

Rancang Bangun Prototipe Quadrotor Tanpa Awak

1 Hammada Abbas*, 2 Rafiuddin Syam, 3 Mustari

1 Perum Dosen Unhas Blok A.3 Makassar, Sulawesi Selatan, Indonesia

2 Jln. Perintis Kemerdekaan 10. Makassar, Sulawesi Selatan, Indonesia

3 Jln. Perintis Kemerdekaan 10. Makassar, Sulawesi Selatan, Indonesia

1 prof.hammada@yahoo.com, 2 rafiuddinsyam@gmail.com

Abstrak

Penelitian ini bertujuan untuk mengaplikasikan penggunaan kendali logika fuzzy (FLC) pada quadcopter. Quadcopter merupakan pesawat tanpa awak UAV dengan empat rotor yang dapat lepas landas dan mendarat secara vertical Vertical Take-off and Landing (VTOL). Quadcopter mempunyai karakteristik nonlinier dimana metode pengendalian klasik tidak cukup memadai untuk digunakan. Akan tetapi, kendali fuzzy bersifat nonlinier karena itu cocok digunakan dalam pengendalian quadcopter. Pada penelitian ini, kendali fuzzy quadcopter akan disimulasikan dengan menggunakan bahasa Matlab untuk menguji unjuk kerjanya. Mamdani fuzzy logic menggunakan 2 variabel asupandan 1 variabel keluaran. Fungsi triangle untuk asupan dan keluaran. Kontroler di desain dalam tipe mamdani dengan komposisi max-min dan dengan metode deffuzification pusatberat (center of gravity deffuzification method).

Kata kunci: Quadcopter, Pengendalian fuzzy, Nonlinier, Matlab

I. Pendahuluan

Beberapa tahun terakhir ini, perhatian terhadap bidang robotika meningkat dikarenakan berbagai industry seperti otomotif, kesehatan, manufaktur dan ruang angkasa membutuhkan robot untuk mengantikan tenaga manusia dalam melakukan kegiatan-kegiatan dalam situasi yang berbahaya, membosankan maupun berat

Salah satu jenis robot yang banyak menarik perhatian adalah pesawat mini udara tanpa awak UMAVs (“*Unmanned Mini Aerial Vehicles*”), terutama karena kemampuannya dalam melakukan tugas penyelamatan pada lokasi yang berbahaya dan sulit dijangkau. Robot terbang sejenis helicopter ini mempunyai kelebihan dibandingkan wahana terbang lainnya yaitu dapat melakukan manuver di daerah sempit dan melakukan lepas landas dan pendaratan secara vertikal (“*vertical take-off landing*”, VTOL). Adapun penelitian ini akan membahas suatu jenis pesawat mini udara tanpa awak dengan tipe

sayap berputar RUMAV (“*Rotary-wing Unmanned Mini Aerial Vehicle*”) yang dinamakan *quadcopter*. *Quadcopter* merupakan suatu robot terbang yang memiliki empat baling-baling independen yang terpasang di setiap ujung suatu kerangka silang.

Kendali logika fuzzy telah banyak diimplementasikan pada berbagai sistem dinamika denikian pula dipakai pada pengendalian helikopter. Akhir-akhir ini peneliti menggunakan kontroler fuzzy untuk mengatur ketinggian dan kondisi melayang pada helikopter tanpa awak. Walaupun kendali fuzzy dari sistem dinamika secara luas telah terdapat pada banyak literatur, tetapi aplikasinya pada kendali quadcopter masih relative baru.

Meskipun *quadcopter* memiliki keuntungan dalam hal konstruksi mekanikalnya yang sederhana dibandingkan helicopter biasa tetapi masih memerlukan

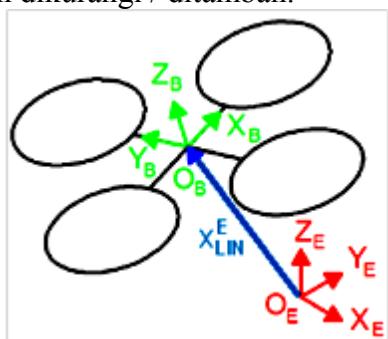
perhatian tertentu dalam penggunaannya. Sebagai contoh, kendali untuk menstabilkan dan mengatur quadcopter merupakan pekerjaan yang tidak mudah dikarenakan perilaku dinamika yang nonlinier. Metode kendali konvensional menggunakan teori linier sehingga hanya cocok untuk sistem linier. Sedangkan kendali fuzzy adalah nonlinier maka cocok pula digunakan pada kendali sistem linier.

