

## KENDALI FUZZY-PID PADA SIKAP LONGITUDINAL DAN SIKAP LATERAL PESAWAT TANPA AWAK FIXED WING

Erwhin Irmawan<sup>1</sup>, Pria Mulyono<sup>2</sup>

<sup>1,2</sup> Program Studi Teknik Dirgantara, Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan Yogyakarta

Jl. Parangtritis km. 4,5 Sewon, Bantul, Yogyakarta 55188

Email: [erwhin.irmawan@gmail.com](mailto:erwhin.irmawan@gmail.com)

### Abstrak

Hadirnya wahana tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* salah satunya pesawat tanpa awak *fixed wing* digunakan dalam berbagai misi dengan tujuan efektifitas dan efisiensi kerja. Untuk mempermudah dan menunjang kecanggihan teknologi pesawat maka dibutuhkan pengendali otomatis atau sering disebut autopilot. Pada penelitian ini dikembangkan sistem autopilot untuk pengendalian gerak lateral dan longitudinal dengan kendali hibrida Fuzzy-PID.

Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui kinerja kendali fuzzy PID yang diimplementasikan sebagai pengendali gerak longitudinal (*roll*) dan gerak lateral (*pitch*) pada pesawat tanpa awak. Kendali fuzzy PID sebagai pengendali pesawat secara otomatis/autopilot pada saat pesawat terbang jelajah (*cruising*) untuk mengkompensasi adanya gangguan yang dialami pesawat dan mengkondisikan agar pesawat tetap dalam kondisi stabil. Eksperimen dilakukan menggunakan pesawat jenis Skywalker dan dilakukan pengujian di lapangan.

Hasil pengujian menunjukkan kendali gerak otomatis pitch dan pengendali gerak otomatis roll keduanya memiliki kesamaan karakteristik pengendalian yaitu pada kendali fuzzy PID mempunyai *settling time* yang lebih cepat daripada kendali PID, namun dilihat dari nilai *overshoot* maksimumnya kendali PID lebih rendah daripada kendali fuzzy PID, hal ini yang perlu diperbaiki pada penelitian selanjutnya. Kesamaan karakteristik kedua pengendali yaitu tidak mempunyai *steady state error*. Dilihat dari tingkat presisi pengendalian, tingkat presisi kendali Fuzzy PID lebih tinggi daripada kendali PID dilihat dari *settling time* namun dilihat dari persentase *overshoot* maksimum lebih rendah berdasarkan nilai persentase standar deviasi.

**Kata Kunci:** UAV, pesawat *fixed wing*, kendali PID, kendali fuzzy, fuzzy-PID

### PENDAHULUAN

*Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* merupakan sebuah pesawat terbang tanpa awak yang dapat dikendalikan secara jarak jauh oleh pilot atau dengan mengendalikan dirinya sendiri. UAV menggunakan gaya aerodinamik untuk terbang. UAV juga dapat membawa muatan (*payload*) ataupun tidak [1].

Saat ini penerapan dari UAV sendiri sudah luas seperti penerapan pesawat tanpa awak di bidang militer yang digunakan untuk melakukan suatu misi negara. Selain di bidang militer penggunaan pesawat tanpa awak juga marak digunakan dalam fotografi udara,

dokumenter, pemetaan suatu wilayah, patroli udara pengukuran kadar pencemaran udara, pemantauan bencana, pemantauan pipa minyak dan lain-lain.

Sistem pengendalian pada UAV dapat dibagi menjadi kendali secara manual oleh pilot dan kendali otomatis dengan mode auto pilot. Dimana kendali manual pilot pada UAV dilakukan oleh operator yang berada di stasiun kendali darat yang memberikan perintah – perintah terbang menggunakan gelombang radio yang terhubung ke UAV. Sedangkan kendali mode auto pilot mengendalikan

manuver dari UAV agar dapat bergerak sendiri untuk melakukan misi terbang [2].

