

Kendali Adaptif *Neuro Fuzzy* PID untuk Kestabilan Terbang *Fixed Wing UAV*

(*Adaptive Control of Neuro Fuzzy PID for Fixed Wing UAV Flight Stability*)

Erwhin Irmawan¹, Erwan Eko Prasetyo²

Abstract—Unmanned Aerial Vehicle (UAV), especially fixed wing, are widely used to carry out various missions, namely civil and military missions. To support the implementation of this mission, it is necessary to develop an intelligent automatic control system (autopilot). In this paper, an autopilot system with adaptive neuro fuzzy PID control is developed to control lateral (pitch) and longitudinal (roll) motion, by taking advantage of PID, fuzzy, and neural network control. Therefore, robust controls which can handle non-linear conditions can be formed. This paper aims to determine the performance of adaptive control of neuro fuzzy PID controllers for longitudinal and lateral motion on UAV. The result shows that adaptive control of neuro fuzzy PID are able to control the lateral and longitudinal motion of the aircraft and able to compensate for interferences from environmental disturbances in flying condition, such as changes in direction and wind speed that causes changes in aircraft attitude. The control characteristics of neuro fuzzy PID adaptive control in lateral and longitudinal motion are relatively similar. Adaptive control of neuro fuzzy PID has better performance than fuzzy PID control, i.e., faster settling time and lower percentage of maximum overshoot.

Intisari— *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) atau pesawat tanpa awak, khususnya jenis *fixed wing*, banyak digunakan untuk melaksanakan berbagai misi, baik misi sipil maupun militer. Untuk mendukung pelaksanaan misi tersebut, diperlukan pengembangan sistem kendali otomatis (autopilot) cerdas. Pada makalah 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. Makalah ini bertujuan untuk mengetahui kinerja kendali adaptif *neuro fuzzy* PID pengendali gerak longitudinal dan lateral pada UAV *fixed wing*. Kendali adaptif *neuro fuzzy* PID mampu mengendalikan gerak lateral dan gerak longitudinal pesawat dan mampu mengompensasi 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 kinerja yang lebih baik daripada kendali *fuzzy* PID,

yaitu mempunyai *settling time* lebih cepat dan persentase *overshoot* maksimum lebih rendah daripada *fuzzy* PID.

Kata Kunci— UAV, Kendali Adaptif, *Neuro Fuzzy*, PID.

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 [1]. Saat ini, penerapan UAV dapat menggantikan misi yang dilaksanakan oleh pesawat militer berawak, dalam misi peperangan maupun latihan. Selain pihak militer, kalangan sipil juga menggunakan pesawat tanpa awak secara luas, seperti untuk fotografi udara, dokumentasi, pemetaan area, pengawasan udara, pemantauan bencana, dan pengawasan jaringan pipa minyak.

Sistem kendali UAV secara umum dapat dibagi menjadi kendali manual oleh pilot dan kendali otomatis dalam mode autopilot. Dalam kendali manual, pengendalian UAV dilakukan oleh operator/pilot di stasiun kendali darat dengan memberikan perintah menggunakan gelombang radio ke UAV. Sementara pada kendali autopilot, manuver UAV dikendalikan secara mandiri oleh *flight controller* yang tertanam di dalam pesawat tersebut, sehingga dapat bergerak sendiri untuk melakukan misi penerbangan [2].

UAV *fixed wing* menawarkan beberapa keunggulan dalam hal aerodinamika dan kinerja selama misi penerbangan. Pesawat *fixed wing* 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 menjelajah dengan lintasan yang jauh dan tahan lama [3].

Di dalam penerbangan pesawat ada satu kondisi yang sangat dihindari, yaitu *stall*. *Stall* adalah suatu kondisi ketika sudut serang (*Angle of Attack*, AoA) meningkat melebihi titik tertentu, sehingga daya angkat mulai berkurang. AoA adalah sudut kritis ketika pemisahan aliran udara dimulai dari aliran udara di atas sayap masih dominan. Meningkatnya AoA meningkatkan ukuran area di atas sayap dan menghambat sayap menciptakan daya angkat. Sudut kritis yang dapat menyebabkan kondisi pesawat *stall* mencapai 25°. *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 [4].