Penelitian ini akan disusun sebagai berikut: pada bagian kedua akan digambarkan model matematika quadcopter. Selanjutnya kendali logika fuzzy akan dibahas pada bagian 3. Sedangkan simulasi yang mendukung penelitian ini akan dibahas di bagian 4, akhirnya pada bagian 5 akan dibahas kesimpulan

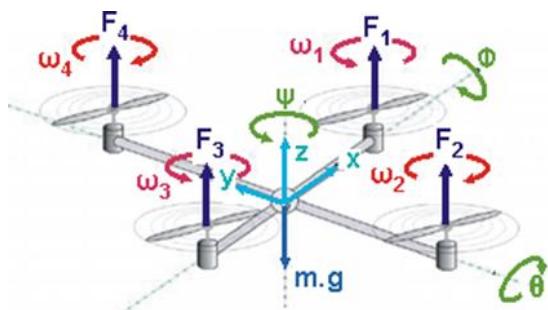
II. Model Matematika

Secaraumum, suatu quadcopter sebuah quadcopter digambarkan secara sederhana sebagai empat buah rotor yang berada dalam suatu konfigurasi silang. Pergerakan vertical diperoleh dengan menambah (mengurangi) kecepatan semua rotor dengan besar yang sama. Gerakan ini menghasilkan gaya vertikal u_1 (N) terhadap kerangka body yang akan menaikkan atau menurunkan quadcopter.

Pergerakan *roll* diperoleh dengan menambah (mengurangi) kecepatan rotor kiri dan pada saat bersamaan mengurangi (menambah) kecepatan rotor kanan. Gerakan *pitch* diperoleh dengan cara yang sama pada kedua motor lainnya. Motor depan dan belakang bergerak dengan arah berlawanan jarum jam sedangkan dua motor lainnya searah jarum jam, sehingga gerakan *yaw* searah / berlawanan jarum jam diperoleh jika kecepatan propeler depan - belakang ditambah / dikurangi dan kecepatan propeler kiri-kanan dikurangi / ditambah.



Gambar 1.Konfigurasi kerangka pada quadcopter



Gambar 2.Ilustrasi gerakan pada quadcopter

Untuk merancang model dinamika quadcopter, didefinisikan dua kerangka (sumbu koordinat). Gambar (1) memperlihatkan kerangka bumi dan kerangka body. Gambar (2) memperlihatkan ilustrasi gerakan pada quadcopter. Status atau keadaan suatu pesawat yang menjelaskan posisi umum dan kecepatan umum didefinisikan dalam suatu vektor keadaan X_H dan \dot{X}_H . Masing-masing vektor tersebut terdiri dari posisi linier dan angular serta kecepatan linier dan angular.

Jika X_{LIN}^E adalah vektor posisi linier yang terdiri dari komponen posisi dalam arah sumbu x,y,z (x,y,z) dan X_{ANG}^E adalah vektor posisi angular yang terdiri dari komponen posisi sudut terhadap sumbu x,y,z (ϕ, θ, ψ) maka vektor posisi umum $quadcopterX_H$ [1] adalah

$$X_H = [X_{LIN}^E \ X_{ANG}^E]^T = [x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi]^T \quad (1)$$

Jika \dot{X}_{LIN}^E adalah vektor kecepatan linier yang terdiri dari komponen kecepatan dalam arah sumbu x,y,z ($\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$) dan \dot{X}_{ANG}^B adalah vektor kecepatan angular yang terdiri dari komponen kecepatan sudut terhadap sumbu x,y,z (p,q,r) maka vektor kecepatan umum,

$$\dot{X}_H = [\dot{X}_{LIN}^E \ \dot{X}_{ANG}^B]^T = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ p \ q \ r] \quad (2)$$

Subskrip E,B dan H menunjukkan bahwa variabel relatif terhadap kerangka-E, kerangka-B dan kerangka-H.