Salah satu contoh pesawat UAV adalah *fixed wing* yang memiliki sayap berbentuk segitiga. Dengan memiliki bentuk sayap tersebut memberikan beberapa keuntungan dari segi aerodinamis dan performa saat melakukan misi terbang. *Fixed wing* merupakan pesawat tanpa awak tipe *fixed wing* yang memiliki sayap kendali dinamakan *elevator* gabungan antara *elevator* dan *aileron* pada posisi bagian belakang pesawat. Pesawat ini dapat terbang efektif dengan mengkonsumsi daya secara efisien karena kemampuan *gliding* di udara. Kondisi ini yang membuat pesawat *fixed wing* dapat menjelajah jauh serta, tahan lama dan mampu membawa muatan [3].

Dalam dunia penerbangan pesawat terbang ada beberapa hal yang dapat terjadi yaitu *Stall*. *Stall* merupakan sebuah kondisi dimana *angle of attack* mengalami peningkatan melampaui titik tertentu sehingga *lift* mulai menurun. *Angle of attack* merupakan sudut kritis ketika pemisahan aliran udara mulai terjadi sementara aliran udara di atas sayap masih dominan. Peningkatan *angle of attack* membuat ukuran daerah di atas sayap meningkat dan menghambat sayap yang memiliki kemampuan untuk menciptakan daya angkat. Sudut kritis tersebut yang dapat mengakibatkan kondisi *stall* terhadap pesawat sebesar 25 derajat [4]. *Stall* tersebut dapat mengakibatkan pesawat menjadi berputar / *spinning* terhadap sumbu longitudinal dan lateral. Kondisi *spin* terjadi ketika pesawat dalam kondisi naik atau belok secara tajam. Pada saat pesawat sudah mengalami kondisi *spin* akan membutuhkan waktu lama untuk memulihkan posisi pesawat (European General Aviation Safety System).

Proses pengendalian penerbangan pesawat *fixed wing* tidak menjadi masalah ketika dilakukan dalam jangkauan pendek dan dikendalikan secara manual oleh pilot. Akan

tetapi ketika diinginkan pesawat dapat terbang menuju titik tujuan secara stabil (baik pada gerak mengelilingi sumbu longitudinal dan lateral) serta pesawat dituntut melakukan terbang secara mandiri, tentunya akan menjadi sebuah masalah yang signifikan. Apalagi ketika kecepatan maju pesawat lambat dan *angle of attack* melebihi 15 derajat dapat mengakibatkan *stall*.

Penelitian kendali pesawat tanpa awak *fixed wing* dengan menggunakan kendali PID konvensional hanya mampu optimal untuk menangani gangguan yang bersifat linier dan untuk menghasilkan pengendalian yang lebih kokoh untuk berbagai kondisi maka diperlukan penggabungan kendali PID dengan kendali non-linier [5].

Penelitian pesawat terbang *fixed wing* juga dilakukan [6] berbeda dengan [5], yang berkonsentrasi pada pengendalian kestabilan augmentasi dan sikap longitudinal pesawat. Longitudinal merupakan sumbu pesawat yang mempengaruhi sudut *pitch* dan kecepatan dimana posisi pesawat tergantung pada perubahan sayap *aileron* dan kecepatan udara ketika terbang. Menurutnya pengendalian sikap augmentasi maupun sikap longitudinal pesawat memerlukan tingkat kekokohan yang tinggi guna menanggulangi kesalahan dan gangguan dalam kondisi melaju cepat ataupun tidak.

Sistem kendali yang memiliki kemampuan yang *robust* guna mencapai keadaan stabil ketika terbang menjadi modal utama. Metode kendali *Proportional Integral Derivatif* (PID) memiliki kemampuan *robust* dan mampu merealisasikan kestabilan pesawat. Kendali PID juga mempunyai karakteristik kokoh dan sederhana dalam implementasi. Kendali fuzzy mampu untuk menangani kondisi pengendalian yang tidak linier dan memiliki kemampuan merepresentasikan pengetahuan dalam bentuk parameter linguistik[7].

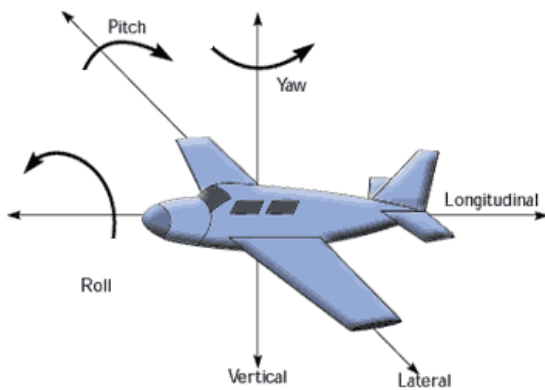
Kendali hibrida fuzzy dan PID mampu menangani ketidakstabilan dari gerak wahana

kapal tanpa awak pada saat mengalami gangguan dan mempunyai performa yang lebih baik dilihat dari settling time dibandingkan dengan kendali PID konvensional [8].

