

Kendali Stabilisasi Pesawat Tanpa Awak Sayap Tetap untuk Pendaratan Otomatis Menggunakan *Fuzzy*

Muhammad Alfachrozi Savero*¹, Andi Dharmawan²

¹Program Studi Elektronika dan Instrumentasi, DIKE, FMIPA, UGM, Yogyakarta, Indonesia

³Departemen Ilmu Komputer dan Elektronika, FMIPA UGM, Yogyakarta, Indonesia

e-mail: *¹alfachrozi.s@mail.ugm.ac.id, ²andi_dharmawan@ugm.ac.id

Abstrak

Pesawat tanpa awak sayap tetap atau *fixed wing* memiliki 3 fase terbang, yaitu lepas landas, terbang jelajah, dan pendaratan. Dalam fase pendaratan dibagi menjadi 2 tahapan yaitu *glideslope* dan *flare*. Selama fase pendaratan, kestabilan wahana merupakan hal yang krusial untuk dapat melakukan pendaratan dengan selamat. Sehingga kendali yang digunakan harus mampu menstabilkan pesawat saat melakukan pendaratan. Kendali penstabil pendaratan otomatis yang digunakan pada penelitian ini adalah *full-state feedback gain K* yang nilainya diperoleh menggunakan metode *Linear Quadratic Regulator (LQR)* dan logika fuzzy. Nilai gain *K* yang didapat akan dikonversikan terlebih dahulu menjadi *Pulse Width Modulation (PWM)* dan akan digunakan sebagai nilai masukan pada sistem. Sinyal *PWM* tersebut akan mengendalikan kecepatan putar *brushless motor* dan sudut defleksi *Servo*. Ketika memasuki mode auto, wahana akan menjaga kestabilan pada sudut roll dan sudut serang wahana selama memasuki pendaratan otomatis. Nilai sudut acuan roll merupakan 0° agar wahana tetap stabil. Berdasarkan penelitian ini, wahana mampu mempertahankan kestabilan pada sumbu roll selama melakukan pendaratan otomatis. Selain itu didapatkan nilai *risetime* sebesar 0,3 detik serta *steady state error* sebesar 2,71 derajat dan tidak ditemukannya *overshoot*.

Kata kunci— logika fuzzy, *Linear Quadratic Regulator*, sudut roll, *full-state feedback*

Abstract

Unmanned Aerial Vehicle or fixed wing has 3 flight phase. take-off, cruising and landing. Landing phase divided in to two steps *glideslope* and *flare*. During a landing phase, it is very crucial to maintain vehicles roll stability to achieve safe landing, it is important to have a control system that can maintain stability during landing phase. Control system that are used in this research is *full-state feedback gain K* which the value was obtained using *Linear Quadratic Regulator (LQR)* and fuzzy logic. Gain *K* value that has been obtained needed to be converted in to *Pulse Width Modulation (PWM)* first and going to be use as system input value. *PWM* signals are used to control *brushless motor* speed and *Servo* deflection angle. During auto mode, the vehicle are going to keep roll stability and angle of attack while executing auto landing with roll angle reference is 0° to maintain stability. Based on this research the vehicle has succeed in maintaining stability on the roll axis while executing autonomous landing. In addition the system response time was 0,3 second with *steady state error* of 2.71 degree and with no *overshoot* was found.

Keywords— fuzzy logic, *Linear Quadratic Regulator*, roll angle, *full-state feedback*

1. PENDAHULUAN

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) atau pesawat tanpa awak merupakan sebuah pesawat tanpa adanya penumpang maupun pilot yang berada di dalam pesawat tersebut. UAV sangat berguna dalam berbagai banyak bidang, baik dari bidang militer untuk melakukan pengintaian hingga sebagai fasilitas produksi sipil [1]. UAV terbagi menjadi beberapa jenis, yaitu sayap tetap (*Fixed Wing*), sayap berputar (*Rotating Wing*), sayap berkepak (*Flapping Wing*) dan balon udara (*Blimp*).

Pesawat tanpa awak sayap tetap dapat melakukan manuver dengan enam derajat kebebasan atau *Degree Of Freedom* (DOF) yang dapat dibagi menjadi dua, yaitu pergerakan rotasi (*yaw, pitch, roll*) dan pergerakan translasi [2].

Aplikasi pesawat tanpa awak sangat dibutuhkan pada daerah dimana sangat sulit untuk manusia melakukan aksi dengan mudah, seperti deteksi kebakaran hutan, penyelamatan dan *aeromapping*. Sehingga untuk melakukan tugas yang berbahaya seperti ini, penggunaan pesawat tanpa awak akan sangat membantu meminimalisir terjadinya kecelakaan pada pekerja di lapangan [3]. Sama seperti pesawat berawak, Penerbangan pesawat tanpa awak sayap tetap memiliki tiga fase penerbangan yaitu lepas landas, terbang jelajah, dan pendaratan.

