

Perancangan Pengendalian *Hover Quadcopter* Menggunakan Pengendali *Hybrid Fuzzy* Dan *Proportional Integral Derivative (PID)*

Ahmad Faizal¹, Ewi Ismaredah², Imam Fadjar Ridho³

^{1,2,3}Teknik Elektro, Fakultas Sains dan Teknologi, UIN Suska Riau.28293

Email: ahmad.faizal@uin-suska.ac.id, ewi.ismaredah@uin-suska.ac.id, imamfadjaridho@gmail.com

ABSTRACT

Hover quadcopter system able to free fly hover simpl, because it have a small shape and a light mass then make it easy. However it because quadcopter have a light mass then quadcopter have a weakness that is quadcopter easy to get disturbance from external like wind attack. this simulation of quadcopter using MATLAB R2013a software with controller using hybrid fuzzy-PID. Fuzzy Logic Control is a high intelligence control and able to make interaction with around conditions that might be happened, and it works by given rules input and output based on the conditions. The analysis shown hybrid fuzzy-PID controller have a good responses and faster than a single fuzz logic control. In the fuzzy logic control shown successful to reach setpoint 0.1 rad, but have a longer time responses than hybrid fuzzy-PID controller. Fuzzy Logic Control (FLC) at Roll angle position shown response 3.2088 s, pitch with 3.256 s and yaw with 3.3045 s. While on hybrid fuzzy-PID controller shown at the angle position of Roll with 0.02896 s, pitch angle position is 2.3138 s and yaw angle position with 0.2611 s. However when quadcopter given disturbance, fuzzy logic control shown better than hybrid fuzzy-PID controller. Fuzzy Logic Control when given a disturbance a time 10 until 11 second successful to solve the disturbance without an problem. While on hybrid fuzzy-PID when given a disturbance it needs more longer time to reach back the setpoint.

Keywords: *FLC, Fuzzy, Hover, Hybrid, PID, Pitch, Quadcopter, Roll, Yaw*

INTISARI

Sistem *hover* quadcopter memiliki kelebihan untuk dapat terbang melayang bebas dan dengan mudah karena memiliki bentuk yang kecil dan ringan sehingga mudah. Namun karena memiliki massa yang ringan quadcopter juga memiliki kelemahan tersendiri yaitu mudah terkena gangguan seperti terpaan angin. Ini tentu saja menjadi masalah tersendiri pada quadcopter untuk pengaplikasiannya. Untuk mensimulasikan quadcopter digunakan *software* MATLAB R2013a. Dengan metode pengendali yaitu *hybrid fuzzy-PID*, pengendali logika *fuzzy* adalah kendali cerdas yang dapat berinteraksi dengan kondisi yang terjadi dengan memasukan rules. Hasil dianalisa pengendali *hybrid fuzz-PID* menunjukkan respon yang bagus dan cepat dibandingkan dengan pengendali logika *fuzzy* saja. Pada pengendali *fuzzy* menunjukkan berhasil mencapai *setpoint* 0.1 rad, namun dengan *respon time* yang lebih lama yaitu pengendali *fuzzy* pada posisi sudut *roll* dengan respon 3.2088 detik, posisi sudut *pitch* yaitu 3.2562 detik dan pada posisi sudut *yaw* yaitu 3.3045 detik. Sedangkan pada hasil respon pengendali *hybrid fuzzy-PID* saat posisi sudut *roll* yaitu 0.02896 detik, posisi sudut *pitch* yaitu 2.3138 detik dan pada posisi sudut *yaw* yaitu 0.2611 detik. Namun saat diberi gangguan, pengendali *fuzzy* menunjukkan respon yang lebih baik dibandingkan pengendali *hybrid fuzzy-PID*. Pengendali *fuzzy* saat diberi gangguan didetik 10 dan 11 berhasil mengatasi gangguan tanpa terjadi penyimpangan. Sedangkan saat menggunakan pengendali *hybrid fuzzy-PID* terjadi penyimpangan yang cukup lama kembali ke *setpoint* awal yaitu lebih kurang selama 30 detik

Kata Kunci : *Fuzzy, Hover, Hybrid, PID, Pitch, Quadcopter, Roll, Yaw*

I. PENDAHULUAN

Dalam beberapa tahun terakhir dunia Robotika makin berkembang pesat, salah satunya adalah pengembangan robot terbang tanpa awak atau yang sering disebut *Unmanned Aerial Vehicle*(UAV). Robot jenis ini biasanya digunakan dalam mode terbang manual dan otomastis. Masing-masing robot UAV memiliki karakteristik dan sistem yang berbeda-beda, dalam penulisan tugas akhir ini akan dibahas salah satu jenis UAV yang banyak diteliti saat ini yaitu quadcopter.