Berdasarkan keunggulan karakteristik dari kendali PID dan kendali fuzzy maka pada penelitian ini akan digabungkan kedua kendali menjadi kendali hybrid fuzzy-PID untuk menangani kestabilan sikap longitudinal dan sikap lateral pesawat tanpa awak fixed wing.

## METODE

Penelitian ini menggunakan UAV tipe *fixed wing* sebagai objek penelitiannya, dimana dinamika model dari pesawat *fixed wing* ditunjukkan pada Gambar 1.



Gambar 1. Dinamika gerak pesawat *fixed wing*

Sistem kendali yang dirancang yaitu sistem kendali fuzzy-PID pada pesawat *fixed wing*. Sistem kendali diharapkan mampu untuk menangani gangguan yang dialami oleh pesawat *fixed wing* agar tetap dapat menjaga kestabilan terbang pada sikap lateral dan longitudinal pada saat mendapatkan gangguan dari faktor internal dan eksternal. Pesawat *fixed wing* yang digunakan pada penelitian ini adalah pesawat tanpa awak fixed wing jenis Skywalker. Pesawat dengan panjang sayap 1820mm, panjang badan 1270mm, satu buah motor penggerak jenis pusher, dilengkapi dengan pengendali terbang aileron, elevator dan

rudder dengan masing-masing aktuator menggunakan servo.

Sistem kendali yang telah digunakan oleh penelitian sebelumnya adalah sistem kendali PID (*Proportional Integral Derivative*) dengan penalaan Ziegler Nichols. Sistem kendali tersebut memiliki persamaan seperti pada persamaan 1.

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (1)$$

Pada persamaan 3.1 diatas memiliki kekurangan yaitu ketika kecepatan pesawat atau gangguan dari lingkungan bertambah / berkurang tetapi nilai konstanta proporsional, konstanta integral, dan konstanta derivatif tetap maka sistem akan tidak stabil dalam kecepatan tertentu, untuk itu dibutuhkan penalaran mandiri nilai  $K_p$ ,  $K_i$ , dan  $K_d$  tersebut.

Salah satu metode penalaran mandiri tersebut dapat menggunakan fuzzy (*fuzzy inference system*) dimana memiliki kemampuan menangani kondisi-kondisi yang tidak linier dan sistem inferensi fuzzy dapat menerjemahkan pengetahuan dari pakar ataupun dari data teruji dalam bentuk aturan-aturan. Dengan mengkombinasikan fuzzy untuk menangani penalaan konstanta PID maka akan didapatkan sebuah kendali yang adaptif terhadap perubahan kondisi gangguan yang tidak linier sehingga kestabilan pesawat akan terjaga.

Masukan kendali berupa nilai *error* dan *delta error* dari sikap *pitch* dan *roll* pesawat terhadap nilai *setpoint* (kondisi stabil). Nilai *error* diperoleh dari selisih nilai sensor accelerometer dan gyroscope pada sumbu-x dan sumbu-y yang terbaca dengan nilai *setpoint* dan *delta error* disini merupakan selisih antara *error* terbaca ( $t$ ) dengan *error* sebelumnya ( $t-1$ ). Blok diagram kendali dapat dilihat pada Gambar 2.