¹Program Studi S1 Teknik Dirgantara, Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan, Jalan Parangtritis km. 4,5 Sewon, Yogyakarta 55188 (telp: 0274-418248 ; e-mail: erwhin.irmawan@gmail.com)

²Program Studi D3 Aeronautika, Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan, Jalan Parangtritis km. 4,5 Bantul, Yogyakarta 55188 (telp: 0274-418248 ; e-mail: erwanek@gmail.com)

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 hal ini menjadi masalah yang cukup besar, khususnya ketika kecepatan maju pesawat lambat dan AoA melebihi 15° . Kondisi ini dapat menyebabkan *stall*. Kendali UAV *fixed-wing* menggunakan kendali PID konvensional tidak memungkinkan penanganan optimal terhadap gangguan non-linear. Oleh karena itu, kendali PID perlu digabungkan dengan kendali nonlinear [5].

Penelitian UAV *fixed-wing* yang lain berfokus pada pengendalian stabilitas augmentasi dan sikap longitudinal pesawat [6]. Kendali augmentasi dan sikap longitudinal pesawat membutuhkan tingkat kekokohan yang tinggi untuk mengompensasi kesalahan dan gangguan selama pesawat bergerak secara cepat ataupun lambat.

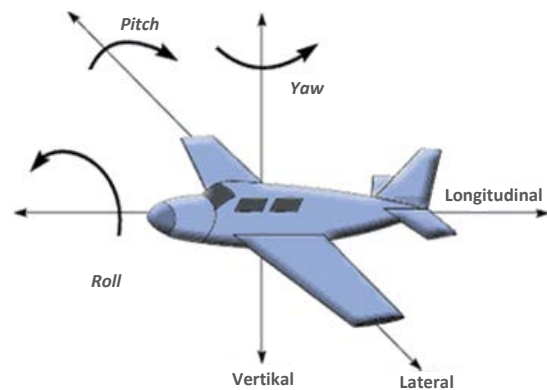
Sistem kendali yang memiliki kemampuan kuat untuk mencapai kondisi stabil saat penerbangan menjadi modal utama pengendalian. Metode kendali *Proportional Integral Derivative* (PID) memiliki kemampuan yang kuat dan mampu memastikan stabilitas pesawat. Kendali PID juga memiliki fitur yang kuat dan sederhana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

Kendali *fuzzy* PID dapat menangani kondisi ketidakstabilan gerak longitudinal dan gerak lateral UAV *fixed wing* yang mengalami gangguan dari faktor lingkungan pada saat terbang jelajah. Kinerja kendali *fuzzy* PID yang lebih baik dilihat dari *settling time*, dibandingkan dengan kendali PID konvensional, tetapi mempunyai *overshoot* yang lebih tinggi [8].

Fuzzy Inference System (FIS) memiliki kemampuan merepresentasikan pengetahuan dalam bentuk parameter linguistik, sehingga memungkinkan implementasi pengetahuan dan pengalaman manusia dan dapat digunakan untuk penala konstanta PID secara dinamis [7]. Namun, kelemahan utama dari pengendali *fuzzy* adalah 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 respons yang cepat dengan akurasi yang baik, tetapi 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 UAV *fixed wing* yang memiliki karakteristik kokoh dan dapat menangani kondisi nonlinear yang dialami oleh pesawat. Makalah ini bertujuan untuk mengetahui kinerja kendali adaptif *neuro fuzzy* PID pengendali gerak longitudinal dan lateral pada UAV *fixed wing*. Kendali adaptif *neuro fuzzy*



Gbr. 1 Sistem gerak UAV *fixed wing*.

PID mampu mengendalikan gerak lateral dan longitudinal pesawat dan mampu mengompensasi adanya gangguan dari faktor lingkungan yang dialami oleh pesawat pada saat terbang, seperti perubahan arah dan kecepatan angin yang menyebabkan perubahan sikap pesawat.

Makalah ini berkontribusi menghasilkan perbaikan kinerja dari penelitian sebelumnya [8] dan menghasilkan desain baru dengan adanya metode kendali *neuro fuzzy* PID yang diimplementasikan pada UAV *fixed wing*. Karakteristik pengendalian yang dihasilkan oleh kendali *neuro fuzzy* PID yaitu mempunyai *settling time* cepat dan *overshoot* yang relatif rendah.

