

IMPLEMENTASI METODE KENDALI *FUZZY LOGIC* UNTUK KESTABILAN SIKAP *QUADCOPTER* TERHADAP SUMBU *ROLL* DAN SUMBU *PITCH*

A.A. Gde Jenana Putra¹, Porman Pangaribuan², Agung Surya Wibowo³

^{1, 2, 3}Fakultas Teknik Elektro, Universitas Telkom

¹jenanaputra@student.telkomuniversity.ac.id, ²porman@telkomuniversity.ac.id,

³agungsw@telkomuniversity.ac.id

Abstrak

Salah satu jenis pesawat *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) yang sedang berkembang luas di kalangan masyarakat maupun di bidang militer adalah *Quadcopter*. *Quadcopter* dapat digunakan untuk melakukan survei lokasi dari udara, dokumentasi, *aerial cinematography* dan juga dapat melakukan inspeksi rahasia dalam melacak posisi musuh, terutama di wilayah yang tidak aman untuk dilewati para tentara. Pada saat terbang, *quadcopter* sering mendapatkan hambatan yang dapat menyebabkan kestabilan terganggu, sehingga menyebabkan pergerakan yang tidak diinginkan. Dengan menggunakan *Fuzzy Logic Control* tipe Sugeno dan integrator dengan konstanta integrator ($K_i = 0.01$) sebagai metode kendali, *quadcopter* dapat stabil dan dapat mempertahankan posisinya sesuai dengan *set point* yaitu (0°) pada saat mendapatkan gangguan maupun pada saat terbang. *Rise time* ketika diberikan gangguan yaitu kurang dari 1.3 detik dan simpangan osilasi respon di sepanjang nilai *set point* pada saat *quadcopter* terbang dan diberikan gangguan adalah $+15^\circ$ sampai -15° .

Kata Kunci: quadcopter, fuzzy, integrator, kestabilan.

Abstract

One type of UAV (Unmanned Aerial Vehicle) aircraft that well-developed in community and in military field is quadcopter. Quadcopter can be used for site surveys from air, documentation, and aerial cinematography. In addition, quadcopter can be used as well to conduct secret inspections, particularly to track enemy positions, especially in areas that the soldiers is dangerous if they are on there. When a quadcopter flies, it usually gets a disturbance, which can disturb the stability of quadcopter and causes undesired movements. By using fuzzy logic control Sugeno type and integrator, with integrators constants ($K_i = 0.01$) as a control method, quadcopter can be stable and can maintain its stability around set point (0°) when it was flying and getting a disturbance. The deviation of the quadcopter response oscillation along its set point value when getting a disturbance and when flying was in interval $+15^\circ$ to -15° .

Key Words: quadcopter, fuzzy, integrator, stability

1. Pendahuluan

Seiring dengan berkembangnya teknologi, pesawat jenis *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) berkembang luas di kalangan masyarakat dan berkembang luas di bidang militer. Salah satu pesawat jenis UAV tersebut adalah *quadcopter*. Beberapa kegunaan *quadcopter* di kalangan masyarakat, yaitu untuk melakukan survei lokasi dari udara, dokumentasi, dan *aerial cinematography*. Pada bidang militer, *quadcopter* digunakan untuk melakukan inspeksi rahasia dalam melacak posisi musuh terutama di wilayah yang tidak aman untuk dilewati para tentara.

Ketika *quadcopter* melayang atau *hovering* biasanya mendapatkan gangguan atau *disturbance*

sehingga mengakibatkan kestabilan dari *quadcopter* terganggu dan dapat menyebabkan gerakan yang tidak diinginkan. Gangguan tersebut dapat berupa angin atau beban yang tidak sama pada setiap lengan *quadcopter*. Oleh karena itu, perlu adanya metode kendali untuk menjaga kestabilan *quadcopter* agar tetap stabil ketika mendapatkan gangguan. Pada penelitian ini, *Fuzzy Logic Control* (FLC) dan integrator diimplementasikan ke sistem kestabilan sikap *quadcopter* pada sumbu *roll* dan sumbu *pitch*. Metode kendali *fuzzy logic* dipilih untuk sistem stabilisasi sikap *Quadcopter* terhadap sumbu *roll* dan sumbu *pitch*, karena *fuzzy logic* dapat memberikan kontrol yang lebih tepat /sesuai untuk sistem *nonlinier* pada *quadcopter* [7], dan *fuzzy logic* merupakan metode

kendali yang *nonlinier* juga sesuai untuk sistem yang *nonlinier* [8]. Pengumpulan informasi terkait tentang kestabilan *quadcopter* pada sumbu *roll* dan sumbu *pitch*, pengukuran empirik dan analisis statistika, perancangan sistem, dan simulasi digunakan dalam penelitian ini untuk merancang *quadcopter* yang tetap stabil ketika mendapatkan gangguan. Beberapa penelitian sebelumnya terkait dengan kestabilan *quadcopter* telah banyak diteliti oleh beberapa orang. Dharmawan dkk. memodelkan sistem kendali PID pada *quadcopter* dengan Metode Euler Langrange [1]. Sattar dan Ismail memodelkan *fuzzy logic control* untuk *quadcopter* [7]. Abbasi dkk. mengontrol *quadcopter* menggunakan *fuzzy* untuk tuning *Propotional-Integral-Derivative*(PID) pada *hovering mode* [8]. Pada penelitian ini, digunakan metode kendali *fuzzy logic* dan integrator yang digunakan secara perarel untuk metode kendali *quadcopter* dan menggunakan lima *membership fuction* pada setiap inputnya.

