



Kendali Adaptif Neuro Fuzzy PID pada Sikap Lateral dan Sikap Longitudinal Pesawat Tanpa Awak *Fixed Wing*

Erwhin Irmawan¹, Erwan Eko Prasetyo²

¹ Prodi S1 Teknik Dirgantara, Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgataran, Yogyakarta, Indonesia

² Prodi D3 Aeronautika, Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgataran, Yogyakarta, Indonesia

e-mail : erwhin.irmawan@gmail.com

Abstrak—*Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* atau pesawat tanpa awak khususnya jenis *fixed wing* banyak digunakan untuk melaksanakan berbagai misi, yaitu misi sipil maupun misi militer. Untuk mendukung pelaksanaan misi tersebut maka diperlukan pengembangan sistem kendali otomatis (autopilot) cerdas. Pada penelitian ini dikembangkan sistem autopilot dengan kendali adaptif neuro fuzzy PID untuk pengendalian gerak lateral (*pitch*) dan gerak longitudinal (*roll*), dengan mengambil keunggulan dari kendali PID, fuzzy dan *neural network*, sehingga dapat dibentuk kendali yang kokoh dan dapat menangani kondisi yang tidak linier yang dialami oleh pesawat. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui performa kendali adaptif neuro fuzzy PID pengendali gerak longitudinal dan gerak lateral pada pesawat tanpa awak *fixed wing*. Kendali adaptif neuro fuzzy PID mampu mengendalikan gerak lateral dan gerak longitudinal pesawat dan mampu mengkompensasi adanya gangguan dari faktor lingkungan yang dialami oleh pesawat pada saat terbang, seperti perubahan arah dan kecepatan angin yang menyebabkan perubahan sikap pesawat. Pengujian dilakukan menggunakan wahana pesawat jenis Sky Surfer. Karakteristik pengendalian kendali adaptif neuro fuzzy PID pada gerak lateral dan longitudinal relatif sama. Kendali adaptif neuro fuzzy PID mempunyai performa yang lebih baik daripada kendali fuzzy PID, yaitu mempunyai *settling time* lebih cepat dan mempunyai prosentase *overshoot* maksimum lebih rendah daripada fuzzy PID.

Kata Kunci: kendali adaptif, kendali PID, neuro fuzzy PID, UAV

I. PENDAHULUAN

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) adalah pesawat tanpa awak yang dapat dikendalikan dari jarak jauh oleh pilot atau dengan kendali otomatis yang tertanam di dalamnya. UAV banyak digunakan untuk melaksanakan berbagai misi yang membawa muatan ataupun tidak membawa muatan. UAV [1]. Saat ini, penerapan UAV dapat menggantikan misi yang dilaksanakan oleh pesawat berawak yang digunakan dalam militer dalam misi peperangan maupun latihan. Selain bidang militer, penggunaan pesawat tanpa awak juga sangat luas untuk keperluan sipil seperti fotografi udara, dokumenter, pemetaan area, pengawasan udara, pemantauan bencana, pengawasan jaringan pipa minyak, dan lain sebagainya.

Sistem kendali UAV secara umum dapat dibagi menjadi kendali manual oleh pilot dan kendali otomatis dalam mode autopilot. Ketika kendali manual, pengendalian UAV dilakukan oleh operator/pilot di stasiun kontrol darat dengan memberikan perintah penerbangan menggunakan gelombang radio yang terhubung ke UAV. Sementara kendali autopilot, manuver

UAV dikendalikan secara mandiri oleh *flight controller* yang tertanam didalam pesawat tersebut sehingga dapat bergerak sendiri untuk melakukan misi penerbangan [2].

UAV sayap tetap (*fixed wing*) menawarkan beberapa keunggulan dalam hal aerodinamika dan kinerja selama misi penerbangan. Pesawat bersayap tetap biasanya memiliki kendali terbang berupa *aileron*, *elevator* dan *rudder*. Daya angkat diperoleh dari sayap, *horizontal stabilizer* dan badan pesawat. Pesawat ini dapat terbang secara efisien dengan kemampuannya untuk melayang di udara, sehingga dapat berjelajah dengan litan yang jauh dan tahan lama [3].