Quadcopter menggunakan 4 buah motor dan baling-baling pada bagian ujung kerangka utamanya yang mampu untuk mengangkat fisik quadcopter. Dibagian tengah quadcopter digunakan untuk meletakkan *power supply*, sensor dan pengendali yang berisi program guna untuk mngendalikan pergerakan quadcopter. Quadcopter dibagi menjadi dua macam gerak terbang, yaitu gerakan lateral dan gerakan longitudinal, gerakan longitudinal yang tebagi menjadi 3 yaitu *take-off* (lepas landas), *hovering* (melayang) dan *landing* (pendaratan). *Hover* dalam quadcopter sangat diperlukan perhatian dalam kontrol kestabilannya agar menjaga ketiga sudut posisinya yaitu sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*[1].

Quadcopter juga memiliki masalah tersendiri yaitu quadcopter memiliki massa yang ringan sehingga mudah mendapatkan gangguan secara *external*, sehingga sangat diperlukan pengendali yang bagus yang dapat mengendalikan quadcopter saat ada gangguan tersebut sehingga dapat kembali saat quadcopter kondisi normal.

Salah satu pengendali yang bisa untuk mengatasi gangguan adalah pengendali logika *fuzzy*. Logika *fuzzy* merupakan pengendali cerdas yang tidak memerlukan perhitungan matematika yang rumit karena dipresentasikan ke dalam bentuk *rule* yang berisikan

kemungkinan-kemungkinan yang terjadi sehingga mudah mengatasi masalah dan lebih sederhana. *Fuzzy* bisa digunakan untuk sistem non linear yang kompleks. Meskipun begitu logika *fuzzy* juga memiliki kekurangan yaitu lambat dalam mencapai respon time yang diinginkan dan osilasi yang tidak bisa dihilangkan. Logika *fuzzy* telah banyak digunakan untuk mengendalikan berbagai macam sistem yang *non linear* dan telah berhasil diimplementasikan untuk sistem kendali pada helikopter. Meskipun begitu penggunaan logika *fuzzy* dalam quadcopter bisa dibilang masih baru[4]. Untuk itu penulis akan menggunakan logika *fuzzy* dalam penelitian ini untuk mengatasi gangguan yang diberikan pada quadcopter dan mendapatkan stabilitas yang lebih baik pada quadcopter.

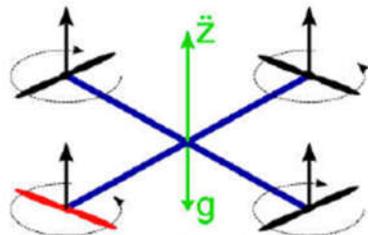
Permasalahan yang ditimbulkan oleh logika *fuzzy* seperti dijelaskan diatas dapat diatasi menggunakan pengendali *Proportional, integral and Derivative* (PID) ketiga pengendali PID ini yang saling membantu dengan menggabungkan nilai K_i K_p dan K_d untuk mendapatkan respon keluaran quadcopter yang stabil dan meminimalkan osilasi pada *set point*[4]. Kendali PID adalah kendali konvensional yang sudah banyak digunakan terutama dalam pengendalian quadcopter, dan mendapatkan hasil yang cukup bagus dari segi kestabilan, walaupun terjadi *overshoot* dan *time response* yang lama apabila diberi gangguan[2][3]. Dengan menggabungkan logika *fuzzy* dengan kendali PID diharapkan sistem mampu mendapatkan *set point* yang diinginkan, respon *time* yang lebih cepat untuk menstabilkan quadcopter walaupun diberi gangguan dan memperkecil *error*.

II. LANDASAN TEORI

A. Quadcopter

1. Gaya *Thrust* ($U_1[N]$)

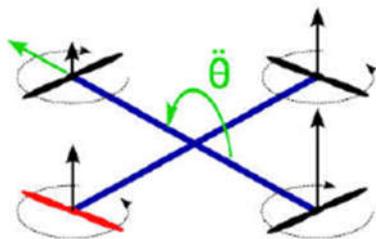
Gaya *thrust* adalah gaya yang mengakibatkan quadcopter bergerak naik keatas atau turun kebawah searah sumbu Z *earth frame*. Gaya ini terjadi jika kecepatan putarab keempat motor sama dan secara bersamaan ditambah kecepatannya dengan nilai yang sama, maka quadcopter akan menghasilkan gaya angkat (*thrust*). Begitu juga sebaliknya, jika kecepatan dari keempat motor diperlambat secara bersamaan, quadcopter akan bergerak kebawah [3].



Gambar 1. Gerakan Vertikal Quadcopter[1]

2. Torsi *Roll* (U_2 [Nm])

Torsi *roll* adalah torsi yang mengakibatkan quadcopter berputar disepanjang sumbu x *body frame* (X_B). Torsi ini dipengaruhi jika kecepatan motor kiri dipercepat sedangkan motor kanan diperlambat maka quadcopter akan bergerak mengguling ke kanan. Begitu pula jika sebaliknya, jika motor kanan yang dipercepat dan motor kiri yang diperlambat maka quadcopter akan bergerak mengguling ke kiri [3].