2. Dasar Teori dan Perancangan System

2.1 Quadcopter

Quadcopter merupakan jenis robot terbang atau pesawat tanpa awak yang bergerak terbang dengan menggunakan gaya dorong yang dihasilkan dari perputaran keempat rotornya [1]. *Quadcopter* dikendalikan dengan menyesuaikan kecepatan sudut yang dihasilkan oleh rotor yang berputar [1]. Untuk mengurangi pergerakan akibat efek inersia pada *quadcopter*, motor yang berdekatan harus memiliki arah putaran motor yang berbeda, sedangkan motor yang berseberangan harus memiliki arah putar yang sama. Gambar 1 memperlihatkan konfigurasi motor pada suatu *quadcopter*.

Pergerakan *roll* dan *pitch* pada *quadcopter* terjadi karena kecepatan putar setiap dua buah motor *quadcopter* berbeda satu sama lain. Berdasarkan Gambar 1, penyebab terjadinya sikap *roll* dan *pitch* pada *Quadcopter* yaitu :

1. Sikap *roll* terjadi ketika kecepatan putar motor 1 dan motor 4 lebih besar dari kecepatan putar motor 2 dan motor 3 atau sebaliknya.
2. Sikap *pitch* terjadi ketika kecepatan putar motor 1 dan motor 2 lebih besar dari kecepatan putar motor 4 dan motor 3 atau sebaliknya.

Dalam penentuan dinamika sistem *quadcopter*, dua buah referensi *frame quadcopter* harus ditetapkan. Dua jenis referensi frame pada *Quadcopter* yaitu:

1. *Earth Frame* (E-Frame)
2. *Body Frame* (B-Frame)

E-Frame merupakan nilai acuan yang akan digunakan dimana XE merepresentasikan arah utara bumi, YE merupakan representasi arah barat bumi, dan ZE merupakan arah menuju pusat bumi [1]. Sedangkan *B-Frame* merupakan nilai acuan pada *body* dari



Gambar 1. Konfigurasi Motor Quadcopter

quadcopter. XB merupakan sumbu x dari *quadcopter*, YB merupakan sumbu y dari *quadcopter*, dan ZB merupakan sumbu z dari *quadcopter*.

Persamaan dinamika *quadcopter* diturunkan dari persamaan *Angular Rate quadcopter* yaitu:

$$p = \dot{\theta}c\theta - \dot{\phi}c\theta s\theta \tag{1}$$

$$q = \dot{\theta} + \dot{\phi}s\theta \tag{2}$$

Dari persamaan (1) dan (2), c merupakan fungsi cosinus sedangkan s merupakan fungsi sinus. Persamaan (1) dan (2) merupakan persamaan *nonlinier* dikarenakan terdapat fungsi cosinus dan sinus. Oleh karena itu, perlu adanya proses linierisasi. Proses linierisasi ini ditinjau ketika *Quadcopter* berada di titik *equilibrium*, yaitu semua sudut yang ditinjau nilainya mendekati nol, sehingga didapatkan persamaan (3):

$$\sin\theta \approx \theta, \sin\theta \approx \theta, \cos\theta \approx \cos\theta \approx 1 \tag{3}$$

Dengan mensubstitusikan persamaan (3) ke persamaan (1) dan (2), didapatkan persamaan (4) dan (5):

$$p = \dot{\theta} - \dot{\phi}\theta \tag{4}$$

$$q = \dot{\theta} + \dot{\phi}\theta \tag{5}$$

Jika ditinjau pada titik *equilibrium*, maka didapatkan hasil persamaan (6):

$$\dot{\phi}\theta \approx \dot{\phi}\theta \approx 0 \tag{6}$$

Sehingga persamaanya menjadi persamaan (7), (8), dan (9):

$$p = \dot{\theta} \tag{7}$$

$$q = \dot{\theta} \tag{8}$$

$$I \cdot \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_{2x} \\ U_{2y} \\ U_{2z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I \cdot \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \tag{9}$$

Dimana I merupakan matriks *Inertia* yang didefinisikan persamaan (10):

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \tag{10}$$

Jika persamaan (9) dan persamaan (10) disubstitusikan akan didapat persamaan sebagai (11) dan (12):

$$I_{xx} \cdot \dot{p} = U_{2x} - I_{yy} \cdot q \cdot r + I_{zz} \cdot q \cdot r \quad (11)$$

$$I_{xx} \cdot \dot{q} = U_{2y} + I_{xx} \cdot p \cdot r - I_{zz} \cdot p \cdot r \quad (12)$$