Selanjutnya akan dibedakan vektor keadaan mula-mula dan vektor keadaan setelah diberi percepatan dalam waktu t masing-masing diberi notasi X_{H0} , \dot{X}_{H0} , X_{Ht} dan \ddot{X}_{Ht0} ,

$$X_{H0} = [x_0 \ y_0 \ z_0 \ \phi_0 \ \theta_0 \ \psi_0]^T \quad (3)$$

$$\dot{X}_{H0} = [\dot{x}_0 \dot{y}_0 \dot{z}_0 \ p_0 \ q_0 \ r_0]^T \quad (4)$$

Jika pada pesawat diberikan suatu percepatan maka status atau keadaan akan mengalami perubahan posisi dan kecepatan. Jika \ddot{X} adalah vektor percepatan yang terdiri dari komponen ($\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$) dan t adalah waktu, vektor kecepatan yang baru pada waktu t diperoleh dengan mengintegral vektor percepatan *quadcopter* terhadap t. Sedangkan vektor posisi yang baru pada waktu t diperoleh dengan mengintegral vektor kecepatan terhadap t.

Percepatan yang bekerja pada pesawat diakibatkan oleh gaya atau momen yang diberikan pada pesawat. Pada persoalan dinamika pesawat ini akan dianalisa kesetimbangan dinamik dari pesawat sehingga akan diketahui gaya-gaya dan momen-momen yang dapat bekerja pada pesawat. Selanjutnya dari gaya-gaya dan momen-momen yang bekerja pada badan pesawat akan dapat diketahui percepatan yang terjadi.

Jika M_H matriks momen inersia, \ddot{X}_H matriks percepatan, C_H matriks Sentripetal-Coriolis, \dot{X}_H matriks kecepatan, G_B vektor gravitasional dan Λ vektor aksi pergerakan umum maka model dinamika dari sebuah pesawat quadcopter dapat difenisikan dalam bentuk matriks berikut [1],[2] :

$$M_H \cdot \ddot{X}_H + C_H \cdot \dot{X}_H - G_B = \Lambda \quad (5)$$

Jika U_H vektor aksi pergerakan, O_H matriks giroskopik propeler dan Ω kecepatan angular propeler keseluruhan maka vektor aksi pergerakan umum adalah

$$\Lambda = U_H + O_H \cdot \Omega \quad (6)$$

atau kedua persamaan di atas dapat dituliskan dalam bentuk berikut :

$$M_H \cdot \ddot{X}_H = -C_H \cdot \dot{X}_H + G_B + O_H \cdot \Omega + U_H \quad (7)$$

Subskrip H menunjukkan bahwa variabel yang bersangkutan relatif terhadap kerangka-H.

Jika m [kg] adalah massa *quadcopter* dan I [N m s²] adalah matriks momen inersianya maka matriks inersia sistem,

$$M_H = \begin{bmatrix} mI_{3x3} & O_{3x3} \\ O_{3x3} & I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{xx} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_y \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

Tampak bahwa matriks M_H adalah diagonal dan merupakan konstanta. Matriks Sentripetal-Coriolis,

$$C_H = \begin{bmatrix} O_{3x3} & O_{3x3} \\ O_{3x3} & -S(I \cdot \dot{X}_{ANG}^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -I_{zz} \\ 0 & 0 & 0 & I_{yy} \end{bmatrix} \quad (9)$$

Vektor gravitasional,

$$G_B = \begin{bmatrix} F_G^E \\ O_{3x1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

Jika JTP [N m s²] adalah momen inersia rotasional total terhadap sumbu propeler dan Ω [rad/s] adalah kecepatan angular propeler keseluruhan maka matriks giroskopik propeler,

$$O_H \Omega = JTP \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ q & -q & q & -q \\ -p & p & -p & p \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \Omega \quad (11)$$

Jika b [$N s^2$] adalah faktor gaya angkat dan d [$N m s^2$] adalah faktor drag maka matriks pergerakan,

$$E_H = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ b & b & b & b \\ 0 & -b_1 & 0 & b_1 \\ -b_1 & 0 & b_1 & 0 \\ -d & d & -d & d \end{bmatrix} \quad (12)$$

Jika U_1 [N], U_2 [$N m$], U_3 [$N m$] dan U_4 [$N m$] adalah gaya angkat, torsi *roll*, torsi *pitch* dan torsi *yaw* serta b [$N s^2$] faktor gaya angkat dan d [$N m s^2$] faktor *drag* maka vektor aksi relatif terhadap kerangka-B,

$$U_B = E_B \Omega^2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \zeta) \\ b_1(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ b_1(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega) \end{bmatrix} \quad (13)$$

Jika R_Θ matriks rotasi maka vektor aksi relatif terhadap kerangka-H,

$$U_H = \begin{bmatrix} R_\Theta & O_{3x3} \\ O_{3x3} & I_{3x3} \end{bmatrix} U_B = \begin{bmatrix} (s_\psi s_\phi + c_\psi s_\theta c_\phi)U_1 \\ (-c_\psi s_\phi + s_\psi s_\theta c_\phi)U_2 \\ (c_\theta c_\phi)U_3 \\ U_4 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \quad (14)$$