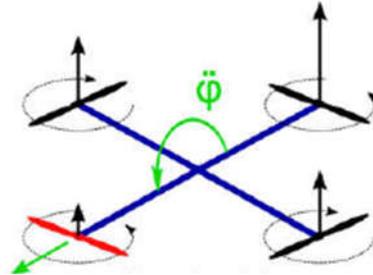


Gambar 2. Gerakan Roll Quadcopter[1]

3. Torsi *Pitch* (U_3 [Nm])

Torsi *Pitch* adalah torsi yang mengakibatkan quadcopter berputar disepanjang sumbu y pada *body frame* quadcopter (Y_B). Gerak ini dipengaruhi jika kecepatan motor depan diperlambat sedangkan kecepatan motor belakang

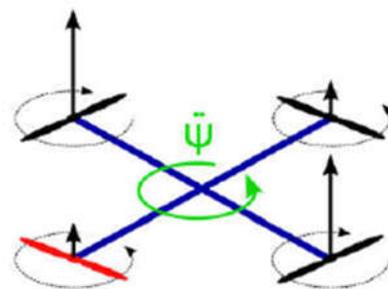
dipercepat, maka quadcopter akan bergerak mengguguk kedepan. Begitu pula jika kecepatan motor depan dipercepat dan kecepatan motor belakang diperlambat maka quadcopter akan bergerak mengguguk kebelakang [3].



Gambar 3. Gerakan Pitch Quadcopter[1]

4. Torsi *Yaw* (U_4 [Nm])

Torsi *yaw* adalah torsi yang mengakibatkan quadcopter berputar disepanjang sumbu Z pada *body frame* quadcopter (Z_B). Gerak ini dipengaruhi oleh perubahan kecepatan dari keempat motor quadcopter. Jika kecepatan motor depan dan belakang diperlambat sedangkan kecepatan motor kanan dan kiri dipercepat maka quadcopter akan bergerak menyimpang ke kiri. Begitu pula sebaliknya, jika kecepatan motor depan dan belakang dipercepat sedangkan motor yang lain diperlambat, maka quadcopter akan bergerak menyimpang ke kanan. Perubahan kecepatan yang terjadi pada keempat motor memiliki nilai yang sama [3].



Gambar 4. Gerakan Yaw Quadcopter[1]

B. Persamaan Matematis Quadcopter

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}} qr - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} q\Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} \\ \dot{q} &= \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} pr - \frac{J_{TP}}{I_{YY}} p\Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} \\ \dot{r} &= \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} pq - \frac{U_4}{I_{ZZ}} \end{aligned} \quad 1$$

Bagian rotasi dari quadcopter berasal dari konsep persamaan gerak rotasi dan dengan menggunakan metode Newton-Euler yang berasal dari kerangka tubuh quadcopter

Agar lebih sederhana, momen gyroscopic tidak digunakan karena inersia yang dihasilkan oleh quadcopter jauh lebih besar dari yang inersia yang dihasilkan oleh rotor. Jadi, persamaan gerak rotasi yang digunakan sebagai berikut

Persamaan gerak rotasi diperoleh dengan persamaan gerak Euler sebagai berikut:

$$\begin{aligned} \sum \tau &= I\ddot{\Theta} \\ U_R - C_B(v) &= I\ddot{\Theta} \end{aligned} \quad 2$$

dimana I adalah matriks inersia sistem, U_R adalah vektor gaya rotasi dan $C_B(v)$ adalah matriks Coriolis-centripetal.

$$\begin{aligned} I\ddot{\Theta} &= \begin{bmatrix} \ddot{\Phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\Psi} \end{bmatrix} \\ I &= \begin{bmatrix} I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad 3$$

$$\begin{aligned} U_R &= \begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \\ C_B(v) &= \begin{bmatrix} 0 & I_{ZZ}\dot{\Psi} & -I_{YY}\dot{\theta} \\ -I_{ZZ}\dot{\Psi} & 0 & I_{XX}\dot{\Phi} \\ I_{YY}\dot{\theta} & I_{XX}\dot{\Phi} & 0 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

sehingga Persamaan dapat dituliskan menjadi:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & I_{ZZ}\dot{\Psi} & -I_{YY}\dot{\theta} \\ -I_{ZZ}\dot{\Psi} & 0 & I_{XX}\dot{\Phi} \\ I_{YY}\dot{\theta} & I_{XX}\dot{\Phi} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} &= \\ \begin{bmatrix} I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\Phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\Psi} \end{bmatrix} & \end{aligned} \quad 4$$