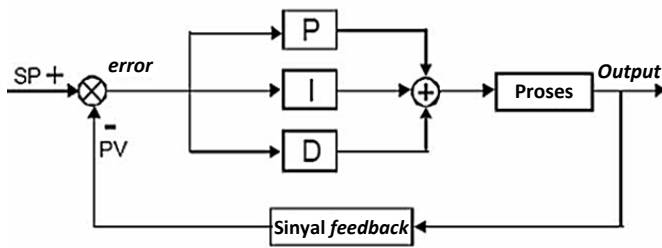
Penelitian dalam makalah ini secara sistematis dibagi dalam beberapa bagian yang terdiri atas studi pustaka, usulan metode kendali, eksperimen, pengujian, dan analisis hasil.

II. METODE

Sistem gerak UAV dikendalikan oleh kendali permukaan pesawat. Kendali permukaan pada pesawat terbang terdiri atas *aileron*, *rudder*, dan *elevator*. Gaya-gaya yang bekerja pada sebuah pesawat terbang terdiri atas 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 yang bekerja pada pesawat sehingga menimbulkan bobot (*weight*) yang mengarah selalu ke bawah menuju pusat bumi [5]. Gbr. 1 menunjukkan sistem gerak pesawat pada sumbu lateral, sumbu longitudinal, dan sumbu vertikal yang menjadi objek pengendalian pesawat. Untuk dapat melaksanakan misi dengan baik, ketiga sumbu gerak pesawat tersebut harus dikendalikan dalam rangka menjaga kestabilan terbang.

A. Kendali PID

Kendali PID populer digunakan untuk pengendalian aktuator, salah satunya untuk kendali permukaan terbang (*flight control surface*) UAV. Setiap kendali P, I, maupun D memiliki karakteristik, kelebihan dan kekurangan, masing-masing. Diagram blok PID ditunjukkan pada Gbr. 2. Kendali proporsional akan mengurangi waktu naik/*rise time*, tetapi tidak menghapus kesalahan keadaan tunak/*steady state error*.



Gbr. 2 Diagram blok kendali PID.

Kendali integral akan menghapus *steady state error*, tetapi akan menambah buruknya respons transien. Kendali derivatif akan memberikan efek meningkatnya stabilitas sistem, mengurangi *overshoot*, dan menaikkan respons transien. Apabila ketiga kendali tersebut digabungkan, akan didapatkan kendali yang ideal, bergantung pada karakteristik sistem yang dikendalikan [11].

Penggabungan kendali proporsional, integral, dan derivatif ditunjukkan pada (1), dengan $u(t)$ sebagai keluaran 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 (2) sampai (7).

$$error = setPoint - actual \quad (2)$$

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

$$out_p = K_p * error \quad (4)$$

$$out_i = K_i * (error + lastError) \quad (5)$$

$$out_d = K_d * deltaError \quad (6)$$

$$out_{PID} = out_p + out_i + out_d \quad (7)$$

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

B. Neuro Fuzzy

Neuro fuzzy adalah gabungan dari dua sistem, yaitu sistem logika *fuzzy* dan *artificial neural network*. Sistem *neuro fuzzy* berdasar pada sistem inferensi *fuzzy* yang dilatih menggunakan algoritme pembelajaran yang diturunkan dari sistem *artificial neural network*. Dengan demikian, sistem *neuro fuzzy* memiliki semua kelebihan yang dimiliki oleh sistem inferensi *fuzzy* dan sistem *artificial neural network*. Dari kemampuannya untuk belajar, sistem *neuro fuzzy* sering disebut sebagai *Adaptive Neuro Fuzzy Inference System* (ANFIS) [12]. Nilai masukan *neuro fuzzy* pada makalah ini yaitu nilai *error* dan *delta error* sudut lateral (*pitch*), serta *error* dan *delta error* sudut longitudinal terhadap *set point*. Perubahan nilai *error* dan *delta error* yang tidak linear ini yang digunakan oleh *neuro fuzzy* untuk menentukan besarnya nilai konstanta PID.