Karena $p \approx \dot{\theta}$, $q \approx \dot{\phi}$, dan $qr \approx pr \approx pq \approx \dot{\theta}\dot{\phi} \approx 0$

Maka didapatkan persamaan akhir seperti persamaan (13) dan (14):

$$\ddot{\theta} = \frac{U_{2x}}{I_{xx}} \quad (13)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{U_{2y}}{I_{yy}} \quad (14)$$

Nilai variabel yang terdapat pada penurunan persamaan dapat ditentukan nilainya dengan menggunakan persamaan (15) dan (16) berikut:

$$U_{2x} = lb((\omega_2^2 + \omega_1^2) - (\omega_3^2 + \omega_4^2)) \quad (15)$$

$$U_{2y} = lb((\omega_2^2 + \omega_3^2) - (\omega_1^2 + \omega_4^2)) \quad (16)$$

Persamaan (14) dan (15) kemudian ditransformasi Laplace sehingga menjadi:

$$\frac{\theta(s)}{U_{2x}(s)} = \frac{lb}{I_{xx}s^2} \quad (17)$$

$$\frac{\phi(s)}{U_{2y}(s)} = \frac{lb}{I_{yy}s^2} \quad (18)$$

dengan,

$b = Thrust$ motor (kg)

$l = Panjang$ lengan *Quadcopter* (m)

$\omega = Kecepatan$ rotasi motor *brushless* DC (rpm)

$I_{xx} = Momen$ inersia pada sumbu x (kg.m²)

$I_{yy} = Momen$ inersia pada sumbu y (kg.m²)

$\dot{\theta} = Percepatan$ sudut pada sumbu *roll* (rad/s²)

$\dot{\phi} = Percepatan$ sudut pada sumbu *pitch* (rad/s²)

2.2 Sistem Inferensi Fuzzy

Dari persamaan dinamika *quadcopter* di atas, disebutkan bahwa persamaan dinamika *quadcopter* merupakan persamaan *non linier* karena terdapat fungsi cosinus dan sinus. Oleh karena itu, *fuzzy logic control* diimplementasikan ke sistem *quadcopter*. Salah satu proses dalam penggunaan *fuzzy logic control* adalah Sistem Inferensi *fuzzy*, yaitu penarikan kesimpulan dari beberapa kaidah *fuzzy*. *Input* dalam Fuzzy Inferensi Sistem (FIS) merupakan *crisp value* dan *Output* dari FIS juga merupakan *crisp value*. Proses-proses pada FIS yaitu sebagai berikut:

1. Fuzzyfication

Fuzzyfication adalah proses memetakan nilai *crisp* ke dalam himpunan *fuzzy* dan menentukan derajat keanggotaan di dalam himpunan *fuzzy*.

2. Fuzzy Inference Engine

Pada *Fuzzy Inference Engine* terdapat *Fuzzy Rule Base* yang fungsinya untuk mendapatkan nilai dari *variable linguistic* dari aturan-aturan (*rules*) yang ditetapkan.

3. Defuzzyfication

Defuzzyfication merupakan proses merubah suatu nilai himpunan *fuzzy* kedalam bentuk nilai *crisp*.

2.3 Perancangan Sistem

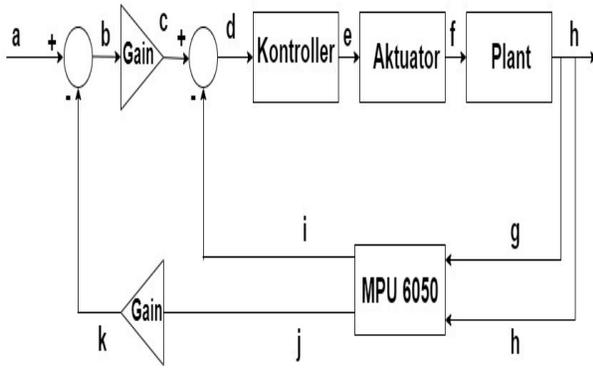
Pada bagian ini, digunakan gabungan dua buah metode kendali untuk sistem stabilisasi *quadcopter* pada sumbu *roll* dan sumbu *pitch* yaitu dengan menggunakan metode *fuzzy logic control* tipe Sugeno dan PID yang diimplementasikan pada bagian kontroler. Tetapi pada bagian PID yang hanya digunakan pada penelitian ini adalah integrator. Sinyal *error* dan *delta error* yang menjadi *input* bagi *fuzzy logic control* dan integrator, merupakan selisih hasil antara nilai *set point* kecepatan sudut dengan nilai kecepatan sudut yang terbaca oleh sensor MPU6050.