Persamaan dinamika rotasi untuk masing-masing gerak roll, pitch dan yaw sebagaimana dituliskan pada Persamaan 10

$$\begin{bmatrix} \ddot{\Phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I_{ZZ}\dot{\Psi} & -I_{YY}\dot{\theta} \\ -I_{ZZ}\dot{\Psi} & 0 & I_{XX}\dot{\Phi} \\ I_{YY}\dot{\theta} & I_{XX}\dot{\Phi} & 0 \end{bmatrix}^{-1} \left(\begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & I_{ZZ}\dot{\Psi} & -I_{YY}\dot{\theta} \\ -I_{ZZ}\dot{\Psi} & 0 & I_{XX}\dot{\Phi} \\ I_{YY}\dot{\theta} & I_{XX}\dot{\Phi} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \right) \quad 5$$

Momen inersia adalah ukuran kelembaman suatu benda untuk berotasi terhadap porosnya. Momen inersia berperan dalam dinamika rotasi seperti massa dalam dinamika dasar, dan menentukan hubungan antara momentum sudut dan kecepatan sudut, momen gaya dan percepatan sudut, dan beberapa besaran lain. Sesuai dengan dasar teori yang telah di jelaskan sebelumnya, maka dapat dihitung nilai parameter I_{xx} , I_{yy} , dan I_{zz} dengan mengasumsi dari bentuk *quadcopter*. Persamaan yang digunakan untuk menghitung I_{xx} , I_{yy} , dan I_{zz} akan di tunjukkan pada persamaan di bawah ini

$$\begin{aligned} \ddot{\Phi} &= \frac{U_2 l}{I_{XX}} - \frac{\theta \psi}{I_{XX}} (I_{ZZ} - I_{YY}) \\ \ddot{\theta} &= \frac{U_3 l}{I_{YY}} - \frac{\theta \psi}{I_{YY}} (I_{XX} - I_{ZZ}) \\ \ddot{\Psi} &= \frac{U_4 l}{I_{ZZ}} - \frac{\phi \theta}{I_{YY}} (I_{YY} - I_{XX}) \end{aligned} \quad 6$$

Tabel 1 Identifikasi Konstanta[3]

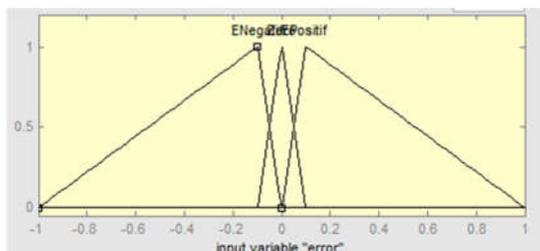
KONSTANTA	NILAI	SATUAN
Panjang Quadcopter dari motor ke pusat	0.06	M

Momen inersia rotasi sumbu X (I_{xx})	$1,680157 \times 10^{-3}$	Kgm^2
Momen inersia rotasi sumbu Y (I_{yy})	$1,680157 \times 10^{-3}$	Kgm^2
Momen inersia rotasi sumbu Z (I_{zz})	$1,20466 \times 10^{-3}$	Kgm^2
Momen inersia motor <i>propeller</i> (J_{TP})	0,025872	Kgm^2
Konstanta Thrust	$2,2478 \times 10^{-6}$	$\text{N}\cdot\text{sec}^2$
Konstanta Drag	$2,5 \times 10^{-7}$	$\text{Nm}\cdot\text{sec}^2$

III. METODE PENELITIAN

Perancangan Pengendali *Fuzzy*

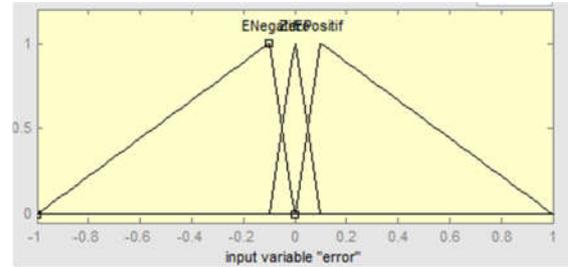
Posisi sudut quadcopter yang dikendalikan harus mencapai *setpoint* sebesar 0.1 rad. Variabel masukan *error* akan bernilai negatif jika posisi sudut berada diatas nilai *setpoint* yang diinginkan dan bernilai positif jika posisi sudut quadcopter dibawah *setpoint*. Fungsi keanggotaan *error* memiliki jangkauan -1 rad hingga 1 rad. Fungsi keanggotaan *error* terdiri dari tiga yaitu EN (ErrorNegatif), Z (zero) dan EP (ErrorPositif).



Gambar 5 Fungsi keanggotaan input *error*.