C. Desain Kendali Adaptif Neuro Fuzzy PID

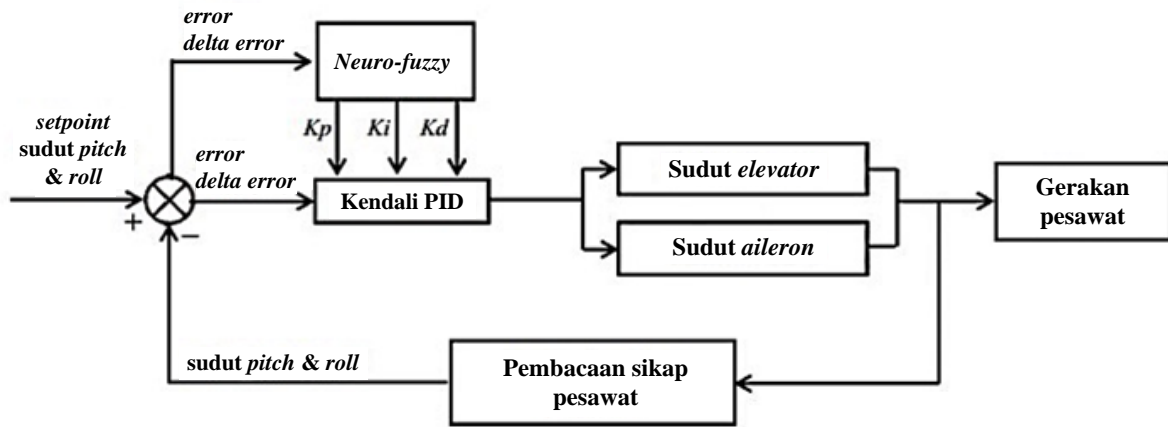
Kendali adaptif *neuro fuzzy* PID didesain dengan cara menggabungkan keunggulan-keunggulan dari masing-masing kendali, yaitu menggabungkan karakteristik PID yang responsif untuk pengendalian aktuator dengan kendali *fuzzy* yang mampu menangani kondisi-kondisi yang tidak linear. Namun, kelemahan utama dari *fuzzy* adalah kurangnya metodologi sistematis untuk pencarian parameter fungsi keanggotaan dan penentuan *fuzzy set* memakan waktu yang relatif lama. Teknik pembelajaran *neural network* dapat mengotomatiskan dan mengoptimalkan proses ini melalui pembelajaran, sehingga secara signifikan dapat mengurangi waktu pencarian parameter fungsi keanggotaan dan penentuan *fuzzy set* serta menghasilkan kinerja yang lebih baik, yang dinamakan *neuro fuzzy*.

Sistem kendali yang telah digunakan oleh penelitian sebelumnya adalah sistem kendali PID dengan penalaan Ziegler Nichols. Sistem kendali tersebut memiliki persamaan seperti pada (1). Sistem ini memiliki kekurangan, yaitu ketika kecepatan pesawat atau gangguan dari lingkungan bertambah atau 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.

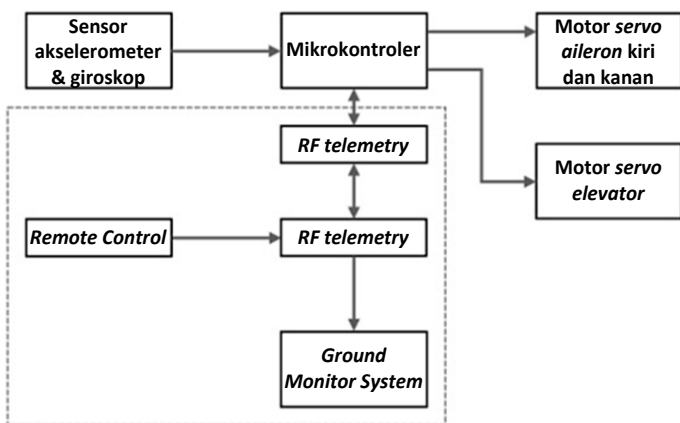
Fuzzy memiliki kemampuan untuk menangani kondisi yang tidak linear yang dapat diimplementasikan untuk penalaan konstanta PID pada saat terjadi perubahan kondisi lingkungan pada saat pesawat bermanuver. *Neural network* mempunyai kemampuan untuk mengoptimalkan penentuan parameter fungsi keanggotaan *fuzzy*.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

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 akselerometer dan giroskop pada sumbu lateral dan sumbu longitudinal yang terbaca dengan nilai *setpoint*, sedangkan *delta error* merupakan selisih antara *error* terbaca (t) dengan *error* sebelumnya ($t-1$).