Di dalam penerbangan pesawat ada satu kondisi yang sangat dihindari, yaitu kondisi *stall*. *Stall* adalah suatu kondisi di mana sudut serang (*angle of attack*) meningkat melebihi titik tertentu, sehingga daya angkat mulai berkurang. Sudut serang adalah sudut kritis ketika pemisahan aliran udara dimulai dari aliran udara di atas sayap masih dominan. Meningkatnya sudut serang meningkatkan ukuran area di atas sayap dan menghambat sayap yang mampu menciptakan daya angkat. Sudut kritis dapat menyebabkan kondisi pesawat *stall* hingga 25 derajat [4]. *Stall* dapat memutar perangkat pada sumbu longitudinal dan lateral. Kondisi putaran terjadi ketika pesawat berada di tikungan tajam atau menanjak. Pada saat pesawat mengalami kondisi putaran, pemulihan posisinya akan lama (Sistem Keamanan Penerbangan Umum Eropa).

Proses pengendalian UAV tidak menjadi masalah ketika dilakukan pada jarak dekat dan dikendalikan secara manual oleh pilot. Namun, ketika ditentukan misi bahwa pesawat terbang harus dapat menjaga kestabilan terbang dan pesawat harus terbang secara otonom, maka akan menjadi masalah yang cukup besar. Khususnya, ketika kecepatan maju pesawat lambat dan sudut serangan melebihi 15 derajat, ini dapat menyebabkan stall. Penelitian kendali UAV *fixed-wing* menggunakan kendali PID konvensional tidak memungkinkan penanganan optimal terhadap gangguan non linear. Oleh karena itu perlu untuk menggabungkan kontrol PID dengan kendali nonlinear [5].

Penelitian UAV *fixed-wing* juga dilakukan[6], namun berbeda dengan yang dilakukan sebelumnya [5], yang berfokus pada pengendalian stabilitas augmentasi dan sikap longitudinal pesawat. Kendali augmentasi dan sikap longitudinal pesawat membutuhkan tingkat kekokohan yang tinggi untuk mengkompensasi kesalahan dan gangguan selama pesawat bergerak secara cepat ataupun lambat.

Sistem kendali yang memiliki kemampuan kuat untuk mencapai kondisi stabil saat penerbangan menjadi modal utama pengendalian. Metode kendali *Proportional Integral Derivative* (PID) memiliki kemampuan yang kuat dan mampu memastikan stabilitas pesawat. Kontrol PID juga memiliki fitur yang kuat dan sederhana selama implementasi. Kendali fuzzy mampu menangani kondisi non-linear dan untuk merepresentasikan pengetahuan parameter linguistik [7].

Kendali fuzzy PID dapat menangani kondisi ketidakstabilan gerak kapal tanpa awak pada saat mengalami gangguan dari gelombang air dan mempunyai performa yang lebih baik dilihat dari settling time dibandingkan dengan kendali PID konvensional [8].

Fuzzy inference system (FIS) memiliki kemampuan merepresentasikan pengetahuan dalam bentuk parameter linguistik, sehingga memungkinkan untuk mengimplementasikan pengetahuan dan pengalaman manusia sehingga dapat digunakan untuk penala konstanta PID secara dinamis [7]. Namun kelemahan utama dari pengendali fuzzy yaitu kurangnya metodologi sistematis dari desainnya. Biasanya pencarian parameter dari fungsi keanggotaan dan penentuan fuzzy set memakan waktu yang relatif lama.