Untuk fungsi keanggotaan *delta error* juga memiliki jangkauan -1 rad

hingga 1 rad. Fungsi keanggotaan *delta error* terdiri dari tiga yaitu DEN (*DeltaErrorNegative*), Z (*zero*) dan DEP (*DeltaErrorPositive*).



Gambar 6 Fungsi keanggotaan input *delta error*

Sedangkan untuk variabel keluaran juga memiliki tiga fungsi keanggotaan sebagai aksi kontrol *U* dalam mengendalikan posisi sudut quadcopter yang terdapat pada gambar 3.7 berikut :



Gambar 7 Fungsi keanggotaan output *fuzzy*

Dasar pembuatan *Rules base* ini sebagai pengambil keputusan keluaran dari logika *fuzzy*, berikut tabel perancangan *Rules base* untuk pengendalian sudut pada quadcopter.

Tabel 2 *Rules base* pengendali *fuzzy*

<i>Error</i>	<i>Negative</i>	<i>Zero</i>	<i>Positive</i>
<i>Delta Error</i>			
<i>Negative</i>	<i>LargeNegative</i>	<i>SmallNegative</i>	<i>Zero</i>
<i>Zero</i>	<i>SmallNegative</i>	<i>Zero</i>	<i>SmallPositive</i>

Positive	Zero	SmallPositive	LargePositive
----------	------	---------------	---------------

Keterangan :

If Error N and Delta Error N Then LargeNegative

If Error N and Delta Error Z Then SmallNegative

If Error N and Delta Error P Then Zero

If Error Z and Delta Error N Then SmallNegative

If Error Z and Delta Error Z Then Zero

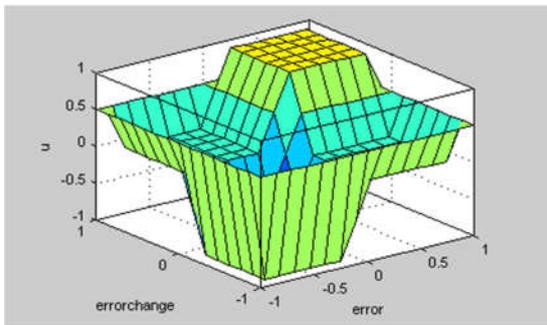
If Error Z and Delta Error P Then SmallPositive

If Error P and Delta Error N Then Zero

If Error P and Delta Error Z Then SmallPositive

If Error P and Delta Error P Then LargePositive

Berikut bentuk pengendali *fuzzy* berdasarkan *Rules* diatas



Gambar 8 Bentuk *surface* pengendali *fuzzy*

Mekanisme *inference* pada perancangan ini terdiri dari dua tahap, yaitu : evaluasi aturan dan agregasi dari output *Rules*. Pada tahap evaluasi aturan, input yang telah difuzzifikasi diaplikasikan ke *antecedent* dari *fuzzyRules*. Jika *fuzzyRules* memiliki lebih dari satu input, maka operator *fuzzy* (*AND* atau *OR*) digunakan untuk mendapatkan nilai tunggal yang

menyatakan hasil dari evaluasi *antecedent*. Pada perancangan ini digunakan operator *fuzzy* *AND* untuk mengevaluasi *antecedent*.

Perancangan Pengendali PID

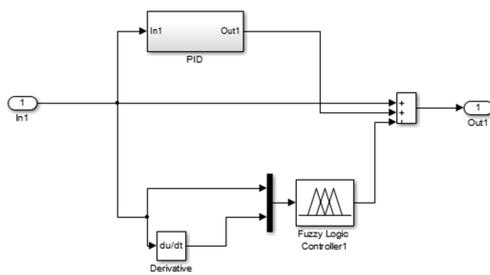
Metode penalaan pengendali PID adalah dengan menggunakan metode *heuristic*, yaitu dengan melakukan uji coba nilai K_p , K_i dan K_d sehingga mendapatkan respon sistem yang diinginkan.

Tabel 3. *Tuning* Parameter Nilai K_p , K_i , K_d PID dengan Metode *Heuristic*

Roll			Pitch			Yaw		
K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d
1	-	-	1	-	-	1	-	-
35	5	-	25	3	-	25	5	-
35	5	1	25	3	5	25	10	2
70	10	2	50	2	5	50	20	4
70	15	3	100	1	10	100	20	4

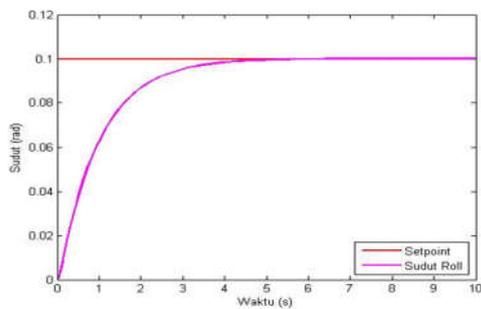
Tabel diatas didapat dengan *tuning* metode *heuristic* yaitu dengan uji coba nilai PID. Didapat kestabilan dengan nilai K_p , K_i dan K_d untuk sudut *Roll* yaitu $K_p = 70$, $K_i = 15$ dan $K_d = 3$. Untuk sudut *Pitch* dengan nilai $K_p = 100$, $K_i = 1$ dan $K_d = 10$, sednagkan untuk sudut *Yaw* dengan $K_p = 100$, $K_i = 20$ dan $K_d = 4$.