Mengacu pada penelitian-penelitian sebelumnya, nilai K_p dan K_d diatur dengan interval tertentu $[K_{p_{min}}, K_{p_{max}}]$ dan $[K_{d_{min}}, K_{d_{max}}]$ [13], [14]. Nilai $K_{p_{min}}$, $K_{p_{max}}$, $K_{d_{min}}$, dan $K_{d_{max}}$ ditentukan dengan (8) sampai (11), sedangkan nilai K_p , K_i , dan K_d ditentukan berdasarkan (12) hingga (14). K_p' merupakan skala proporsional *gain*, K_d' merupakan skala derivatif *gain*, dan α 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 α adalah 4, tetapi 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 T_u diperoleh dari pencarian dengan metode Ziegler Nichols.



Gbr. 3 Diagram blok kendali adaptif neuro fuzzy PID.



Gbr. 4 Diagram sistem elektronis.



Gbr. 5 Pesawat Sky Surfer.

$$Kp_{min} = 0,32 * Ku \tag{8}$$

$$Kp_{max} = 0,6 * Ku \tag{9}$$

$$Kd_{min} = 0,08 * Ku * Tu \tag{10}$$

$$Kd_{max} = 0,15 * Ku * Tu \tag{11}$$

$$Kp = Kp_{min} + (Kp_{max} - Kp_{min}) * Kp' \tag{12}$$

$$Kd = Kd_{min} + (Kd_{max} - Kd_{min}) * Kd' \tag{13}$$

$$Ki = Kp^2 / (\alpha * Kd) \tag{14}$$

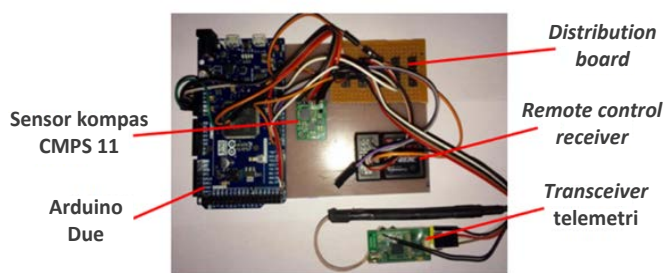
Penggunaan interval Kp dan Kd mendekati dengan metode penalaan Ziegler Nichols dikarenakan Ziegler Nichols mempunyai kinerja yang baik untuk menangani gangguan. Menurut sebuah penelitian, metode *tuning* konstanta PID yang populer dan menghasilkan kinerja yang baik adalah metode *Internal Model Control* (IMC) dan Ziegler Nichols [10]. Dari kelebihan dan kekurangan yang dimiliki keduanya, dalam penelitian tersebut ditunjukkan bahwa PID Ziegler Nichols mempunyai kinerja yang lebih baik dibandingkan IMC untuk menangani gangguan. Oleh karena itu, pada makalah ini digunakan metode Ziegler Nichols sebagai acuan untuk mendapatkan interval nilai konstanta PID, dan yang menjadi keluaran dari masing-masing *neuro fuzzy* adalah Kp' , Kd' , dan α .

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

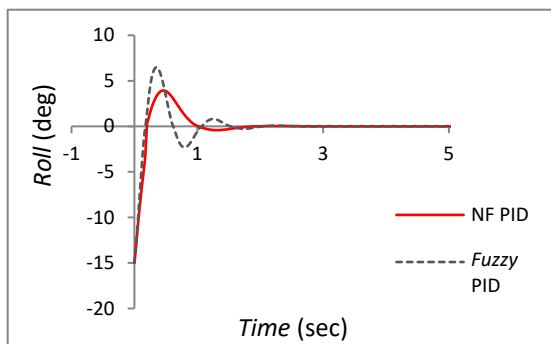
UAV yang digunakan adalah pesawat *fixed wing* jenis Sky Surfer, seperti pada Gbr. 5. Penggerak pesawat berupa *motor brushless* dan *propeller* sebagai *pusher* (pendorong), sedangkan *flight control surface* menggunakan *aileron*, *elevator*, dan *rudder*. *Aileron* digunakan untuk mengendalikan gerakan *roll*, *elevator* digunakan untuk mengendalikan gerakan *pitch*, dan *rudder* digunakan untuk mengendalikan gerakan *yaw*.