Gambar 2 merupakan diagram blok untuk sistem stabilisasi sikap *Quadcopter* terhadap sumbu *roll* dan sumbu *pitch*. Sedangkan, Gambar 3 adalah diagram blok sistem untuk blok kontroler. Penjelasan mengenai Gambar 2 dan Gambar 3 yaitu sebagai berikut:

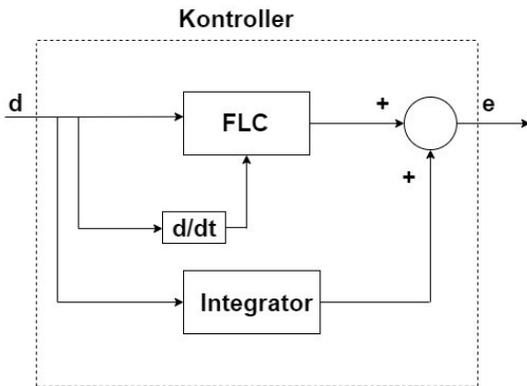
1. Sinyal a merupakan nilai sinyal yang diinginkan (*set point*) yang berasal dari *transmitter*.
2. Sinyal b merupakan sinyal (*error*) antara nilai yang diinginkan dari *transmitter* dengan nilai *angle correction*.
3. Sinyal c merupakan sinyal kecepatan sudut *quadcopter*.
4. Sinyal d merupakan sinyal (*error*) untuk kecepatan sudut *quadcopter*.
5. Sinyal e merupakan total sinyal PWM yang dihasilkan oleh kontroler.
6. Sinyal f merupakan gaya yang dihasilkan oleh perputaran aktuator dan *propeller*.
7. Sinyal g merupakan nilai kecepatan sudut *quadcopter*.
8. Sinyal h merupakan nilai sudut *quadcopter*.
9. Sinyal i dan j masing masing merupakan hasil pembacaan kecepatan sudut dan besar sudut *quadcopter*.
10. Sinyal k merupakan *angle correction* terhadap sinyal a.

2.4 Perancangan Fuzzy Logic Control (FLC)

Perancangan FLC pada penelitian ini dibagi menjadi perancangan *fuzzyfikasi* untuk sinyal (*error*), perancangan *fuzzyfikasi* untuk sinyal (*delta error*), perancangan FLC *rules* yang diimplementasikan pada sistem, dan perancangan *output membership function* untuk proses *defuzzyfikasi*. Lima variabel linguistik



Gambar 2. Diagram Blok Sistem Kestabilan Quadcopter



Gambar 3. Diagram Blok Kontroller Quadcopter

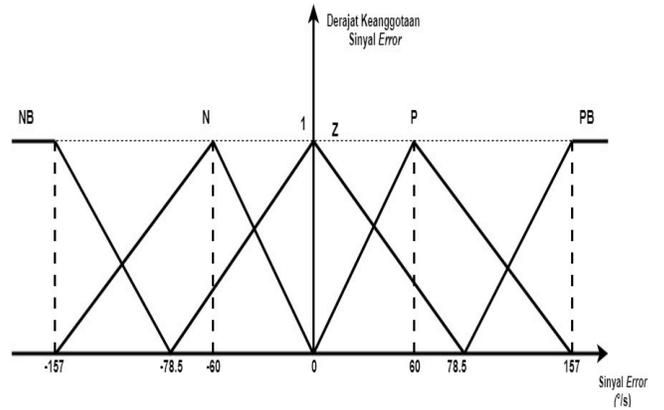
digunakan untuk *fuzzyfikasi* sinyal (*error*) dan (*delta error*) untuk masing-masing sumbu *roll* dan sumbu *pitch*. Variabel variabel linguistik yang digunakan yaitu NB yang merupakan akronim dari *Negative Big*, N merupakan akronim dari *Negative*, Z merupakan akronim dari *Zero*, P merupakan akronim dari *Positive* dan PB merupakan akronim dari *Positive Big*.

Gambar 4 menunjukkan *membership function* untuk sinyal *error* yang digunakan. Terdapat lima variabel linguistik dan lima *membership function* yang terdiri dari dua *membership function* bentuk trapesium dan tiga *membership function* berbentuk segitiga.

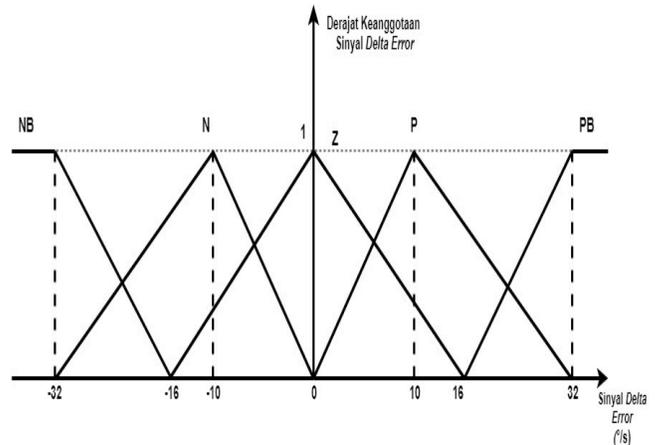
Gambar 5 menunjukkan *membership function* untuk sinyal *delta error* yang digunakan pada penelitian ini. Terdapat lima variabel linguistik dan lima *membership function* yang terdiri dari dua *membership function* bentuk trapesium dan tiga *membership function* berbentuk segitiga.