Fase pendaratan pesawat tanpa awak sayap tetap pada umumnya terdiri dari dua fase, yaitu fase *glideslope* dan fase *flare* [4]. Pada fase *glideslope*, wahana mengikuti jalur pendaratan yang telah ditetapkan dengan menjaga sudut penerbangan yang telah ditetapkan dan menurunkan ketinggian jelajahnya dengan mengatur sudut *pitch* negatif agar wahana mendapatkan kecepatan penurunan ketinggian yang besar. Wahana akan berada pada fase ini hingga wahana memasuki ketinggian fase *flare*. Fase *flare* dimulai dari setelah fase *glideslope* hingga wahana menyentuh tanah [5]. Wahana perlu mengurangi kecepatan penurunan ketinggian dan memberi sudut *pitch* positif agar bagian depan wahana tidak menyentuh daratan terlebih dahulu [1].

Fase pendaratan merupakan salah satu fase kritis yang memiliki tingkat kesulitan yang tinggi. Banyak variabel yang dapat mempengaruhi tingkat keberhasilan pendaratan seperti gangguan angin yang mengurangi kestabilan pesawat, turbulensi angin, hembusan angin dan pergeseran angin [1]. Gangguan tersebut dapat menyebabkan wahana kehilangan kestabilan sikap. Kestabilan sikap terbagi menjadi dua yaitu *lateral* dan *longitudinal*. Kestabilan *longitudinal* merupakan sikap yang memperhatikan sudut *pitch* dan *lateral* yang memperhatikan sudut *roll* dan *yaw* [6]. Apabila pilot yang mengendalikan wahana belum memiliki banyak pengalaman, maka resiko wahana hilang kendali akan meningkat sehingga membahayakan keselamatan pada lingkungan dan orang sekitar.

Oleh karena itu diperlukan sebuah sistem kendali *auto landing* yang dapat melakukan kompensasi terhadap gangguan eksternal tersebut agar dapat menjaga kestabilan sikap *lateral* dan *longitudinal* wahana selama fase pendaratan sehingga dapat tidak terjadi *overshoot* yang berlebihan. Terdapat beberapa metode kendali yang dapat digunakan untuk mengatasi masalah di atas, antara lain *Proportional Integral Derivative* (PID) dan *Fuzzy Logic*.

penggunaan LQR pada pesawat tanpa awak sayap tetap telah diterapkan untuk pengendalian pada fase pendaratan. Pada percobaan ini, pesawat tanpa awak sayap tetap dapat melakukan pendaratan dengan jarak pendek. Pesawat tanpa awak sayap tetap dapat melakukan pendaratan dengan mempertahankan sudut *pitch* dan kestabilan gerakan rotasi wahana yang membentuk 3 sumbu, yaitu sumbu *pitch*, sumbu *roll* dan sumbu *yaw* [7].

Filatova telah melakukan penelitian menggunakan logika *fuzzy* untuk menjaga sikap kendaraan udara tanpa awak tipe *quadrotor* tetap stabil. Pada penelitian ini, logika *fuzzy* dibandingkan dengan PID saat melakukan kestabilan pada sudut *pitch*. Didapatkan bahwa hasil kendali *fuzzy* memiliki *risetime* yang lebih cepat dan *settling time* yang rendah [8].

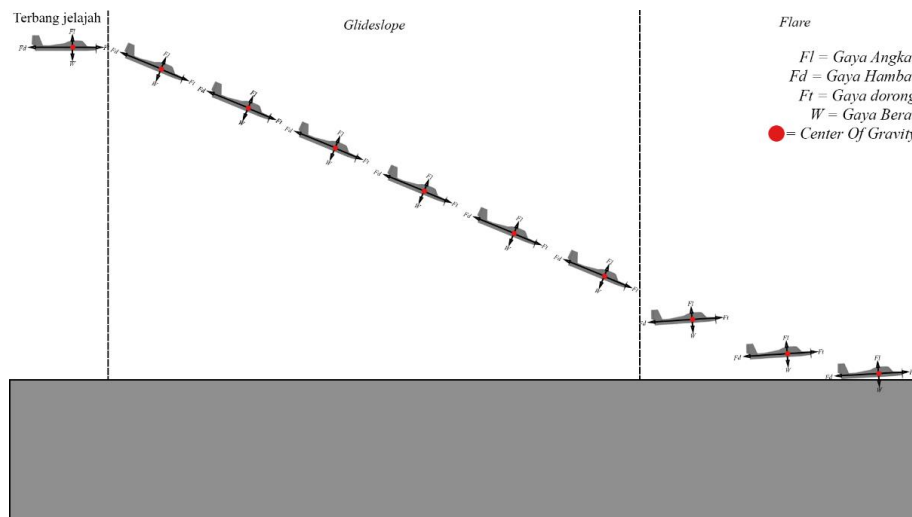
2. METODE PENELITIAN

Penelitian mengenai pendaratan secara otomatis telah pernah dilakukan oleh [9]. Untuk melakukan pendaratan, wahana akan mengikuti sebuah lintasan yang terdiri dari 3 *waypoint* yang dibagi menjadi 5 segmen, yaitu *aiming segmen*, *decline segmen*, *level segmen*, *landing segmen* dan *hooking segmen*. Pada penelitian ini menggunakan PID untuk mengendalikan sikap wahana. Pengendalian *aileron* dan *rudder* untuk mengatur sikap *roll* dan *yaw* yang bertujuan untuk mengatur kestabilan wahana, Pengendalian *elevator* dan *throttle* untuk mengatur sikap *pitch* yang bertujuan untuk mengatur ketinggian wahana dan kecepatan wahana.