Mengacu pada penelitian [9] dan juga penelitian [10] nilai  $K_p$  dan  $K_d$  diatur dengan interval tertentu [ $K_{p_{min}}$ ,  $K_{p_{max}}$ ] dan [ $K_{d_{min}}$ ,  $K_{d_{max}}$ ]. Nilai  $K_{p_{min}}$ ,  $K_{p_{max}}$ ,  $K_{d_{min}}$ ,  $K_{d_{max}}$  ditentukan dengan persamaan (2), persamaan

(3), persamaan (4) dan persamaan (5), nilai  $K_p$ ,  $K_i$  dan  $K_d$  ditentukan berdasarkan persamaan (5), persamaan (7) dan persamaan (8).  $K_p'$  merupakan skala proporsional *gain*,  $K_d'$  merupakan skala derivatif *gain*, dan  $\alpha$  merupakan skala integral. Pada penalaan Ziegler Nichols nilai *integral time constant* ( $T_i$ ) selalu empat kali nilai *derivative time constant* ( $T_d$ ), sehingga nilai acuan  $\alpha$  adalah 4 namun untuk memperoleh *gain* kendali integral yang lebih kuat nilai  $\alpha$  diatur lebih kecil dan untuk memperkecil *gain* kendali integral nilai  $\alpha$  diatur lebih besar. Nilai  $K_u$  dan  $P_u$  didapat dari pencarian dengan metode Ziegler Nichols.

$$K_{p_{min}} = 0,32 * K_u \quad (2)$$

$$K_{p_{max}} = 0,6 * K_u \quad (3)$$

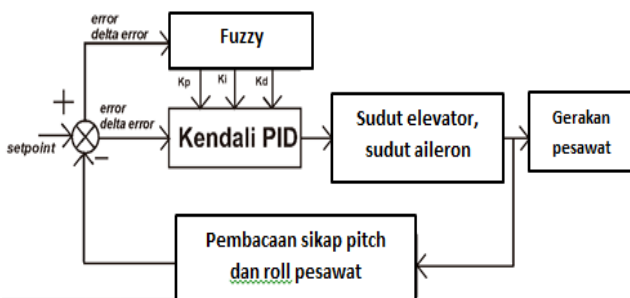
$$K_{d_{min}} = 0,08 * K_u * T_u \quad (4)$$

$$K_{d_{max}} = 0,15 * K_u * T_u \quad (5)$$

$$K_p = K_{p_{min}} + (K_{p_{max}} - K_{p_{min}}) * K_p' \quad (6)$$

$$K_d = K_{d_{min}} + (K_{d_{max}} - K_{d_{min}}) * K_d' \quad (7)$$

$$K_i = K_p^2 / (\alpha * K_d) \quad (3.8)$$



Gambar 2. Blok diagram sistem kendali fuzzy PID

Penggunaan interval  $K_p$  dan  $K_d$  mendekati dengan metode penalaan Ziegler Nichols dikarenakan Ziegler Nichols mempunyai performa yang baik untuk menangani gangguan. Menurut penelitian [10] bahwa metode *tuning* konstanta PID yang populer dan menghasilkan performa yang baik adalah metode *Internal Model Control* (IMC) dan Ziegler Nichols (ZN), namun dari keduanya memiliki kelebihan dan kekurangan, dari penelitiannya menunjukkan bahwa PID Ziegler Nichols mempunyai performa yang lebih baik dibandingkan IMC untuk menangani gangguan. Sehingga pada penelitian ini menggunakan

metode Ziegler Nichols sebagai acuan untuk mendapatkan interval nilai konstanta PID, yang menjadi output dari masing-masing Fuzzy adalah  $K_p'$ ,  $K_d'$  dan  $\alpha$ .

## HASIL DAN PEMBAHASAN

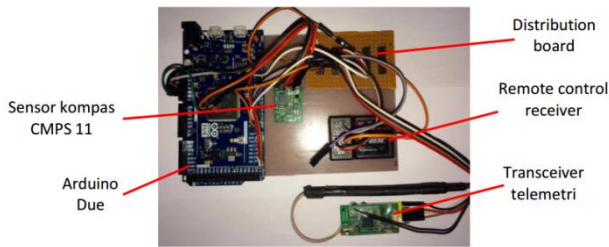
Pesawat tanpa awak yang digunakan pada penelitian ini yaitu pesawat *fixed wing* Skywalker, seperti pada Gambar 3. Sistem penggerak pesawat menggunakan *motor brushless* dan *propeller* sebagai *pusher* (pendorong), sedangkan sistem pengendali terbang menggunakan *aileron*, *elevator* dan *rudder*. *Aileron* digunakan untuk pengendali gerakan *roll*, *elevator* digunakan untuk pengendali gerakan *pitch* dan *rudder* digunakan untuk pengendali gerakan *yaw*.