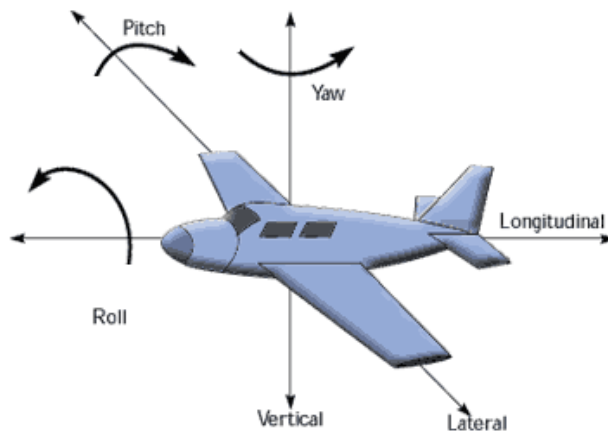
Hibridisasi sistem kendali fuzzy dan *neural network* dapat menghasilkan pengendalian yang relatif baik untuk sistem yang kompleks dan membutuhkan respon yang cepat dengan akurasi yang baik namun hanya memerlukan komputasi yang relatif ringan. [9].

Neural network yang diimplementasikan untuk pengendalian UAV mampu melakukan online learning sehingga lebih baik daripada PID konvensional dalam menangani berbagai macam kondisi terbang yang tidak menentu [10]. Dengan mempertimbangkan beberapa keunggulan dari metode *neural network*, fuzzy dan PID maka dibentuk kendali hibrida adaptif neuro fuzzy PID pada sikap longitudinal dan sikap lateral pesawat tanpa awak *fixed wing*.

II. LANDASAN TEORI

A. Unmanned Aerial Vehicle (UAV)

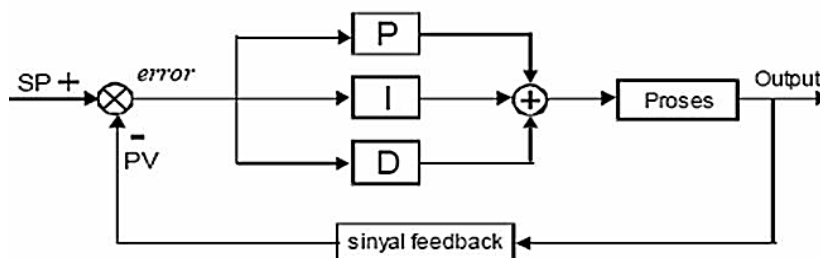
Sistem gerak pesawat terbang UAV dikendalikan oleh kendali permukaan pesawat terbang. Kendali permukaan pada pesawat terbang terdiri dari *aileron*, *rudder*, dan *elevator*. Gaya-gaya yang bekerja pada sebuah pesawat terbang terdiri dari, gaya dorong (*thrust*) yang mendorong pesawat ke depan, gaya hambat (*drag*) yang mengarah pada bagian belakang pesawat dan berlawanan dengan gaya dorong, gaya angkat (*lift*) yang mengangkat pesawat ke atas dan gaya gravitasi bekerja pada pesawat sehingga menimbulkan bobot (*weight*) yang mengarah selalu kebawah menuju pusat bumi [5].



Gambar 1. Sistem Gerak UAV *Fixed wing*

B. Kendali PID

Setiap kendali P, I, maupun D memiliki karakteristik kelebihan dan kekurangan masing – masing. Diagram blok PID ditunjukkan pada Gambar 2. Kendali proporsional akan mengurangi waktu naik / *rise time* tetapi tidak menghapus kesalahan keadaan tunak / *steady state error*. Kendali integral akan menghapus *steady state error* tetapi akan bertambah buruknya respon *transient*. Kendali derivatif akan memberikan efek meningkatnya stabilitas sistem, mengurangi *overshoot*, dan menekan respon *transient*. Apabila ketiga kendali tersebut digabungkan maka akan mendapatkan kontrol yang ideal bergantung pada karakteristik sistem yang dikontrol [11].