Jika $c_k = \cos k$, $s_k = \sin k$ maka matriks rotasi,

$$R_\Theta = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & -s_\psi c_\phi + c_\psi s_\theta s_\phi & s_\psi s_\phi + c_\psi s_\theta c_\phi \\ s_\psi c_\theta & c_\psi c_\phi + s_\psi s_\theta s_\phi & -c_\psi s_\phi + s_\psi s_\theta c_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \quad (15)$$

Jika $t_k = \tan k$ maka matriks transfer,

$$T_\theta = \begin{bmatrix} 1 & s_\phi t_\theta & c_\phi t_\theta \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi/c_\theta & c_\phi/c_\theta \end{bmatrix} \quad (16)$$

Vektor percepatan *quadcopter* relatif terhadap kerangka-H diperoleh dari persamaan berikut,

$$\ddot{X}_H = [\ddot{x} \ddot{y} \ddot{z} \dot{p} \dot{q} \dot{r}] = (-C_H \dot{X}_H + G_B + O_H \Omega + U_H) M_H^{-1} \quad (17)$$

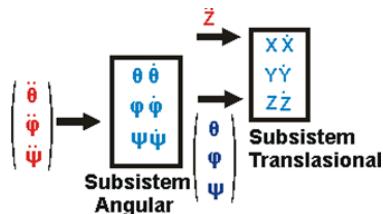
Dalam bentuk persamaan biasa maka bentuk persamaan (17) adalah :

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= (\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{y} &= (-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{z} &= -g + (\cos \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \\ \dot{p} &= \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} q r - \frac{J_{TP}}{I_{xx}} q \Omega + \frac{U_2}{I_{xx}} \\ \dot{q} &= \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} p r - \frac{J_{TP}}{I_{yy}} q \Omega + \frac{U_3}{I_{yy}} \\ \dot{r} &= \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} p q + \frac{U_4}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (18)$$

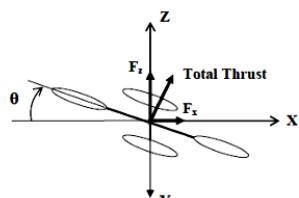
Persamaan (18) memperlihatkan model matematika lengkap dari quadotor.

III. Kendali Logika Fuzzy

Sistem pergerakan gerakan quadcopter dapat ditunjukkan pada gambar (3) dimana gerak rotasi tidak dipengaruhi oleh translasi. Subsistem pergerakan quadcopter dapat dikontrol secara independen dari subsistem translasi dengan masukan kontrol u_2 , u_3 dan u_4 . Keluaran dari subsistem angular akan menjadi masukan bagi sistem bersama-sama dengan masukan kontrol. Stabilisasi subsistem angular akan didapatkan dengan menggunakan 3 kontroler logika fuzzy (Fuzzy Logic Controllers, FLC). Kontrol ketinggian akan didapatkan dengan menggunakan 1 FLC. Gerakan X dan Y dari quadcopter akan dikontrol dengan sudut θ dan ψ . Perubahan sudut ini akan meningkatkan komponen X dan Y dari gaya angkat total (gambar 4).

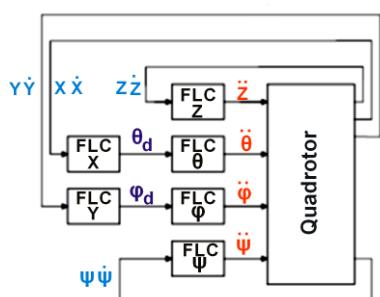


Gambar 3. Subsistem gerakan angular dan translasional



Gambar 4. Perubahan sudut θ dan komponen vector gaya angkat

Perubahan sudut θ atau ψ akan membuat komponen Z dari vector gaya angkat menjadi lebih kecil yang menyeimbangkan berat quadcopter pada mode hover. Hal ini akan membuat kontroler altitude (ketinggian) menambah besar vector gaya angkat. Diagram blok dari sistem control dengan kontroler ditunjukkan pada gambar 5.