Gambar 3. Pesawat tanpa awak Skywalker

Gambar 4. menunjukkan sistem elektronik pesawat tanpa awak yang terdiri dari Arduino Due, Sensor CMPS 11, *distribution board*, *remote control receiver* dan *transceiver* telemetri. Arduino Due sebagai mikrokontroler yang didalamnya ditanamkan perangkat lunak kendali adaptif fuzzy-PID, sensor CMPS 11 terdapat sensor *accelerometer* dan *gyro* sebagai sensor sudut *roll* dan *pitch* pesawat dan *distribution board* sebagai terminal penghubung antar komponen. Pengakuisisi dan pengiriman data pada saat terbang dilakukan oleh *transceiver* telemetri dan pengendalian pesawat secara manual dengan *remote control*. Sensor CMPS 11 diletakkan pada *center of gravity*

(CoG) pesawat agar proses pembacaannya akurat.

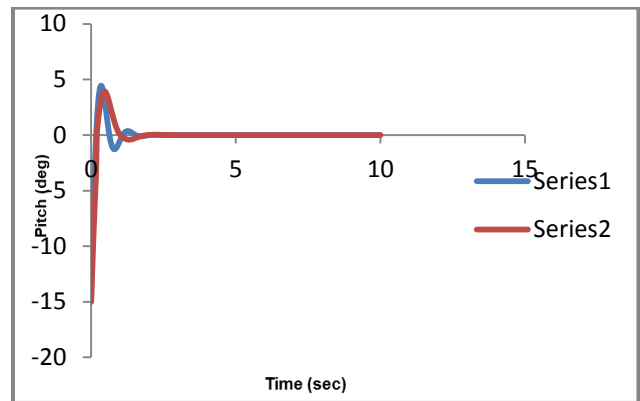


Gambar 4. Sistem elektronik

Pengujian dengan eksperimen dilakukan menggunakan pesawat tanpa awak jenis Skywalker, dengan algoritma kendali yang sudah ditanamkan pada mikrokontroler untuk mengendalikan gerakan pesawat. Eksperimen dilakukan di lapangan dengan kondisi kecepatan angin yang relatif kecil. Prosedur pengujian pada eksperimen yaitu dilakukan pada kendali adaptif fuzzy PID dan kendali PID, kemudian dibandingkan respon kendalinya.

Kendali adaptif fuzzy-PID digunakan untuk mengkompensasi gangguan dari faktor lingkungan terhadap kestabilan terbang pesawat pada saat mode jelajah (nilai sudut roll  $0^\circ$  dan nilai sudut pitch  $0^\circ$ ).

Pengujian sikap lateral atau pitch pesawat pada saat terbang mode manual dikondisikan agar pesawat mempunyai sudut pitch  $15^\circ$  atau  $-15^\circ$  sebagai pengganti gangguan lingkungan kemudian kendali adaptif fuzzy-PID diaktifkan dan data respon kendali menuju titik kestabilan (sudut pitch  $0^\circ$ ) diakuisisi. Pengujian sikap longitudinal atau roll pesawat pada saat terbang mode manual dikondisikan agar pesawat mempunyai sudut roll  $15^\circ$  atau  $-15^\circ$  sebagai pengganti gangguan lingkungan kemudian kendali adaptif fuzzy-PID diaktifkan dan data respon kendali menuju titik kestabilan (sudut roll  $0^\circ$ ) diakuisisi. Pada saat pengujian kecepatan pesawat diatur stabil dengan kecepatan 30 knots.

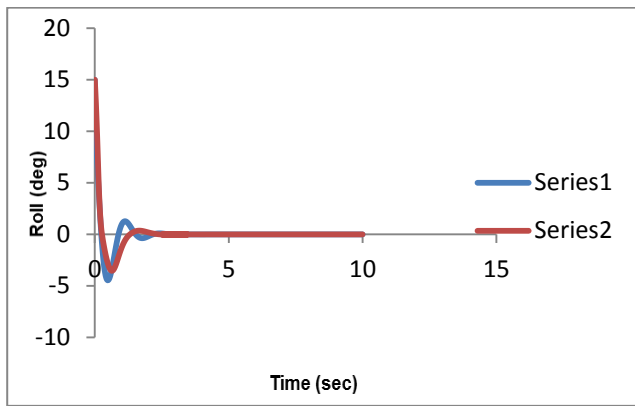


Gambar 5. Grafik respon kendali gerak pitch

Tabel 1. Respon kendali PID dan kendali fuzzy-PID sikap pitch

No	Jenis kendali	Settling time	Persentase overshoot maksimum
1	PID	2,15 detik	26%
2	Fuzzy PID	2,05 detik	32%