Gambar 2. Diagram blok kendali PID

Penggabungan kendali proporsional, integral dan derivatif seperti pada persamaan (1), dimana $u(t)$ merupakan luaran kendali PID

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

Penerapan secara digital dilakukan dengan mengacu pada persamaan (2), persamaan (3), persamaan (4), persamaan (5), persamaan (6) dan persamaan (7).

$$\text{error} = \text{setPoint} - \text{actual} \quad (2)$$

$$\text{deltaError} = \text{error}(t) - \text{error}(t-1) \quad (3)$$

$$\text{out}_p = K_p * \text{error} \quad (4)$$

$$\text{out}_i = K_i * (\text{error} + \text{lastError}) \quad (5)$$

$$\text{out}_d = K_d * \text{deltaError} \quad (6)$$

$$\text{out}_{PID} = \text{out}_p + \text{out}_i + \text{out}_d \quad (7)$$

Nilai luaran kendali proporsional merupakan respon langsung terhadap nilai *error* yang diterima dari sistem seperti pada persamaan (4), yaitu perkalian nilai K_p dengan *error*. Nilai luaran kendali integral merupakan hasil akumulasi nilai *error* dalam waktu tertentu dikalikan dengan K_i , seperti persamaan (5). Nilai luaran kendali derivatif merupakan nilai selisih *error* pada waktu t dan $(t-1)$ dekalikan dengan nilai K_d , seperti pada persamaan (6).

C. Neuro Fuzzy

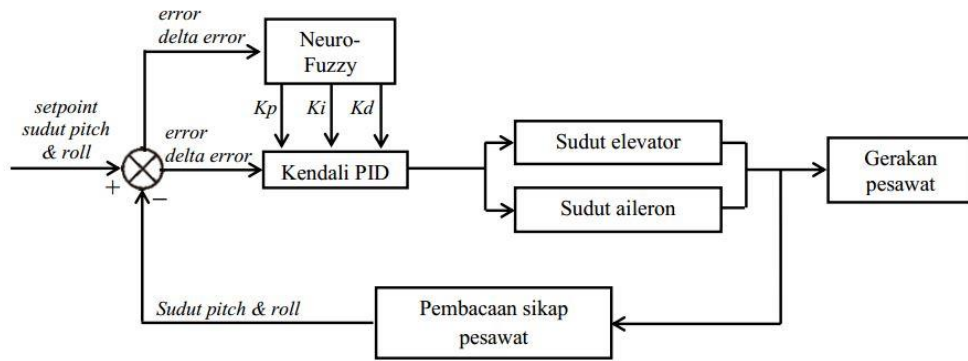
Neuro fuzzy adalah gabungan dari dua sistem yaitu sistem logika fuzzy dan jaringan syaraf tiruan. Sistem neuro fuzzy berdasar pada sistem inferensi fuzzy yang dilatih menggunakan algoritma pembelajaran yang diturunkan dari sistem jaringan syaraf tiruan. Dengan demikian, sistem neuro fuzzy memiliki semua kelebihan yang dimiliki oleh sistem inferensi fuzzy dan sistem jaringan syaraf tiruan. Dari kemampuannya untuk belajar maka sistem neuro fuzzy sering disebut sebagai ANFIS (adaptive neuro fuzzy inference systems) [12].

III. MODEL YANG DIUSULKAN

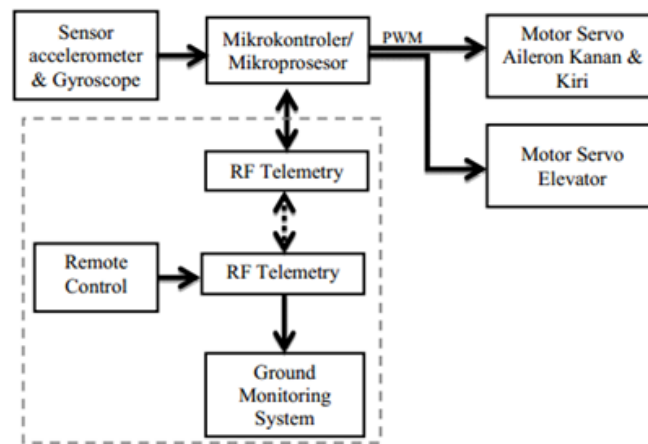
A. Sistem Kendali Adaptif Neuro Fuzzy PID

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), namun 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.