Pada fase pendaratan, dibutuhkan sebuah sistem kendali yang dapat mengendalikan gerak rotasi wahana sehingga tetap stabil meskipun di bawah gangguan eksternal. Gerak rotasi wahana yang dimaksud merupakan gerakan yang terjadi setelah wahana memasuki fase pendaratan setelah melalui *setpoint* yang terdeteksi dengan menggunakan sensor barometer, sehingga wahana dapat melakukan fase tersebut.

2.1 Rancangan Skenario Pendaratan otomatis

Fase pendaratan akan terbagi menjadi dua tahap, yaitu tahap *glideslope* dan tahap *flare*. Sebelum memasuki tahap *glideslope*, wahana akan diterbangkan searah dengan arah pendaratan dengan menggunakan dua buah *waypoint* yang memiliki ketinggian yang sama. Tahap *glideslope* akan dimulai saat wahana pada ketinggian 30 meter dari permukaan landasan pendaratan. Pada fase ini wahana akan mengurangi ketinggian dengan cara menukik ke arah bawah, di mana keadaan hidung pesawat berada lebih rendah daripada ekornya. Ketika wahana telah menyelesaikan tahap *glideslope*, maka wahana akan memasuki tahap *flare*. Tahap *flare* dimulai ketika wahana mengangkat bagian depannya. Tahap ini dilakukan agar saat mendarat bagian pertama yang menyentuh tanah adalah bagian tengah wahana dengan harapan mengurangi efek benturan yang dapat menyebabkan kerusakan pada wahana. Pada tahap ini hidung wahana akan lebih tinggi dibandingkan dengan ekor wahana secara longitudinal. Skenario pendaratan yang akan dilakukan dapat dilihat pada Gambar 1.



Gambar 1 Skenario pendaratan otomatis

2.2 Analisis Sistem

Pesawat tanpa awak bersayap tetap memiliki sebuah badan pesawat sebagai acuan dalam perancangan konstruksi mekanik wahana. Selain itu terdapat juga sebuah *vertical* dan *horizontal stabilizer* serta sayap wahana yang ikut menjadi pertimbangan dalam konstruksi mekanik dari sebuah wahana. Selain itu, pesawat tanpa awak sayap tetap juga memiliki sebuah motor

brushless yang dikendalikan oleh *Electronic Speed Controller* (ESC) pada bagian depan wahana yang berfungsi sebagai penggerak utama wahana.

Pesawat tanpa awak dapat melakukan penerbangan dikarenakan terjadinya beberapa gaya. Gaya dorong (*thrust*) terjadi dikarenakan adanya dorongan dari baling-baling yang digerakkan oleh *brushless* motor sebagai penggerak utama. Gaya hambat (*drag*) disebabkan oleh gesekan yang terjadi antara wahana dan udara.

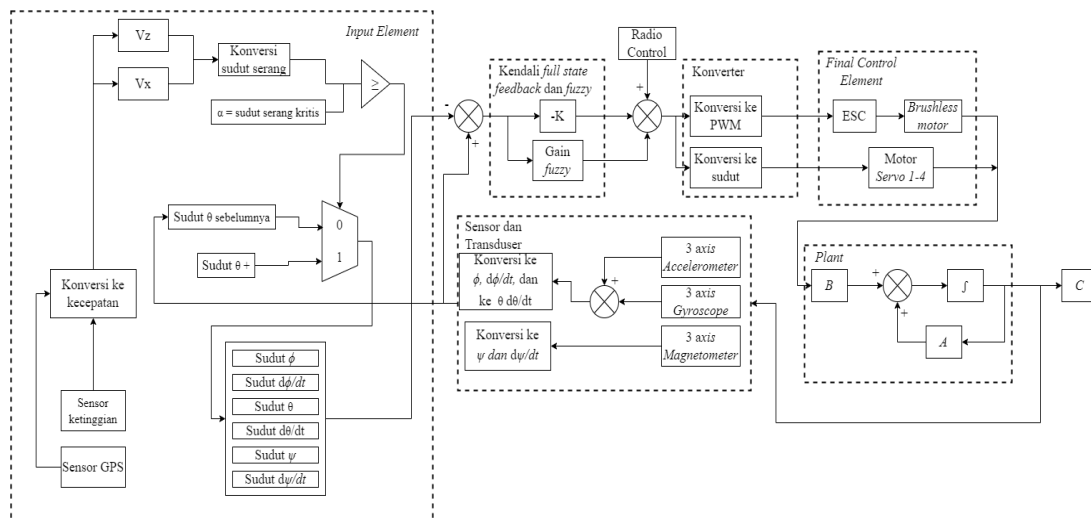
Gaya berat yang dimiliki oleh pesawat tanpa awak disebabkan oleh massa wahana yang ditarik oleh percepatan gravitasi. Gaya angkat (*lift*) sayap menggunakan prinsip bernoulli di mana sayap akan terangkat ke atas akibat perbedaan kecepatan angin yang bergerak pada bagian atas dan bagian bawah sayap. Perbedaan kecepatan angin ini di sebabkan oleh *airfoil* dan sudut serang sayap tersebut.