Setelah merancang pengendali *fuzzy* dan PID kemudian menggabungkan kedua pengendali menjadi *hybrid fuzzy-PID*



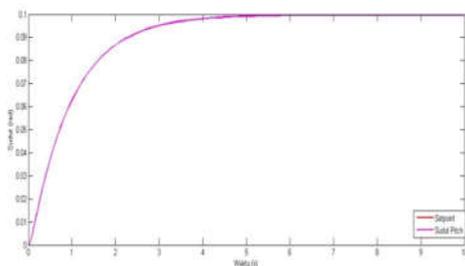
Gambar 9 Simulink Pengendali Hybrid Fuzzy-PID Pada Sistem Pergerakan Hover Quadcopte

IV ANALISA DAN HASIL



Gambar 10 Grafik respon keluaran Roll quadcopter dengan pengendali fuzzy

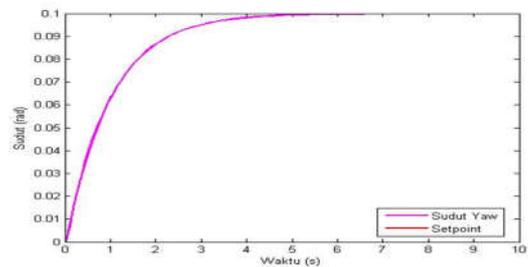
Pengendali fuzzy mampu mengendalikan posisi sudut roll Quadcopter mencapai setpoint dengan tanpa error yaitu 0 rad, waktu yang dibutuhkan untuk mencapai keadaan tunak yaitu 3.9050 s, dan tidak mengalami overshoot.



Gambar 11 Grafik respon keluaran Pitch quadcopter dengan pengendali fuzzy

Pengendali fuzzy mampu mengendalikan posisi sudut pitch Quadcopter mencapai setpoint dengan error steady state yaitu 0.00002 rad, waktu yang dibutuhkan untuk mencapai

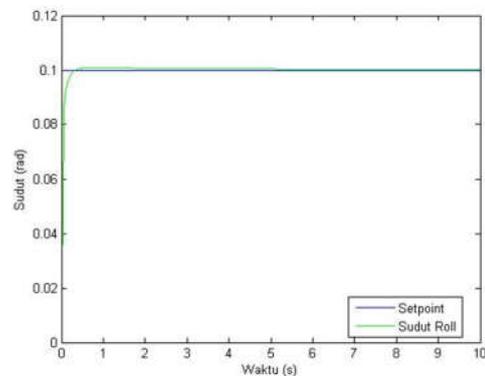
keadaan tunak yaitu 3.905 s, dan tidak mengalami overshoot



Gambar 12 Grafik respon keluaran Yaw quadcopter dengan pengendali fuzzy

Pengendali fuzzy mampu mengendalikan posisi sudut yaw Quadcopter mencapai setpoint dengan error steady state yaitu 0.00001 rad, waktu yang dibutuhkan untuk mencapai keadaan tunak yaitu 3.9050 s, dan tidak mengalami overshoot.

Berikut grafik hasil pengendali fuzzy setelah di hybrid fuzzy-proportional, integral, derivative(PID).

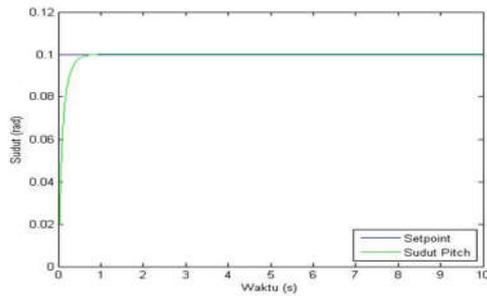


Gambar 13 Roll quadcopter Hybrid fuzzy-PID dengan nilai kp: 70, ki: 15, kd:

3

Pada gambar diatas hasil PID untuk plant roll quadcopter dengan nilai kp: 70, ki: 15, dan kd: 3 didapati hasil pengendali pengendali hybrid fuzzy-PID berhasil mencapai set point, respon menunjukkan pengendali Hybrid fuzzy-PID mampu mengendalikan posisi sudut roll Quadcopter dan mencapai setpoint dengan error steady state yaitu -0.0001 rad, waktu yang dibutuhkan untuk