Pada penelitian ini lima variabel linguistik untuk masing-masing *fuzzyfikasi* sinyal *error* dan *fuzzyfikasi* sinyal *delta error*, sehingga jumlah kombinasi *fuzzy rules* untuk sistem ini yaitu 25 *rules* seperti yang ditampilkan pada Tabel 1.

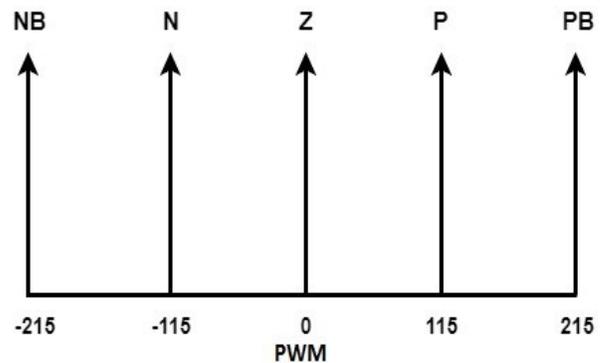
Gambar 6 menunjukkan nilai *output membership function*. Nilai tersebut akan digunakan pada proses



Gambar 4. Fuzzyfikasi Sinyal Error



Gambar 5. Fuzzyfikasi Sinyal Delta Error



Gambar 6. Output Membership Function

defuzzyfikasi. Output defuzzyfikasi merupakan sinyal *Pulse Width Modulation* (PWM) untuk setiap motor. Pada penelitian ini metode defuzzyfikasi yang digunakan yaitu metode pusat luas (CoA). Nilai defuzzyfikasi dapat ditentukan dengan menggunakan formula dibawah ini:

$$z^* = \frac{\sum_{j=1}^n z_j \mu_c(z_j)}{\sum_{j=1}^n \mu_c(z_j)} \quad (19)$$

z^* = Output defuzzyfikasi

z_j = Output fuzzy rules ke - j

$\mu_c(z_j)$ = Membership value ke - j

2.5 Perancangan Integrator

Perancangan sistem kestabilan *quadcopter* terhadap sumbu *roll* dan *pitch* pada penelitian ini menggunakan FLC dan Integrator sebagai metode kendali sikap *quadcopter*. Integrator ditambahkan sebagai metode kendali pada penelitian ini, dengan tujuan mengurangi *steady state error* respon *Quadcopter* terhadap sumbu *roll* dan sumbu *pitch*. Konstanta integrator (K_i) yang ditetapkan pada penelitian ini yaitu sebesar $K_i = 0.01$ berdasarkan hasil *tuning*.

2.6 Flowchart System Kestabilan Quadcopter

Gambar 7 menampilkan *flowchart system* kestabilan sikap *quadcopter* terhadap sumbu *roll* dan sumbu *pitch* menggunakan metode kendali fuzzy logic ditambah integrator. *Flowchart* pada Gambar 7, menjadi urutan proses dari desain perangkat lunak dengan menggunakan bahasa C arduino untuk sistem kestabilan sikap *quadcopter* terhadap sumbu *roll* dan sumbu *pitch*.

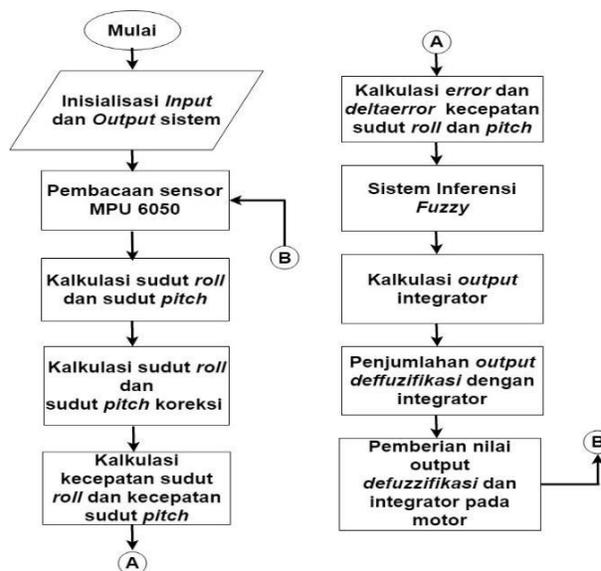
3. Hasil Pengujian Respon Quadcopter

Pengujian yang dilakukan meliputi pengujian respon *quadcopter* terhadap sumbu *roll* pada selang waktu tertentu ketika *quadcopter* diberikan gangguan, pengujian dan analisis respon *quadcopter* terhadap sumbu *pitch* pada selang waktu tertentu pada saat *quadcopter* diberikan gangguan, pengujian *rise time quadcopter* pada sumbu *roll* dan *pitch*, dan pengujian respon kestabilan *quadcopter* terhadap sudut *roll* dan *pitch* pada saat *quadcopter* sedang terbang. Berikut merupakan beberapa hasil pengujian yang diperoleh dalam penelitian ini.