2.3 Rancangan Sistem Kendali

Sistem kendali yang digunakan yaitu kendali LQR dan *fuzzy*. Kendali LQR digunakan untuk mencari gain matriks K yang akan digunakan dalam *full-state feedback* gain untuk mendapatkan kendali wahana yang optimal. LQR bekerja dengan cara menggunakan matriks Q dan R yang akan diproses menggunakan aljabar *ricatti*. Hasil luaran dari proses adalah nilai penguat atau konstanta K . nilai gain K yang di dapatkan akan digunakan pada *full-state feedback* untuk memberikan luaran berupa gerakan aileron. Diagram blok sistem kendali dapat dilihat pada

Gambar 2.

Kendali *fuzzy* digunakan untuk melakukan penalaan pada gain K secara berkala. Apabila nilai input yang diberi sama dengan nilai batasan yang telah ditentukan, maka *fuzzy* akan memberikan nilai gain K_p yang baru sesuai dengan *rules* yang telah ditentukan sebelumnya.

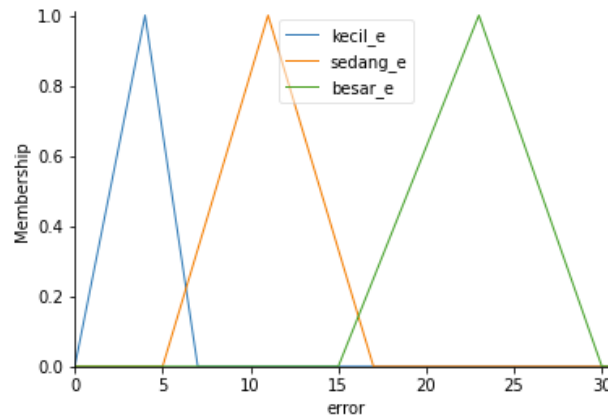


Gambar 2 Diagram blok sistem kendali

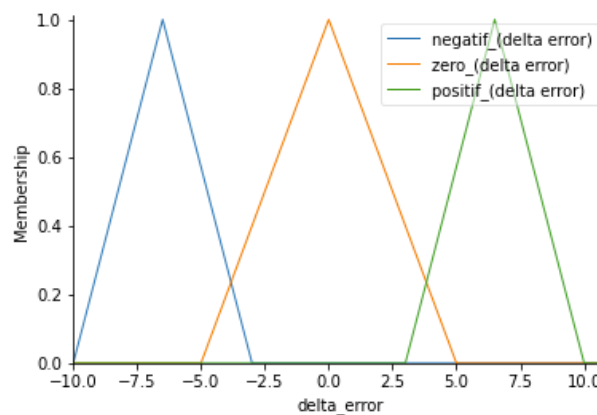
Logika *fuzzy* merupakan sebuah fungsi matematika yang sering digunakan untuk sistem kendali. Ini dikarenakan logika *fuzzy* bekerja layaknya seorang operator di mana logika *fuzzy* dapat menyelesaikan sebuah masalah ketidakpastian yang terjadi pada program. Selain itu logika *fuzzy* juga sangat toleran atas kesalahan yang dapat terjadi oleh operator maupun data input sehingga logika *fuzzy* biasanya dapat bekerja tanpa perlu banyak *tuning* [10].

Fuzzy Logic sering di dapatkan pada sistem kendali penerbangan, ini dikarenakan *fuzzy logic* memiliki banyak kelebihan seperti struktur yang sederhana, mudah di implementasikan, tidak memerlukan model matematis, dan mampu mengatasi *error* yang terjadi saat program dijalankan [11].

Dalam perancangan sistem logika *fuzzy* terdapat enam bahasa linguistic yang digunakan untuk menggambarkan *error* dan *delta error* yaitu, K (Kecil), S (Sedang) dan B (Besar). Untuk derajat keanggotaan *fuzzy* dilambangkan dengan μ . Variabel DN (*Delta Negative*), DZ (*Delta Zero*), dan DP (*Delta Positive*) pada himpunan *fuzzy delta error* sedangkan μ adalah derajat keanggotaan *fuzzy* pada *delta error*. Rentangan himpunan pada *fuzzy error* dimulai dari -40 derajat hingga 40 derajat. Nilai ini diambil berdasarkan pengamatan nilai maksimal yang di dapat melalui kondisi *error* wahana saat terbang yang merujuk pada nilai maksimal sudut *roll* yang dapat di alami wahana. Untuk rancangan *error* pada *fuzzy* dapat dilihat pada gambar. Rentan himpunan untuk *fuzzy delta error* yang digunakan adalah dari -10 derajat hingga 10 derajat. Nilai ini diambil berdasarkan pengamatan nilai maksimal yang di dapat melalui kondisi *delta error* wahana saat terbang yang merujuk pada nilai kecepatan sudut *roll* yang terjadi pada wahana. Untuk rancangan *delta error* pada *fuzzy* dapat dilihat pada gambar. Nilai himpunan *fuzzy error* dan *fuzzy delta error* didapatkan berdasarkan kemampuan wahana saat uji terbang dengan melihat batas maksimum yang dapat ditangani oleh wahana dengan menggunakan LQR. Pemilihan himpunan *fuzzy* berbentuk segitiga dikarenakan nilai akan berubah naik dan turun secara linear pada kedua sisi segitiga. Gambar 3 dan Gambar 4 merupakan himpunan *error* dan *delta error* dari *fuzzy*.