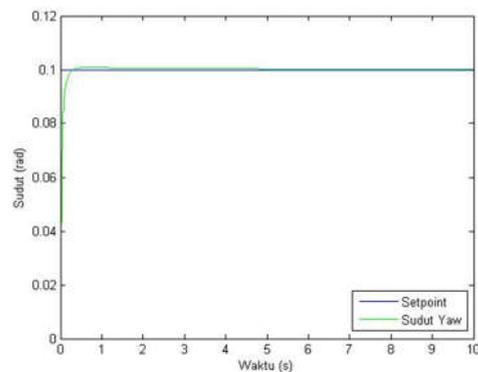
mencapai keadaan tunak yaitu 0.2165 s, dan tidak mengalami *overshoot*.



Gambar 14 *Pitch* quadcopter *Hybrid fuzzy-PID* dengan nilai k_p : 100, k_i : 1, k_d : 10

Pada gambar diatas hasil PID untuk plant *pitch* quadcopter dengan nilai k_p : 100, k_i : 1, dan k_d : 10 didapati hasil pengendali pengendali *hybrid fuzzy-PID* berhasil mencapai *set point*.

Pengendali *Hybrid fuzzy-PID* mampu mengendalikan posisi sudut *pitch* Quadcopter dan mencapai *setpoint* dengan *error steady state* yaitu -0.0001 rad, waktu yang dibutuhkan untuk mencapai keadaan tunak yaitu 0.4926s, dan tidak mengalami *overshoot*.



Gambar 15 *Yaw* quadcopter *Hybrid fuzzy-PID* dengan nilai k_p : 100, k_i : 20., k_d : 4

Pada gambar diatas hasil PID untuk plant *pitch* quadcopter dengan nilai k_p :100, k_i : 20., dan k_d : 4 didapati hasil pengendali pengendali *hybrid fuzzy-PID* berhasil mencapai *set point*.

pengendali *Hybrid fuzzy-PID* mampu mengendalikan posisi sudut *yaw*

Quadcopter dan mencapai *setpoint* dengan *error steady state* yaitu -0.0001 rad, waktu yang dibutuhkan untuk mencapai keadaan tunak yaitu 0.2013 s, dan tidak mengalami *overshoot*.

Perbandingan Hasil Pengendali Logika *Fuzzy* dan Pengendali *Hybrid Fuzzy-PID* Pada Posisi Sudut *Roll*, *Pitch* dan *Yaw* Pada Quadcopter

Pada hasil simulasi kemudian dilakukan perbandingan antara pengendali *Fuzzy* dan *Hybrid Fuzzy-PID*. Dengan tujuan melihat hasil pengendali *Hybrid Fuzzy-PID* yang mampu memberikan hasil respon yang lebih baik dari pengendali logika *Fuzzy*.

Perbandingan hasil pengendali logika *fuzzy* dan pengendali *hybrid fuzzy-PID* diatas dapat dilihat bahwa pengendali *hybrid fuzzy-PID* memiliki respon yang lebih baik dari pengendali *fuzzy*. Dilihat dari *settling time* nya pengendali *hbrid fuzzy-PID* menunjukkan respon yang lebih cepat dibandingkan pengendali *fuzzy*, yaitu pengendali *fuzzy* pada posisi sudut *roll* dengan respon 3.9050 detik, posisi sudut *pitch* yaitu 3.9050 detik dan pada posisi sudut *yaw* yaitu 3.9050 detik. Sedangkan pada hasil respon pengendali *hybrid fuzzy-PID* saat posisi sudut *roll* yaitu 0.2165 detik, posisi sudut *pitch* yaitu 0.4926 detik dan pada posisi sudut *yaw* yaitu 0.2013 detik. Begitu juga dengan *Rise Time* pada pengendali *hybrid fuzzy-PID* menunjukkan hasil yang lebih cepat juga dibandingkan pengendali *fuzzy*. Yaitu pada pengendali *fuzzy* saat posisi sudut *roll* dengan respon 2.9304 detik, pada posisi sudut *pitch* yaitu 2.953 detik dan posisi sudut *yaw* yaitu 2.953 detik. Sedangkan pengendali *hybrid fuzzy-PID* menunjukkan hasil yaitu posisi sudut *roll* dengan respon 0.1374 detik, pada posisi *pitch* yaitu 0.3632 detik dan posisi sudut *yaw* yaitu 0.1374 detik. Hasil *delay time* pada pengendali *hybrid fuzzy-PID* juga

menunjukkan hasil yang lebih baik juga dibandingkan dengan pengendali *fuzzy*. Yaitu pada pengendali *fuzzy* posisi sudut *roll* dengan hasil 0.7013 detik, posisi sudut *pitch* yaitu 0.7013 detik dan posisi sudut *yaw* yaitu 0.7013 detik. Sedangkan hasil pengendali *hybrid fuzzy-PID* pada posisi sudut *roll* yaitu 0.0328 detik, posisi sudut *pitch* yaitu 0.0741 detik dan posisi sudut *yaw* yaitu 0.0279 detik.