Fuzzy memiliki kemampuan untuk menangani kondisi yang tidak linier yang dapat diimplementasikan untuk penalaan konstanta PID pada saat terjadi perubahan kondisi lingkungan pada saat pesawat bermanuver. Neural network mempunyai kemampuan untuk mengoptimalkan penentuan parameter fungsi keanggotaan fuzzy, oleh karena itu hibridisasi kendali PID, fuzzy dan neural network menjadi kendali adaptif neuro fuzzy PID (NF PID) sebagai solusi permasalahan yang pada penelitian sebelumnya. Diagram kendali adaptif NF PID ditunjukkan pada Gambar 3. Diagram sistem elektronis yang digunakan ditunjukkan pada Gambar 4.



Gambar 3. Blok diagram kendali adaptif N-F PID



Gambar 4. Diagram sistem elektronis

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 lateral dan sumbu longitudinal yang terbaca dengan nilai *setpoint* dan *delta error* disini merupakan selisih antara *error* terbaca (t) dengan *error* sebelumnya ($t-1$).

Pada penalaan Ziegler Nichols nilai *integral time constant* (T_i) selalu empat kali nilai *derivative time constant* (T_d), sehingga nilai acuan α adalah 4 namun untuk memperoleh *gain* kendali integral yang lebih kuat nilai α diatur lebih kecil dan untuk memperkecil *gain* kendali integral nilai α diatur lebih besar. Nilai K_u dan P_u didapat dari pencarian dengan metode Ziegler Nichols.

$$Kp_{min} = 0,32 * Ku \quad (2)$$

$$Kp_{max} = 0,6 * Ku \quad (3)$$

$$Kd_{min} = 0,08 * Ku * Tu \quad (4)$$

$$Kd_{max} = 0,15 * Ku * Tu \quad (5)$$

$$Kp = Kp_{min} + (Kp_{max} - Kp_{min}) * Kp' \quad (6)$$

$$Kd = Kd_{min} + (Kd_{max} - Kd_{min}) * Kd' \quad (7)$$

$$Ki = Kp^2 / (\alpha * Kd) \quad (3.8)$$

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. Oleh karena itu pada penelitian ini menggunakan metode Ziegler Nichols sebagai acuan untuk mendapatkan interval nilai konstanta PID, yang menjadi output dari masing-masing neuro fuzzy adalah K_p' , K_d' dan α .

IV. IMPLEMENTASI MODEL DAN PEMBAHASAN

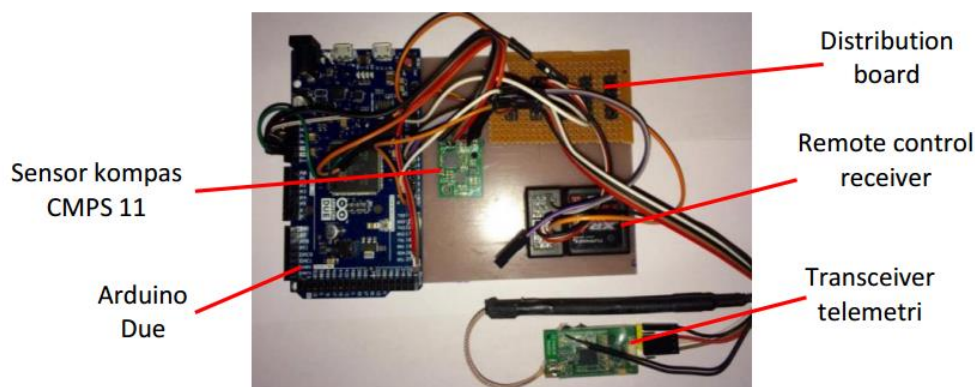
A. Implementasi Perangkat Keras

UAV yang digunakan yaitu pesawat *fixed wing* jenis Sky Surfer, seperti pada Gambar 5. Penggerak pesawat dengan *motor brushless* dan *propeller* sebagai *pusher* (pendorong), sedangkan pengendali terbang permukaan (*flight control surfaces*) 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 5. Pesawat Sky Surfer

Sistem elektronis 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 neuro 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.