Gambar 3 Himpunan *fuzzy error*



Gambar 4 Himpunan *fuzzy delta error*

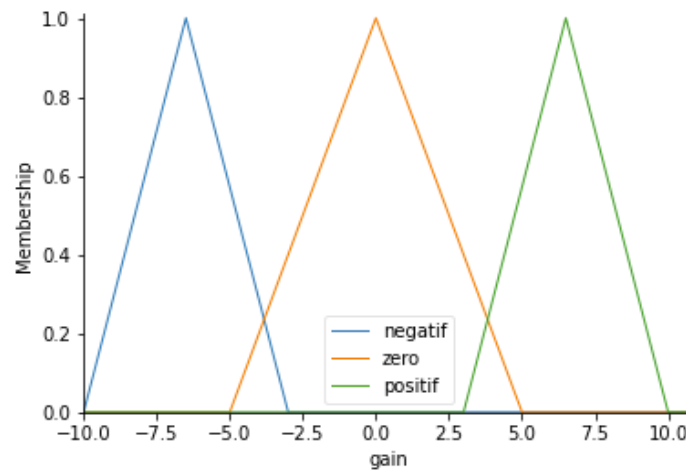
Nilai input yang dianalisis oleh FIS (*Fuzzy Inference System*) dengan menggunakan aturan *fuzzy* (*rule-base*) yang telah disusun. Aturan *fuzzy* memiliki bentuk dasar *If-then* (*if X =A, Then Y = B*). Pada sistem ini *rule base* yang digunakan berdasarkan rancangan sistem *fuzzy*

untuk *error*, *delta error*, dan K_{roll} . *Rules* yang digunakan dapat dilihat pada **Error! Reference source not found.**

Tabel 1 *Fuzzy rules* untuk K_{roll}

		<i>Error</i>		
		K	S	B
<i>Delta error</i>	DN	OP	OP	OP
	DZ	OZ	ON	ON
	DP	OZ	ON	ON

Selanjutnya hasil dari *inference*, dilakukan proses *defuzzification* untuk memperoleh *output crisp* berupa nilai K_{roll} yang akan bekerja pada LQR untuk kestabilan kendali wahana. Tahap *defuzzification* dilakukan perubahan dari *fuzzy set* yang didapat dari proses *inference* ke dalam sebuah *output crisp* berupa nilai untuk variabel K_{roll} . Pada himpunan *fuzzy output*, terdapat 7 variabel linguistik yang menggambarkan besarnya konstanta K_{roll} . Variabel-variabel tersebut adalah K (kecil) S (sedang), dan B (besar). Sedangkan $\mu_{K_{roll}}$ adalah derajat keanggotaan *fuzzy* pada K_{roll} , $\mu_{K_{roll}}$ adalah derajat keanggotaan *fuzzy* pada K_{roll} . Gambar 5 merupakan jangkauan *output* K_{roll} yang digunakan oleh kendali *fuzzy*.



Gambar 5 Rancangan fungsi output K_{roll}

2.4 Rancangan Algoritma Sistem Kendali Pendaratan Otomatis

Rancangan program stabilisasi pendaratan dibuat agar dapat bekerja sesuai dengan analisis sistem yang telah dibuat. Rancangan program dibuat dengan menggunakan bahasa pemrograman C/C++ yang akan dijalankan pada mikrokontroler. Rancangan program ini berfungsi agar dapat mengimplementasikan sistem kendali yang berisikan deklarasi variabel, fungsi state, dan fungsi-fungsi lainnya.

Program utama dari kestabilan pendaratan otomatis pada penelitian ini dibuat dengan menggunakan Bahasa C/C++ yang akan berjalan pada modul mikrokontroler. Program utama dari wahana ini adalah untuk mengolah instruksi agar wahana dapat menjaga kestabilan pada sumbu *roll* saat melakukan pendaratan otomatis sesuai dengan logika yang tertanam. Program

akan melakukan pengecekan perintah dari radio control. Apabila *radio control* memberi perintah untuk masuk ke dalam mode auto, maka mikrokontroler akan melakukan menjalankan perintah sesuai dengan prosedur kendali otomatis. Ketika prosedur kendali otomatis dijalankan, maka sistem akan memberikan nilai luaran dari bacaan sensor, kemudian dibandingkan dengan state yang sudah ditentukan. Sistem akan melakukan perhitungan pada seluruh kesalahan state sehingga mendapatkan nilai masukan sistem wahana.

Langkah awal dari algoritme adalah deklarasi variabel dan parameter yang digunakan untuk terbang. Berikutnya inisiasi sensor dan aktuator yang terdapat pada wahana menggunakan sinyal PWM, ditandai dengan ESC yang berbunyi ketika sinyal PWM diterima oleh aktuator. Sebagai penaman, motor hanya dapat bergerak apabila menerima perintah *arming*. Saat siberikan perintah *auto* maka prosedur pendaratan otomatis dijalankan. Dalam prosedur pendaratan otomatis dilakukan pembacaan luaran sensor IMU dan sensor barometer untuk mendapatkan nilai bacaan *error* wahana, *error* dan *delta error roll*, serta mendapatkan ketinggian wahana. Nilai *error* dan *delta error* akan diproses untuk mendapatkan nilai gain *K-pitch fuzzy*. Nilai V_x dan V_z dihasilkan oleh GPS dan digunakan untuk mencari nilai AoA wahana. Luaran sistem akan menggerakkan motor *brushless* dan *Servo*. *Servo* dan motor *brushless* akan menentukan sikap terbang dari wahana dari tahap *glideslope* dan *flare*.