Gambar 5. menunjukkan grafik respon kendali PID dan fuzzy PID pada tahap eksperimen pengendalian gerak lateral (pitch). Respon kendali dalam *settling time* dan persentase *overshoot* maksimum dari hasil eksperimen dalam Tabel 1. Pada kendali PID, konstanta PID dihasilkan dengan proses penalaan Ziegler Nichols, konstanta PID pada kendali ini selalu konstan pada saat proses menuju kondisi stabil. *Settling time* kendali PID pada pengendalian gerak pitch sebesar 2,15 detik dengan persentase *overshoot* maksimum 26%. Kendali fuzzy PID pada pengendalian gerak pitch mempunyai respon pengendalian dengan *settling time* 2,05 detik dan *overshoot* maksimum 32%. Kendali fuzzy PID mempunyai *settling time* yang lebih cepat daripada kendali PID namun dengan persentase *overshoot* maksimum lebih besar.



Gambar 6. Grafik respon kendali gerak roll

Tabel 2. Respon kendali PID dan kendali fuzzy PID sikap roll

No	Jenis kendali	Settling time	Persentase overshoot maksimum
1	PID	3,5 detik	27%
2	Fuzzy PID	3,2 detik	31%

Gambar 6. menunjukkan grafik respon kendali PID dan fuzzy PID pada tahap eksperimen pengendalian gerak longitudinal (roll). Respon kendali dalam *settling time* dan persentase *overshoot* maksimum dari hasil eksperimen dalam Tabel 2. Pada kendali PID, konstanta PID dihasilkan dengan proses penalaan Ziegler Nichols, konstanta PID pada kendali ini selalu konstan pada saat proses menuju kondisi stabil. *Settling time* kendali PID pada pengendali gerak roll sebesar 3,5 detik dengan persentase *overshoot* maksimum 27%. Kendali fuzzy PID pada pengendali gerak pitch mempunyai respon pengendalian dengan *settling time* 3,2 detik dan *overshoot* maksimum 31%. Kendali fuzzy PID mempunyai *settling time* yang lebih cepat daripada kendali PID namun dengan persentase *overshoot* maksimum lebih besar.

Pada pengendali gerak otomatis pitch dan pengendali gerak otomatis roll keduanya memiliki kesamaan karakteristik pengendalian yaitu pada kendali fuzzy PID mempunyai *settling time* yang lebih cepat daripada kendali

PID, namun dilihat dari nilai *overshoot* maksimumnya kendali PID lebih rendah daripada kendali fuzzy PID, hal ini yang perlu diperbaiki pada penelitian selanjutnya. Kesamaan karakteristik kedua pengendali yaitu tidak mempunyai *steady state error*.

Hasil pengujian menunjukkan bahwa kendali fuzzy PID mempunyai performa yang lebih baik dibandingkan dengan kendali PID dapat dilihat dari *settling time*, seperti yang ditunjukkan pada Tabel 3.

Tabel 3 Hasil pengujian tingkat presisi respon kendali gerak pitch

Data ke-	Settling time (detik)		Persentase Overshoot Maks. (%)	
	PID	Fuzzy PID	PID	Fuzzy PID
1	3.5	3.1	27	30
2	3.4	3.2	29	33
3	3.7	3.15	27	34
4	3.4	3	26	32
5	3.5	3.3	26	32
6	3.65	3.2	27	34
7	3.55	3	30	30
8	3.75	3.3	29	30
9	3.4	3.3	27	30
10	3.45	3.2	27	31
<b>Rata-rata</b>	<b>3.53</b>	<b>3.18</b>	<b>27.50</b>	<b>31.60</b>
<b>SD</b>	<b>0.13</b>	<b>0.11</b>	<b>1.35</b>	<b>1.65</b>
<b>% SD</b>	<b>3.67</b>	<b>3.58</b>	<b>4.92</b>	<b>5.21</b>