Gambar 8 dan Gambar 9 menampilkan dua hasil pengujian respon *roll quadcopter* ketika *quadcopter* tidak terbang. Pengujian dilakukan selama 30 sampai 40 detik. Gambar 8 merupakan respon *quadcopter* pada saat diberikan gangguan sinyal *impulse* sedangkan Gambar 9 merupakan respon *quadcopter* ketika diberikan beban seberat 1 ons. Berdasarkan pada Gambar 8 dan Gambar 9, desain *system control* menggunakan FLC dan Integrator yang diimplementasikan ke *quadcopter* dapat mempertahankan

Tabel 1. Fuzzy Rules Sistem Kestabilan Quadcopter

Error	Delta Error					
		NB	N	Z	P	PB
NB	NB	NB	PB	PB	PB	PB
P	NB	N	P	P	PB	PB
Z	NB	N	Z	P	PB	PB
N	NB	N	N	P	PB	PB
NB	NB	NB	NB	P	PB	PB

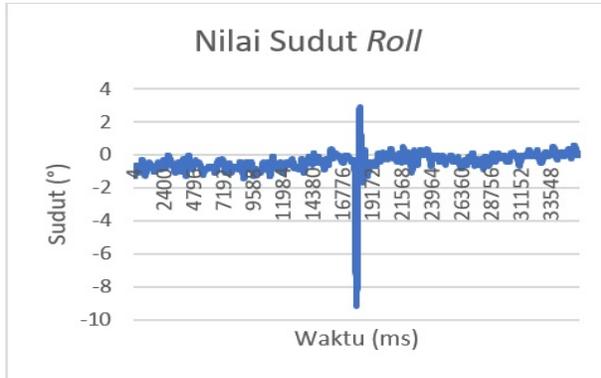


Gambar 7. Flowchart Sistem Kestabilan Quadcopter pada Sumbu Roll dan Pitch

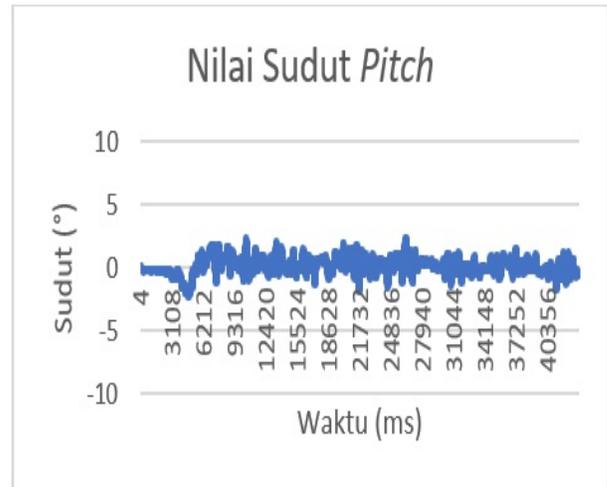
responnya untuk berada pada nilai *set point* (0), walaupun diberikan *disturbance*.

Gambar 10 dan Gambar 11 menampilkan dua hasil pengujian respon *pitch quadcopter* ketika *quadcopter* tidak terbang. Pengujian dilakukan selama 30 sampai 40 detik. Gambar 10 merupakan respon *quadcopter* pada saat diberikan gangguan sinyal *impulse* dan Gambar 11 merupakan respon *quadcopter* ketika diberikan beban seberat 1 ons. Hasilnya sama seperti sebelumnya bahwa FLC dan Integrator dapat mempertahankan respon *Quadcopter* berada di nilai *set point* (0) walaupun diberikan *disturbance*.

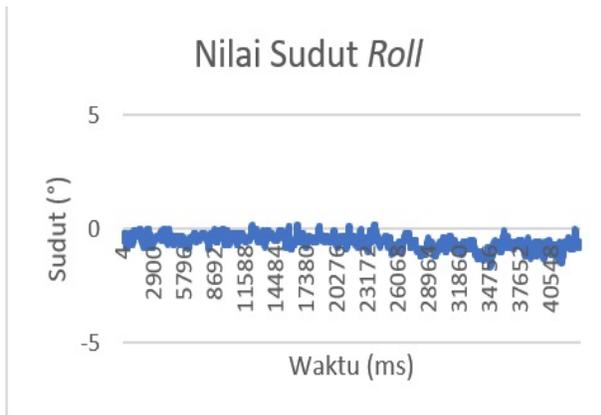
Gambar 12 dan Gambar 13 menunjukkan respon *Quadcopter* pada sumbu *roll* ketika terbang selama 1 menit. Gambar 12 menunjukkan respon *quadcopter* tanpa adanya beban tambahan, sedangkan Gambar 13 menunjukkan respon *quadcopter* pada saat diberikan beban seberat 1 ons. Berdasarkan Gambar 12 dan Gambar 13, FLC dan Integrator yang didesain sebagai metode kendali dapat mempertahankan sikap *quadcopter* untuk berada di sekitar nilai *set point*, yaitu (0) walaupun masih terdapat sedikit osilasi dalam rentang waktu yang sangat singkat.