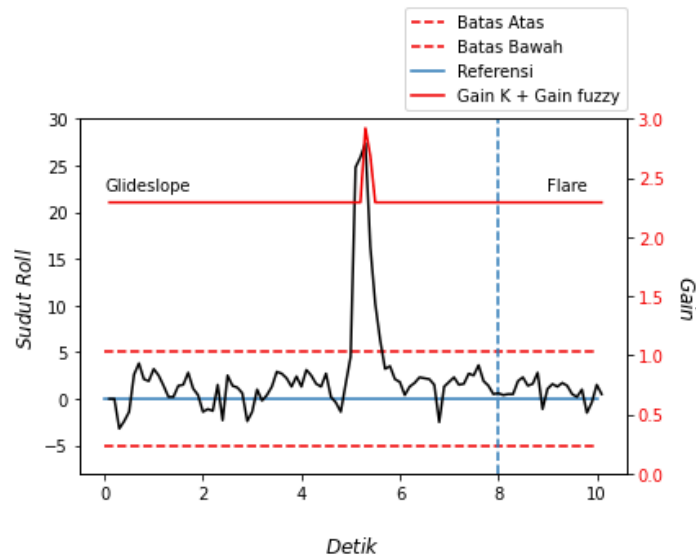
3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Setelah kendali penstabil *pitch*, *roll* dan *yaw*, dapat menjaga kestabilan wahana agar terbang stabil, maka kendali kestabilan fase pendaratan otomatis dapat diuji. Pengujian fase pendaratan otomatis ini dipisah menjadi 2 fase, yang pertama fase *glideslope*, dan fase *flare*. Sebelum melakukan pendaratan otomatis, wahana akan diterbangkan terlebih dahulu dengan ketinggian minimum 45 meter. Setelah itu wahana akan dikendalikan menggunakan *remote control* agar mengarah sesuai dengan *waypoint* yang telah dibuat. Kemudian tahap pendaratan otomatis dapat dilakukan dengan mengubah *switch* pada *remote control* ke mode *auto*.

Pada penelitian ini, fokus utama penggunaan LQR dan *fuzzy* hanya pada sudut *roll*. Sudut *roll* merupakan salah satu sudut krusial selama fase pendaratan, ini dikarenakan sudut *roll* diperlukan untuk menjaga kestabilan wahana agar tidak dapat melakukan pendaratan dengan aman. Kestabilan wahana dapat terganggu dikarenakan gangguan eksternal, oleh karena itu diperlukan kendali yang mumpuni agar tidak terjadi *hard landing* selama proses pendaratan. Pada saat melakukan pengujian, sistem kendali akan menjaga sudut *roll* wahana agar tetap berada pada 0° selama fase *glideslope* dan *flare*. Pada tahap *glideslope*, Nilai PWM motor diatur di nilai PWM 1300. Nilai PWM ini digunakan agar wahana tetap memiliki kecepatan yang konstan dan pada waktu yang bersamaan juga dapat menurunkan ketinggian terbang wahana. Nilai PWM ini akan dikonversikan menjadi kecepatan putar *propeller*.

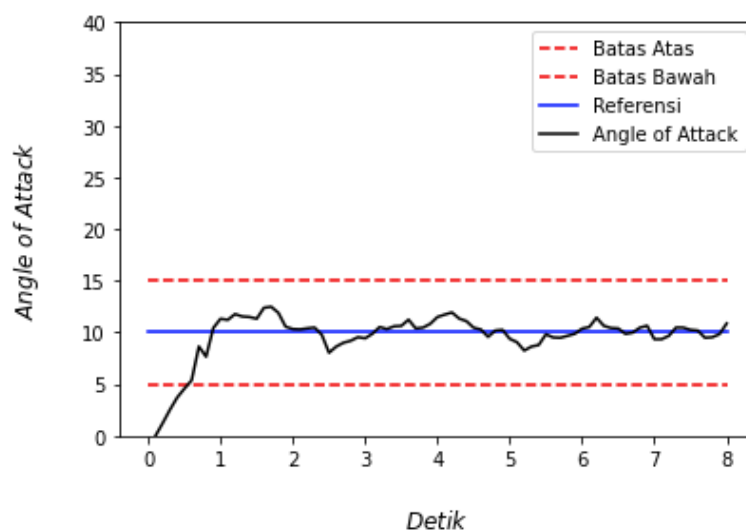
Gambar 66 merupakan grafik respon sudut *roll* saat memulai tahap pendaratan otomatis, dari terbang jelajah hingga melakukan *flare*. Tahap pendaratan otomatis diawali dengan fase terbang jelajah. Wahana akan melakukan penerbangan dengan mengikuti *waypoint* yang sudah diatur pada mikrokontroler. Kemudian wahana akan memasuki fase pendaratan otomatis berikutnya, yaitu tahap *Glideslope*. Gambar 6 menunjukkan bahwa wahana memasuki tahap *Glideslope* dengan menjaga kestabilan sudut *roll* agar mendekati nilai referensinya dengan toleransi sebesar 5° . Pada fase *Glideslope*, wahana akan mempertahankan sudut serangnya agar dapat menurunkan ketinggian wahana namun tetap menjaga sudut *pitch*. Saat memasuki tahap *glideslope*, wahana mengalami gangguan eksternal sehingga menyebabkan wahana mengalami *overshoot* pada sudut *roll*, di sinilah dibutuhkannya kendali *fuzzy* untuk menangani *overshoot* tersebut. Saat terjadi *overshoot* pada sudut *roll*, kendali *fuzzy* akan mengatur nilai output *gain roll* agar dapat mengatasi *overshoot*. Respon kendali *fuzzy* saat mengatasi *overshoot* dapat dilihat pada Gambar 6. kendali *fuzzy* akan mengatur *gain* agar sudut *roll* kembali pada sudut referensinya. Pada akhir tahap *Glideslope*, wahana akan mengangkat bagian depannya dan memulai memasuki fase *flare*. Fase ini merupakan fase yang krusial dikarenakan ketinggian