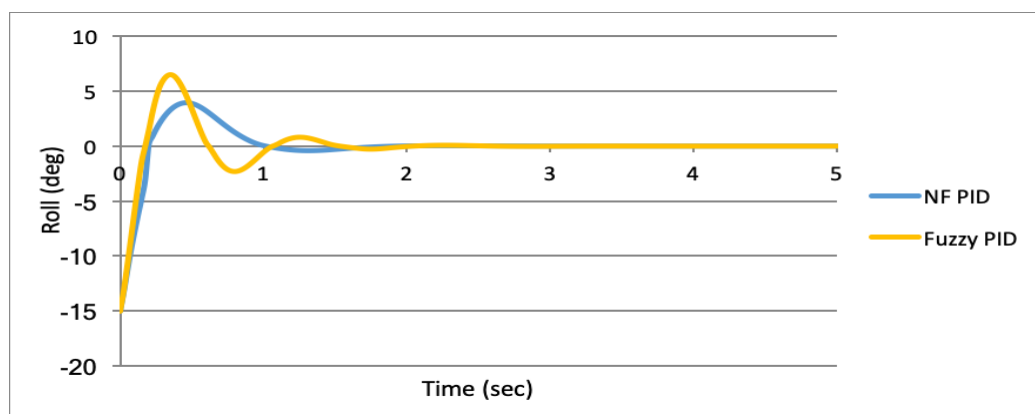


Gambar 6. Sistem elektronis

Eksperimen pegujian performa system kendali NF PID dilakukan di lapangan dengan cara menerbangkan pesawat menggunakan *remote control* pada saat terbang jelajah (*cruise*), yang dikendalinya hanya kecepatan motor pendorong sedangkan pengendalian kestabilan gerak lateral dan longitudinal menggunakan NF PID yang ditanamkan pada mikrokontroller yang menggerakkan *aileron* dan *elevator*.

B. Implementasi Kendali Adaptif Neuro Fuzzy PID

Kendali adaptif adaptif fuzzy PID digunakan untuk mengkompensasi gangguan dari faktor lingkungan terhadap kestabilan terbang pesawat pada saat mode jelajah untuk mempertahankan nilai sudut *roll* 0° dan nilai sudut *pitch* 0° . Pengujian sikap lateral atau *pitch* pesawat pada saat terbang mode manual dikondisikan agar pesawat mempunyai sudut *pitch* 15° atau -15° sebagai pengganti gangguan lingkungan kemudian kendali adaptif neuro fuzzy PID diaktifkan dan data respon kendali menuju titik kestabilan (sudut *pitch* 0°) diakuisisi. Pengujian sikap longitudinal atau *roll* pesawat pada saat terbang mode manual dikondisikan agar pesawat mempunyai sudut *roll* 15° atau -15° sebagai pengganti gangguan lingkungan kemudian kendali adaptif fuzzy-PID diaktifkan diaktifkan dan data respon kendali menuju titik kestabilan (sudut *roll* 0°) diakuisisi. Pada saat pengujian kecepatan pesawat diatur stabil dengan estimasi 25 knots. Hasil pengujian ditunjukkan oleh grafik pada Gambar 7. Sebagai pembandingan dalam penelitian ini disajikan juga data hasil pengujian kendali fuzzy PID.