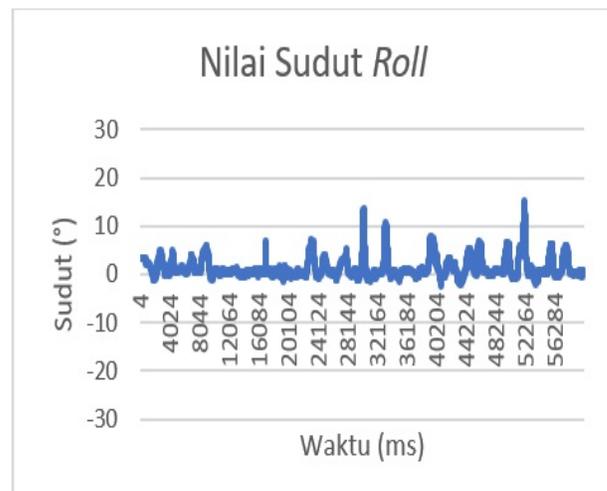
Gambar 8. Hasil Pengujian Respon Sudut Roll Ketika Mendapatkan Gangguan Sinyal Impulse



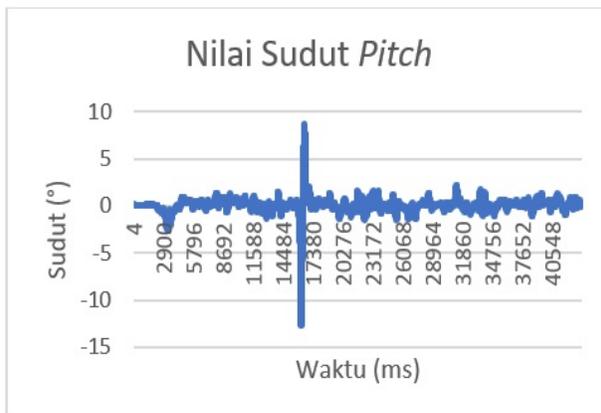
Gambar 11. Hasil Pengujian Respon Sudut Pitch Ketika Mendapatkan Gangguan Beban 1 Ons



Gambar 9. Hasil Pengujian Respon Sudut Roll Ketika Mendapatkan Gangguan Beban 1 Ons



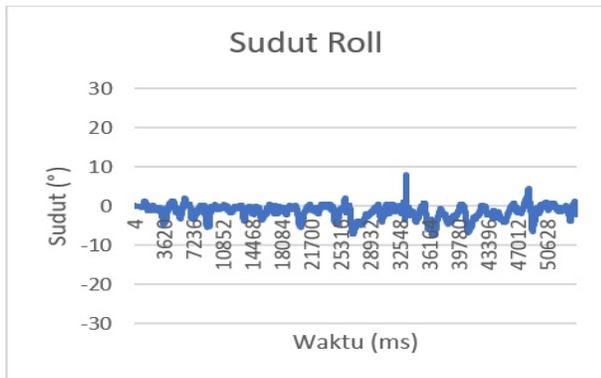
Gambar 12. Hasil Respon Quadcopter Pada Sumbu Roll Tanpa Diberikan Beban Tambahan



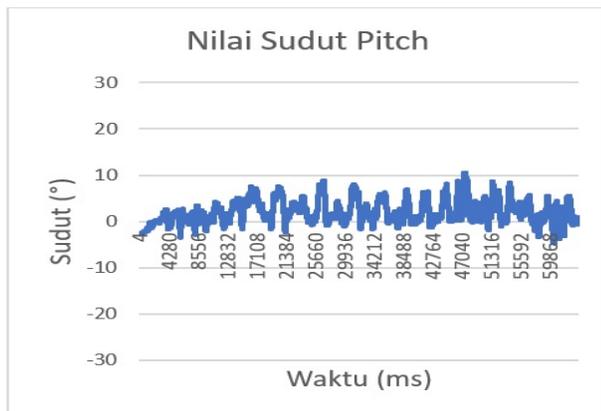
Gambar 10. Hasil Pengujian Respon Sudut Pitch Ketika Mendapatkan Gangguan Sinyal Impulse

Gambar 14 dan Gambar 15 menunjukkan respon *Quadcopter* pada sumbu *pitch* ketika terbang selama 1 menit. Gambar 14 menunjukkan respon *quadcopter* tanpa adanya beban sedangkan Gambar 15 menunjukkan respon *quadcopter* pada saat diberikan beban seberat 1 ons. Seperti hasil pengujian sebelumnya, kombinasi dari FLC dan Integrator yang dirancang ternyata dapat mempertahankan sikap *quadcopter* untuk berada di sekitar nilai *set point* ketika mendapatkan *disturbance*. Walaupun masih terdapat sedikit osilasi, tetapi *quadcopter* dapat mempertahankan sikapnya sesuai dengan *set point* dalam rentang waktu yang singkat.