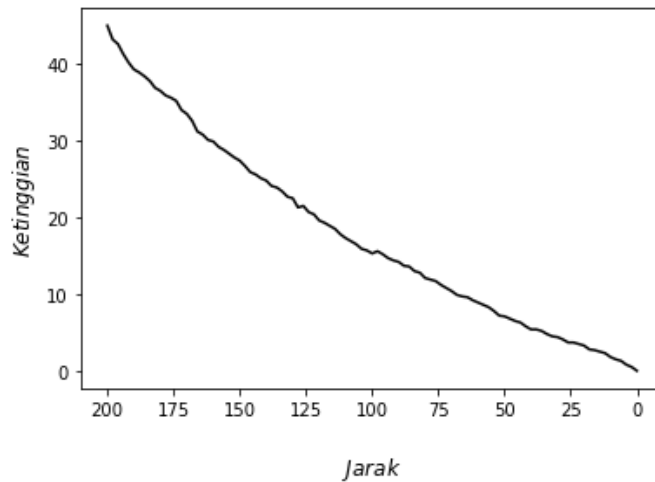
wahana yang semakin rendah dan mendekati tanah, oleh karena itu pada fase ini, sudut *roll* harus dipertahankan mendekati nilai referensi, yaitu 0° .



Gambar 6 Respon sudut roll saat fase pendaratan otomatis

Nilai K_p *roll* yang digunakan pada saat mode *stabilize* adalah 2,2. Nilai ini didapatkan berdasarkan penalaan saat wahana melakukan terbang jelajah di lapangan terbuka. Dari hasil data penerbangan yang dilakukan didapatkan bahwa nilai *error* dan *delta error* maksimum adalah $27,7^\circ$ untuk *error* dan 8,58 untuk *delta error*. Seperti yang sudah dijelaskan *fuzzy* digunakan sebagai penala gain K_p *roll* terjadwal. Apabila nilai input yang diberikan pada sistem *fuzzy* sama dengan batasan yang telah ditetapkan, maka *fuzzy* akan memberikan luaran gain K_p yang sesuai dengan *rule fuzzy*. Pada Gambar 6 dapat dilihat bahwa pada detik ke-5, bacaan sensor melebihi batas atas dari sudut *roll*, ini dikarenakan oleh adanya gangguan eksternal saat wahana melakukan pendaratan otomatis. *Fuzzy* akan memberikan perubahan gain K_p menjadi 2,9. Sesaat setelah sudut *roll* berubah kembali mendekati sudut referensi dan nilai *error* dan *delta error* berkurang, maka *gain* K_p yang digunakan adalah *gain* LQR sebelumnya, yaitu 2,2 dan meneruskan tahap pendaratan otomatis pada tahap *flare*. Berdasarkan pada Gambar 6 bahwa wahana sudah mampu menjaga kestabilan sudut *roll*nya, Dari hasil tersebut dapat dikatakan bahwa wahana telah mampu menstabilkan sikap wahana saat terjadinya gangguan eksternal pada tahap pendaratan otomatis.



Gambar 7 Sudut serang saat pendaratan otomatis saat tahap *glideslope*

Gambar 8 Perubahan ketinggian wahana

Pada saat melakukan pendaratan otomatis, wahana akan menjaga sudut serang wahana dengan sudut referensinya yaitu 10° dengan toleransi $\pm 5^\circ$ selama fase *Glideslope*. Batas bawah sudut serang ini diambil berdasarkan hasil simulasi yang telah dilakukan. Apabila wahana menggunakan sudut serang di bawah ini, maka wahana akan mengalami *stall*. Pada Gambar 7 dapat dilihat bahwa pada detik ke-4,4 ketika sudut *pitch* mendekati batas maksimum, maka sudut *pitch* akan dikurangi agar kecepatan sumbu z (V_z) dapat berkurang dan sudut serang wahana kembali kepada nilai referensinya. Saat wahana memasuki tahap *flare*, wahana akan menjaga sudut *pitch* di atas 5° agar bagian depan wahana tetap naik. Ini bertujuan agar saat mendarat, bagian wahana yang mengenai tanah terlebih dahulu adalah bagian tengah wahana. Pada tahap *flare*, penggerak utama akan dimatikan. Hal ini dilakukan agar wahana dapat berhenti dengan sempurna.