Tabel 3 merupakan tabel hasil pengujian dari sistem kendali PID dan Fuzzy PID pada gerak *pitch*. Pada tabel hanya disajikan data pada gerak *pitch* saja dikarenakan karakteristik kendali gerak *pitch* dan *roll* relatif sama, sehingga salah satu dapat mewakili. Pada Tabel 3 ditampilkan 10 data *settling time* dan persentase maksimum *overshoot* pada saat diberi simpangan sejauh 15° sebagai simulasi gangguan untuk melihat tingkat presisi dari masing-masing sistem kendali yang diuji. Dari pengolahan data menunjukkan standar deviasi (SD) dan presentase standar deviasi (%SD),

standar deviasi menunjukkan sebaran data atau simpangan baku. Persentase standar deviasi *settling time* dan *overshoot* maksimum kendali PID mempunyai persentase 3,67 % dan 4,92 %, kendali Fuzzy PID persentasenya yaitu 3,58 % dan 5,21%. Data tersebut menunjukkan bahwa tingkat presisi kendali Fuzzy PID lebih tinggi daripada kendali PID dilihat dari *settling time* namun dilihat dari persentase *overshoot* maksimum lebih rendah berdasarkan nilai persentase standar deviasi.

## PENUTUP

### Simpulan

Sistem kendali adaptif fuzzy PID mempunyai performa yang lebih baik daripada kendali PID dilihat dari *settling time* namun persentase *overshoot* maksimum lebih besar. Tingkat presisi kendali Fuzzy PID lebih tinggi daripada kendali PID dilihat dari *settling time* namun dilihat dari persentase *overshoot* maksimum lebih rendah berdasarkan nilai persentase standar deviasi.

### Saran

Perlu dilakukan penelitian lebih lanjut untuk memperbaiki persentase *overshoot* maksimum.

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Crasta, A, Khan, SA. *Effect Of Angle Of Incidence On Stability Derivatives Of A Wing*. National Conference on Challenges in Research & Technology in the Coming Decades (CRT 2013). Ujire, India. 2013.
- [2] Irmawan E., Priyambodo T. K., Sofyan E., Sistem Kendali Adaptif Neuro-Fuzzy PID pada Kapal Katamaran Tanpa Awak. *Jurnal Teknik STTKD*. 2016 ; 3(2): 5-16.
- [3] Li, Y, Chen, C, Chen, W. Research On Longitudinal Control Algorithm For Flying Wing Uav Based On Lqr Technology, *International Journal On Smart Sensing*

*And Intelligent Systems* . 2013; 6(5): 2155-2181.

- [4] Manggala, PA., *Purwarupa Air Data, Attitude, and Heading Reference System untuk Pesawat Terbang Tanpa Awak Sayap Tetap*. Skripsi. Yogyakarta : Fakultas Matematika dan Ilmu Pengetahuan Alam, Universitas Gadjah Mada. 2012.
- [5] Markin, S. *Multiple Simultaneous Specification Attitude Control Of A Mini Flying- Wingunmanned Aerial Vehicle*. Kanada: Graduate Department of Mechanical and Industrial Engineering, University of Toronto. 2010.
- [6] Nonami, K, Kendoul, F, Suzuki, S, Wang, W, Nakazawa, D. *Autonomous Flying Robots, Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*. New York: Springer. 2010.
- [7] Parhi, DR. A New Intelligent Motion Planning for Mobile Robot Navigation using Multiple Adaptive Neuro-Fuzzy Inference System. *NSP An International Journal Applied Mathematics & Information Science*. 2014 ; 8(5):2527-2535.
- [8] Rui, W, Zhou, Z, Yanhang, S. *Robust Landing Control and Simulation for Flying Wing UAV* IEEE Proceedings of the 26th Chinese Control Conference . 2007: 26-31.
- [9] Skogestad, S. Tuning for Smooth PID Control with Acceptable Disturbance Rejection, *Ind. Eng. Chem. Res*. 2006; 45(23): 7817–7822.
- [10] Zhao, ZY, Isaka, S. Fuzzy Gain Scheduling of PID Controller, *IEEE Transaction on System, Man and Cybernetics*. 1993 ; 23(5).