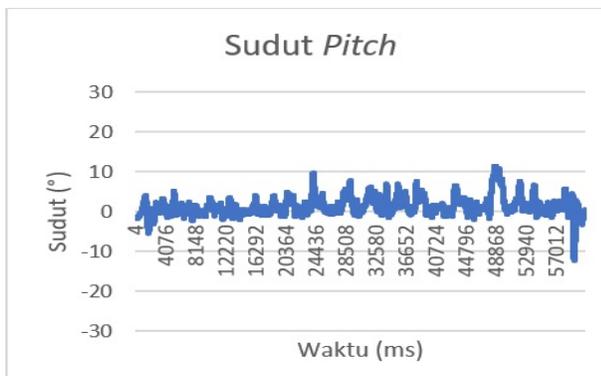
Tabel 2 menunjukkan *rise time* dari respon *quadcopter* ketika terbang dan mendapatkan gangguan. Nilai *rise time* dari tiga kali pengujian untuk masing-masing sumbu *roll* dan sumbu *pitch*, yaitu tidak



Gambar 13. Hasil Respon *Quadcopter* Pada Sumbu *Roll* Dengan Beban Tambahan 1 Ons



Gambar 14. Hasil Respon *Quadcopter* Pada Sumbu *Pitch* Tanpa Diberi Beban Tambahan



Gambar 15. Hasil Respon *Quadcopter* Pada Sumbu *Pitch* Dengan Beban Tambahan 1 Ons

Tabel 2. Hasil Pengujian *Rise Time Quadcopter* Pada Sumbu *Roll* Dan *Pitch*

No	Pengujian pada Sumbu <i>Roll Quadcopter</i>	Waktu (ms)
1	Pengujian ke-1	729
2	Pengujian ke-2	852
3	Pengujian ke-3	1280
	Pengujian pada Sumbu <i>Pitch Quadcopter</i>	
1	Pengujian ke-1	492
2	Pengujian ke-2	360
3	Pengujian ke-3	832

melebihi waktu 1,3 detik.

4. Kesimpulan

Berikut merupakan kesimpulan yang dapat diambil pada penelitian ini yaitu :

1. FLC dan Integrator dapat digunakan bersamaan sebagai metode kendali dalam sistem stabilisasi sikap *quadcopter* pada sumbu *roll* dan *pitch*.
2. Hanya dengan menggunakan lima *membership function* pada setiap proses *fuzzyfikasi* sinyal *error* dan sinyal *delta error* pada FLC ketika diimplementasikan bersama dengan integrator, ternyata dapat diterapkan pada sistem stabilisasi sikap *quadcopter* terhadap sumbu *roll* dan sumbu *pitch*.
3. *Rise time* respon *quadcopter* ketika mendapatkan gangguan yaitu lebih kecil dari 1,3 detik.
4. Simpangan osilasi respon *quadcopter* di sepanjang nilai *set point* ketika *quadcopter* mendapatkan gangguan dan ketika *Quadcopter* diikat pada salah satu sumbunya yaitu di antara -5° sampai $+5^\circ$.
5. Simpangan maksimum dan minimum dari osilasi respon *Quadcopter* di sepanjang nilai *set point* ketika mendapatkan gangguan dan ketika terbang yaitu berada diantara -15° sampai $+15^\circ$.

Pustaka

- [1] A. Dharmawan, Y. Y. Simanungkalit, and N. Y. Megawati, *Pemodelan Sistem Kendali PID pada Quadcopter dengan Metode Euler Lagrange*, IJEIS - Indones. J. Electron. Instrum. Syst., vol. 4, no. 1, pp. 1324, 2014.
- [2] P. Wang, Z. Man, and Z. Cao, *Dynamics Modelling and Linear Control of Quadcopter*, pp. 498503, 2016.
- [3] Vasilis Tzivaras. 2015. *Building a Quadcopter with Arduino*. Birmingham: Packt Publishing Ltd.
- [4] L. P. Ketaren, M. Ma, and M. Rahmawaty, *Balancing Robot Beroda Dua Menggunakan*

- Metoda Kontrol Proporsional , Integral dan Derivatif, vol. 1, no. 2, pp. 3948, 2015.
- [5] Ahmad M. Ibrahim. 2004. Fuzzy Logic for Embedded Systems Applications. Burlington: Newnes.
- [6] N. Effendy, A. S. Ashfahani, and A. Yulinggar, Aplikasi Kontrol Logika Fuzzy Pada Sistem Tracking Matahari (Sun Tracking System) Panel Photovoltaic, Seminar, vol. 2008, no. Snati, 2008.
- [7] M. A. Sattar and A. Ismail, Modeling and Fuzzy Logic Control of a Quadrotor UAV, pp. 14941498, 2017.
- [8] E. Abbasi, M. Mahjoob, and R. Yazdanpanah, Controlling of quadrotor uav using a fuzzy system for tuning the pid gains in hovering mode, 10th Int. Conf. Adv. Comput. Entertain. Technol, pp. 16, 2013.