Gambar 8 menunjukkan perubahan ketinggian selama pendaratan otomatis. Dari grafik tersebut dapat terlihat bahwa wahana sudah dapat menjaga kestabilan dan mampu mengikuti lintasan pendaratan. Dalam melakukan pendaratan otomatis, dibutuhkan waktu 10,1 detik dimulai dari fase *glideslope* hingga fase *flare*.

4. KESIMPULAN

Berdasarkan penelitian, pengujian dan analisis hasil data yang didapat, dapat ditarik kesimpulan bahwa wahana dapat melakukan pendaratan otomatis di bawah gangguan eksternal pada sumbu *roll* dengan menggunakan metode *Linear Quadratic Regulator* (LQR) dan *fuzzy*, serta wahana dapat menjaga sudut serang selama masa pendaratan otomatis. Penambahan kendali *fuzzy* sebagai penala gain secara terjadwal *gain* K pada LQR mampu mengubah *gain* sesuai dengan keadaan (*error* dan *delta error*). *Fuzzy* berperan aktif untuk menjaga sikap wahana saat terjadi gangguan eksternal dan mengembalikan wahana kembali pada posisi stabil. Perpaduan kedua metode ini menjaga kestabilan sumbu *roll* wahana dimulai dari fase *glideslope* hingga fase *flare*, dan didapatkan nilai *risetime* yaitu 0,4 detik, *settling time* 0,7 detik, *steady state error* sebesar $2,71^\circ$ dan tidak menghasilkan *multi overshoot* dikarenakan sudut *roll* masih di bawah batas maksimum toleransi sehingga sistem dianggap stabil. Dari hasil yang didapatkan, dapat disimpulkan bahwa metode LQR dan *fuzzy* telah mampu menstabilkan sikap *roll* wahana di bawah gangguan eksternal pada saat melakukan pendaratan otomatis dalam kendali *full-state feedback*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] H. Xiong, F. S. Jing, J. Q. Yi, dan G. L. Fan, "Automatic takeoff of unmanned aerial vehicle based on active disturbance rejection control," *2009 IEEE Int. Conf. Robot. Biomimetics, ROBIO 2009*, hal. 2474–2479, 2009, doi: 10.1109/ROBIO.2009.5420474.
- [2] F. A. Warsi *et al.*, "Yaw, Pitch and Roll controller design for fixed-wing UAV under uncertainty and perturbed condition," *Proc. - 2014 IEEE 10th Int. Colloq. Signal Process. Its Appl. CSPA 2014*, hal. 151–156, 2014, doi: 10.1109/CSPA.2014.6805738.
- [3] T. K. Venugopalan, T. Taher, dan G. Barbastathis, "Autonomous landing of an Unmanned Aerial Vehicle on an autonomous marine vehicle," *Ocean. 2012 MTS/IEEE Harnessing Power Ocean*, 2012, doi: 10.1109/OCEANS.2012.6404893.
- [4] S. Singh dan R. Padhi, "Automatic path planning and control design for autonomous landing of UAVs using dynamic inversion," *Proc. Am. Control Conf.*, hal. 2409–2414, 2009, doi: 10.1109/ACC.2009.5160444.
- [5] H. Z. I. Khan, J. Rajput, S. Ahmed, dan J. Riaz, "An Adaptive Flare Scheme for Autonomous Landing of a Fixed-Wing UAV," *Proc. 2019 16th Int. Bhurban Conf. Appl. Sci. Technol. IBCAST 2019*, hal. 425–430, 2019, doi: 10.1109/IBCAST.2019.8666962.
- [6] W. Liu, C. Yu, X. Wang, Y. Zhang, dan Y. Yu, "The Altitude Hold Algorithm of UAV Based on Millimeter Wave Radar Sensors," *Proc. - 9th Int. Conf. Intell. Human-Machine Syst. Cybern. IHMSC 2017*, vol. 1, hal. 436–439, 2017, doi: 10.1109/IHMSC.2017.106.
- [7] I. M. Tresnayana dan A. Dharmawan, "Sistem Kendali untuk Pendaratan Jarak Pendek Pesawat Tanpa Awak Sayap Tetap," Universitas Gadjah Mada, Yogyakarta, Indonesia, 2019.
- [8] E. S. Filatova, A. V. Devyatkin, dan A. I. Fridrix, "UAV fuzzy logic stabilization system," *Proc. 2017 20th IEEE Int. Conf. Soft Comput. Meas. SCM 2017*, no. 3, hal. 132–134, 2017, doi: 10.1109/SCM.2017.7970517.
- [9] D. Zhang, X. Wang, dan W. Kong, "Autonomous control of running takeoff and landing for a fixed-wing unmanned aerial vehicle," *2012 12th Int. Conf. Control. Autom. Robot. Vision, ICARCV 2012*, vol. 2012, no. December, hal. 990–994, 2012, doi: 10.1109/ICARCV.2012.6485292.
- [10] N. Wahid, M. F. ad Rahmat, dan K. Jusoff, "Comparative assessment using LQR and Fuzzy Logic Controller for a pitch control system," *Eur. J. Sci. Res.*, vol. 42, no. 2, hal. 184–194, 2010.
- [11] D. Zhang, Z. Chen, dan L. Xi, "Adaptive Dual Fuzzy PID Control Method for Longitudinal Attitude Control of Tail-Sitter UAV."