Kesimpulan

Pengendali *Hybrid Fuzzy-PID* berhasil mencapai *setpoint* yang diinginkan dengan *respon time* yang lebih cepat dibandingkan dengan pengendali *fuzzy* saja. Pengendali logika *fuzzy* berhasil mencapai kestabilan *steady state* namun dengan waktu yang cukup lama yaitu *settling time* pengendali *fuzzy* pada posisi sudut *roll* dengan respon 3.2088 detik, posisi sudut *pitch* yaitu 3.2562 detik dan pada posisi sudut *yaw* yaitu 3.3045 detik. Sedangkan pada hasil respon pengendali *hybrid fuzzy-PID* saat posisi sudut *roll* yaitu 0.02896 detik, posisi sudut *pitch* yaitu 2.3138 detik dan pada posisi sudut *yaw* yaitu 0.2611 detik.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Ardy Seto Priambodo, Adha Imam Cahyadi, Samiadji Herjuanto. "Analisa Kestabilan Terbang Quadrotor Dengan pengendali PD terhadap Gangguan". Jurnal Teknik Elektro dan Teknik Informasi Universitas Gajah Mada. 2017
- [2] Bimo Jati Utomo. "Rancang Bangun UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) Model Quadcopter dengan menggunakan Algoritma Proportional Integral Derivative". Jurnal Teknik komputer, Universitas Telkom Bandung Vol.1, No.1 April 2015
- [3] Prihatama Kunto Wicaksono. "Pengendalian Pergerakan *Hover Quadcopter* Menggunakan Metode PID Jaringan Syaraf Tiruan". Teknik Elektro Fakultas Teknologi Industri ITS Surabaya. 2016.
- [4] Do Khac Tiep, Youn-Jae Ryoo. "An Autonomous Control of *Fuzzy-PD Controller For Quadcopter*". *International Journal of Fuzzy and Intelligent Systems*. July 1, 2017.
- [5] Kardono, Rusdhianto Effendi AK, dan Ali Fatoni. "Perancangan dan Implementasi Pengaturan Optimal LQR untuk Menjaga Kestabilan *Hover* pada *Quadcopter*". Jurnal Teknik ITS Vol.1, No.1. September 2012.
- [6] Tri Awan Nusa Putra, Katjuk Astrowulan, dan Rusdhianto Effendi A.K. "Perancangan dan Implementasi Kontroler PID *Gain Scheduling* untuk Gerakan Lateral *Way-to-Way Point* pada UAV *Quadcopter*". Jurnal Teknik POMITS Vol. 2, No. 2, 2013
- [7] Kurniawan, Rudy (2014). Perancangan Kontroler PID dan Sliding Mode Control untuk Kestabilan *Hover* pada UAV Trirotor. Jurnal ECOTIPE Vol. 1 No.1 April 2014 Hal. 29-36. Jurusan Teknik Elektro Universitas Bangka Belitung.
- [8] Bresciani Tommaso. "Modelling, Identification dan Control of a *Quadrotor Helicopter*". Department of Automatic Control, Lund University. October 2016.
- [9] Mathworks, "What Is Fuzzy Logic ?", *Mathworks*, 2017. [Online]. Available :

- <http://www.mathworks.com/help/fuzzy/what-is-fuzzy-logic.html>. [accessed : November 03, 2017]
- [10] Mathworks, “Comparison Of Sugeno and Mamdani Systems”, *Mathworks*, 2017. [Online]. Available : <http://www.mathworks.com/help/fuzzy/comparison-of-sugeno-and-mamdani-systems.html>. [accessed : November 03, 2017]
- [11] Bambang Riyanta. TEKNIK KENDALI. Modul Perkuliahan Teknik Mesin UMY, 2016.
- [12] <http://lpsa.swarthmore.edu/Representations/SysRepTransformations/TF2SS.html> diakses pada januari 2018
- [13] Hamdani Chalidia Nurin. “*Perancangan Autonomous VTOL Pada Quadcopter Dengan Menggunakan Feedback Linearization dan Fuzzy Takagi Sugeno*” Program Magister Fakultas Teknologi Elektro Institut Teknologi Sepuluh November. 2017
- [14] Romero Luis E. Dkk.”*Quadcopter Stabilization b Using PID Controllers*”. Maskana 2014
- [14] Agho Courage.”*Dinamic Model and Control of Quadcopter in the Presence of Uncertainties*” University of Uncertainties. 2017
- [15] Ogata, Katsuhiko. “*Modern Control Engineering Fourth Edition*”. Aeeizh, University of Minnesota. 2002