Sistem elektronis UAV ditunjukkan pada Gbr. 6, yang terdiri atas Arduino Due, sensor CMPS 11, *distribution board*, *remote control receiver*, dan *transceiver* telemetri. Arduino Due adalah mikrokontroler yang di dalamnya ditanamkan perangkat lunak kendali adaptif *neuro fuzzy* PID. Pada sensor CMPS 11 terdapat sensor akselerometer dan giroskop sebagai sensor sudut *roll* dan *pitch* pesawat. Sedangkan *distribution board* berperan sebagai terminal penghubung antar komponen. Akuisisi dan pengiriman data pada saat terbang dilakukan oleh *transceiver* telemetri dan pengendalian pesawat dilakukan secara manual menggunakan *remote control*. Sensor CMPS 11 diletakkan pada *Center of Gravity* (CoG) pesawat agar proses pembacaannya akurat.

Eksperimen pengujian kinerja sistem kendali *neuro fuzzy* PID dilakukan di lapangan dengan cara menerbangkan pesawat menggunakan *remote control* pada saat terbang jelajah. Yang



Gbr. 6 Sistem elektronis.



Gbr. 7 Grafik hasil pengujian respons kendali fuzzy PID dan neuro fuzzy PID.

dikendalikan hanya kecepatan motor pendorong, sedangkan pengendalian kestabilan gerak lateral dan longitudinal menggunakan *neuro fuzzy* PID yang ditanamkan pada mikrokontroler yang menggerakkan *aileron* dan *elevator*.

Kendali adaptif *neuro fuzzy* PID digunakan untuk mengompensasi 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 respons 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 dan data respons kendali menuju titik kestabilan (sudut *roll* 0°) diakuisisi. Pada saat pengujian, kecepatan pesawat diatur stabil dengan estimasi kecepatan 25 knots. Hasil pengujian ditunjukkan oleh grafik pada Gbr. 7. Sebagai pembandingan, dalam makalah ini disajikan juga data hasil pengujian kendali *fuzzy* PID.

Grafik respons kendali *fuzzy* PID dan *neuro fuzzy* PID ditunjukkan pada Gbr. 7, dari pengendalian gerak longitudinal (*roll*). *Settling time* dan persentase *overshoot* maksimum dari grafik pada Gbr. 7 disajikan dalam Tabel I.

Kendali *fuzzy* PID pada pengendali gerak *roll* mempunyai respons pengendalian dengan *settling time* 2,025 detik dan *overshoot* maksimum 43,27%. Kendali *neuro fuzzy* PID pada pengendali gerak *roll* mempunyai respons pengendalian dengan *settling time* 1,875 detik dan *overshoot* maksimum 26,20%. Karakteristik hasil pengendalian sikap *pitch* dan *roll*

TABEL I
RESPONS KENDALI

No	Jenis Kendali	Settling Time	Persentase Overshoot Maksimum
1	Fuzzy PID	2,025 detik	43,27%
2	Neuro fuzzy PID	1,875 detik	26,20%

relatif sama, sehingga disajikan data respons kendali sikap *roll* saja. Kendali *neuro fuzzy* PID mempunyai *settling time* yang lebih cepat daripada kendali *fuzzy* PID dan dengan persentase *overshoot* maksimum lebih kecil. Hal ini menunjukkan kendali *neuro fuzzy* PID cukup optimal jika dibandingkan dengan penelitian sebelumnya [8]. Namun, dari Gbr. 7 terlihat bahwa nilai *rise time* kendali *neuro fuzzy* PID lebih lama daripada kendali *fuzzy* PID. Hal ini terjadi untuk menghindari nilai *overshoot* maksimum yang besar.

IV. KESIMPULAN DAN SARAN

Sistem kendali adaptif *neuro fuzzy* PID dapat mengendalikan sikap lateral dan longitudinal UAV *fixed wing* serta mempunyai kinerja yang lebih baik daripada kendali *fuzzy* PID, dilihat dari *settling time* yang lebih cepat, yaitu 2,025 detik, dan persentase *overshoot* maksimum yang lebih kecil, yaitu 26,20%. Hal ini menunjukkan bahwa kendali adaptif *neuro fuzzy* PID cukup optimal untuk kendali sikap lateral dan sikap longitudinal UAV *fixed wing*.