Gambar 5. Diagram blok dari sistem kontrol

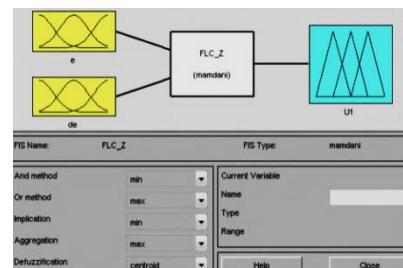
Kontroler FLC Z mengontrol altitude (ketinggian) quadcopter. Kontroler FLC θ , FLC ψ dan FLC ϕ mengontrol sudut-sudut yang diharapkan. FLC X dan FLC Y mengontrol gerakan searah X dan Y melalui sudut θ dan ψ . Semua FLC mengikuti 9 aturan (tabel 1). Penambahan aturan akan menambah waktu penghitungan. Terdapat dua masukan kontroler yaitu error dan perubahan error serta satu keluaran.

Tabel 1. Aturan Dasar (Rule Base)

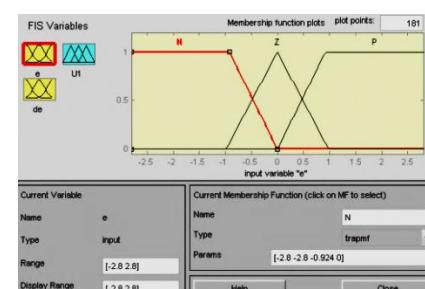
ede	P	Z	N
P	P	P	Z
Z	P	Z	N
N	Z	N	N

Semua kontroler didesain dalam tipe mamdani dengan komposisi max-min dan dengan metode defuzzification pusat berat (center of gravity defuzzification method).

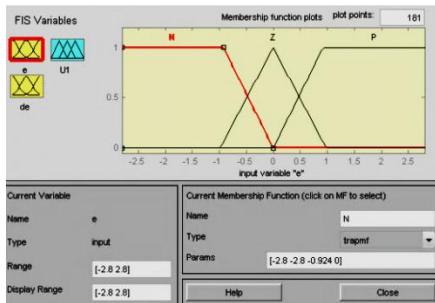
Sebagai masukan ke kontroler diambil variabel “e” dan “de”, selanjutnya aturan dasar kontroler fuzzy akan memodifikasi U₁, U₂, U₃ dan U₄ yang dibutuhkan untuk mengerakkan quadcopter. Dengan menggunakan fuzzy toolbox dari bahasa Matlab dapat ditentukan hubungan antara masukan “e” dan “de” dan keluaran aksi U₁, U₂, U₃ dan U₄ (gambar 6). Fungsi keanggotaan untuk masukan dan keluaran dengan variabel N, Z dan P ditunjukkan pada gambar 7 sampai 9.



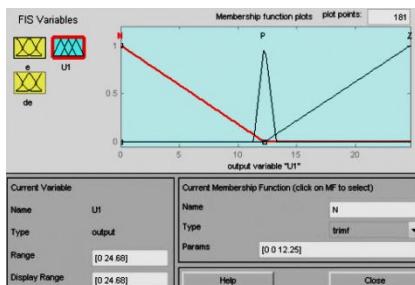
Gambar 6. Variabel Input dan Output untuk FLC Z



Gambar 7. Fungsi keanggotaan untuk masukan “e”



Gambar 8.Fungsi keanggotaan untuk masukan “de”

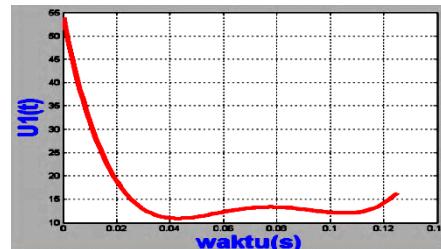


Gambar 9.Fungsi keanggotaan N, Z dan Punktuk keluaran U1

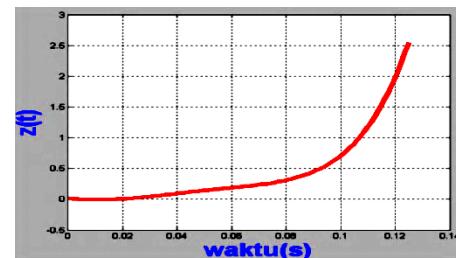
IV. Simulasi Kendali Fuzzy Pada Quadcopter

Kendali logika fuzzy akan diaplikasikan pada quadcopter dengan spesifikasi diberikan pada tabel 1. Keluaran yang dihasilkan dari penggunaan kendali logika fuzzy ditunjukkan pada simulasi grafik pada gambar 10 sampai 11.