Gambar 7. Grafik hasil pengujian respon kendali fuzzy PID dan neuro fuzzy PID

Grafik respon kendali fuzzy PID dan neuro fuzzy PID ditunjukkan pada Gambar 7, dari pengendalian gerak longitudinal (*roll*). *Settling time* dan persentase *overshoot* maksimum dari hasil eksperimen ditunjukkan Tabel 1. Kendali fuzzy PID pada pengendali gerak *roll* mempunyai respon pengendalian dengan *settling time* 2,025 detik dan *overshoot* maksimum 43,27%. Kendali neuro fuzzy PID pada pengendali gerak *roll* mempunyai respon pengendalian dengan *settling time* 1,870 detik dan *overshoot* maksimum 26,20%. Karakteristik hasil pengendalian sikap *pitch* dan *roll* relatif sama sehingga disajikan data respon kendali sikap *roll* saja. Kendali neuro fuzzy PID mempunyai *settling time* yang lebih cepat daripada kendali PID dan kendali fuzzy PID dan dengan persentase *overshoot* maksimum lebih kecil. Hal ini menunjukkan kendali neuro fuzzy PID cukup optimal, jika dibandingkan penelitian sebelumnya [13].

Tabel 1. Respon kendali kendali fuzzy PID dan neuro fuzzy PID

No	Jenis kendali	<i>Settling time</i>	Persentase <i>overshoot</i> maksimum
1	Fuzzy PID	2,025 detik	43,27 %
2	Neuro Fuzzy PID	1,875 detik	26,20 %

V. KESIMPULAN

Sistem kendali adaptif neuro fuzzy PID dapat mengendalikan sikap lateral dan longitudinal pesawat tanpa awak *fixed wing*, mempunyai performa yang lebih baik daripada kendali kendali fuzzy PID dilihat dari settling time yang lebih cepat dan prosentase overshoot maksimum yang lebih kecil. Hal ini menunjukkan bahwa kendali adaptif neuro fuzzy PID cukup optimal untuk kendali sikap lateral dan sikap longitudinal pesawat tanpa awak *fixed wing*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Nonami, K, Kendoul, F, Suzuki, S, Wang, W, Nakazawa, D., *Autonomous Flying Robots, Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*, New York: Springer, 2010.
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [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] 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.
- [9] Sierra, J.E., Peñas, S.M., Modelling engineering systems using analytical and neural techniques: Hybridization, *Neurocomputing*, 2016, 271. 10.1016/j.neucom.2016.11.099.
- [10] Jiang, F., Pourpanah, F., Hao, Q., Design, Implementation and Evaluation of a Neural Network Based Quadcopter UAV System, *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2019, PP. 1-1. 10.1109/TIE.2019.2905808.
- [11] Pitowarno, E., *Robotika Desain, Kontrol, dan Kecerdasan Buatan*, Andi, Yogyakarta, 2006.
- [12] Fatkhurrozi, B, Muslim, MA dan Didik RS, Penggunaan Artificial Neuro Fuzzy Inference Sistem (ANFIS) dalam Penentuan Status Aktivitas Gunung Merapi. *Jurnal EECCIS*, 2012, Vol. 6(2): 113-118.
- [13] Irmawan, E., Mulyono, P., Kendali Fuzzy-PID pada Sikap Longitudinal dan Sikap Lateral Pesawat Tanpa Awak Fixed Wing, *APPROACH : Jurnal Teknologi Penerbangan*. 2018, Vol 2 No 2.



Erwhin Irmawan, S.Si., M.Cs. adalah lulusan Program Studi S1 Elektronika dan Instrumentasi tahun 2013 dan Program Studi S2 Ilmu Komputer dengan konsentrasi Elektronika dan Instrumentasi tahun 2016, Fakultas MIPA, Universitas Gadjah Mada. Bidang penelitian yang dilakukan berkaitan dengan kecerdasan buatan, kendali cerdas, instrumentasi dan *Internet of Things* (IoT). Penulis juga aktif melakukan penelitian dan naskah-naskahnya telah diterbitkan di beberapa jurnal nasional dan internasional. Penulis saat ini aktif sebagai dosen Program Studi S1 Teknik Dirgantara di Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan Yogyakarta.