Dalam makalah ini masih terdapat beberapa hal yang perlu disempurnakan. Diperlukan penelitian lanjutan untuk memperoleh tingkat akurasi dan tingkat presisi keterkendalian UAV saat mendapatkan gangguan. Sikap vertikal (*yaw*) dan pengaturan ketinggian juga merupakan faktor penting dalam kestabilan terbang pesawat.

UCAPAN TERIMA KASIH

Terima kasih disampaikan kepada Direktorat Riset dan Pengabdian Masyarakat, Direktorat Jenderal Pendidikan Tinggi, Kementerian Riset dan Pendidikan Tinggi yang memberikan dukungan dana dalam melaksanakan penelitian. Terima kasih diucapkan pula untuk Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan yang telah memberikan dukungan fasilitas dalam melaksanakan penelitian.

REFERENSI

- [1] K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang, dan D. Nakazawa, *Autonomous Flying Robots, Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*, New York, USA: Springer, 2010.
- [2] P.A. Manggala, "Purwarupa Air Data, Attitude, and Heading Reference System untuk Pesawat Terbang Tanpa Awak Sayap Tetap," Skripsi, Universitas Gadjah Mada, Yogyakarta, Indonesia, 2012.
- [3] S. Markin, "Multiple Simultaneous Specification Attitude Control of a Mini Flying-Wing Unmanned Aerial Vehicle," Tesis, University of Toronto, Toronto, Canada, 2010.
- [4] A. Crasta dan S.A. Khan, "Effect of Angle of Incidence on Stability Derivatives of a Wing," *National Conference on Challenges in Research & Technology in the Coming Decades (CRT 2013)*, 2013, hal. 1-6.
- [5] W. Rui, Z. Zhou, dan S. Yanhang, "Robust Landing Control and Simulation for Flying Wing UAV," *IEEE Proceedings of the 26th Chinese Control Conference*, 2007, hal. 26-31.
- [6] Y. Li, C. Chen, dan W. Chen, "Research on Longitudinal Control Algorithm for Flying Wing UAV Based on LQR Technology,"

- International Journal On Smart Sensing And Intelligent Systems*, Vol. 6, No. 5, hal. 2155-2181, 2013.
- [7] D.R. Parhi, "A New Intelligent Motion Planning for Mobile Robot Navigation using Multiple Adaptive Neuro-Fuzzy Inference System," *Applied Mathematics & Information Science*, Vol. 8, No. 5, hal. 2527-2535, 2014.
- [8] E. Irmawan dan P. Mulyono, "Kendali Fuzzy-PID pada Sikap Longitudinal dan Sikap Lateral Pesawat Tanpa Awak Fixed Wing," *APPROACH: Jurnal Teknologi Penerbangan*, Vol 2 No 2, hal. 1-7, 2018.
- [9] J.E. Sierra dan M.S. Peñas, "Modelling Engineering Systems Using Analytical and Neural Techniques: Hybridization," *Neurocomputing*, Vol. 271, hal. 70-83, 2018.
- [10] F. Jiang, F. Pourpanah, dan Q. Hao, "Design, Implementation, and Evaluation of a Neural Network Based Quadcopter UAV System," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, Vol. 67, No. 3, hal. 2076-2085, 2019.
- [11] E. Pitowarno, *Robotika Desain, Kontrol, dan Kecerdasan Buatan*, Yogyakarta, Indonesia: Andi, 2006.
- [12] B. Fatkhurrozi, M.A. Muslim, dan R.S. Didik, "Penggunaan Artificial Neuro Fuzzy Inference Sistem (ANFIS) dalam Penentuan Status Aktivitas Gunung Merapi," *Jurnal EECCIS*, Vol. 6, No. 2, hal. 113-118, 2012.
- [13] Z.Y. Zhao dan S. Isaka, "Fuzzy Gain Scheduling of PID Controller," *IEEE Transaction on System, Man and Cybernetics*, Vol. 23, No. 5, hal. 1392-1398, 1993.
- [14] S. Skogestad, "Tuning for Smooth PID Control with Acceptable Disturbance Rejection," *Ind. Eng. Chem. Res.*, Vol. 45, No. 23, hal. 7817-7822, 2006.