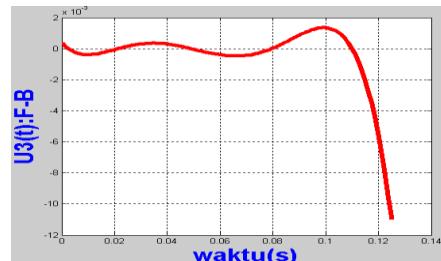
Parameter	Deskripsi	Nilai
L	lengan	0,2 m
b	koefisiengayaangkat	$2,92 \cdot 10^{-6} \text{Ns}^2$
d	koefisien drag	$1 \cdot 10^{-6} \text{Ns}^2$
m	massa total pesawat	1,25 kg
I_{xx}	momeninersia body thd.sumbu x	2,353Nm ²
I_{yy}	momeninersia body thd.sumbu y	2,353Nm ²
I_{zz}	momeninersia body thd.sumbu z	4,706Nm ²
J_{TP}	momeninersiarotasional	$2 \cdot 10^{-5} \text{Nm}^2$



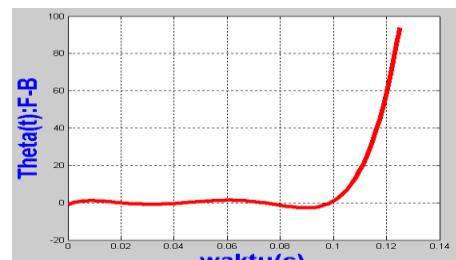
Gambar 10.Grafik Gaya angkat $U_1(t)$ vs waktu t



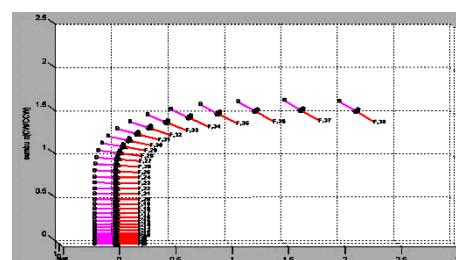
Gambar 11.Grafik Ketinggian $z(t)$ vs waktu t



Gambar 12.Grafik Gaya angkat $U_3(t)$ vs waktu t



Gambar13.Grafik Sudut pitch $\theta(t)$ vs waktu t



Gambar14.Grafik Trayektori quadcopter

V. kesimpulan

Suatu sistem control sangat diperlukan untuk membuat suatu sistem merespon sebaik

mungkin nilai referensi yang telah ditentukan. Kendali untuk menstabilkan dan mengatur quadcopter merupakan pekerjaan yang tidak mudah dikarenakan perilaku dinamikanya yang nonlinier. Disebabkan kendali logika fuzzy bersifat nonlinier maka kendali ini cocok digunakan pada quadcopter.

Pada penelitian ini, besar aksi gaya dan torsi pada quadcopter diatur menggunakan kendali logika fuzzy. Berdasarkan hasil simulasi, tampak bahwa gaya dan torsi yang bekerja pada pesawat bervariasi sesuai dengan masukan “e” dan “de” yang diberikan. Dengan kendali logika fuzzy ini dapat diatur kecepatan pesawat yang diinginkan dalam mencapai suatu posisi yang diharapkan. Dengan demikian kecepatan pesawat dalam merespon suatu perintah dapat pula diatur dengan menggunakan kendali logika fuzzy ini.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Bresciani,T. 2008. *Modelling, identification and control of a Quadcopter Helicopter*. Department of Automatic Control, Lund University.
- [2] Rodić Aleksandar, Mester Gyula. 2011. *The Modeling and Simulation of an Autonomous Quad-Rotor Microcopter in a Virtual Outdoor Scenario*, University of Belgrade, Institute Mihajlo Pupin, Robotics Laboratory, Belgrade.
- [3] Matilde Santos, Victoria Lopez 2010. *Intelligent Fuzzy Controller of a Quadcopter*. Facultad de Informatica Universidad Complutense, 28040 Madrid, Spain.
- [4] E. Abbasi1, M. J. Mahjoob, R. Yazdanpanah. *Controlling of Quadcopter UAV Using a Fuzzy System for Tuning the PID Gains in Hovering Mode* Center for Mechatronics and Automation, School of Mechanical Engineering College of engineering, University of Tehran Iran.
- [5] Birkan Tunç, K. Oytun Yapıçı. *FUZZY Logic Control Of A Four Rotor Unmanned Air Vehicle, Quadcopter* Istanbul Technical University Mechanical Engineering Department, System Dynamics & Control Unit