



Sistem Kendali Terbang Adaptif Neural Networks Pesawat Efek Permukaan di Ketinggian Rendah

Wing in Surface Effect Craft Adaptive Neural Networks Flight Control System in Low Altitude

Sayuti Syamsuar¹⁾, Eko Budi Djatmiko²⁾, Subchan³⁾, dan Erwandi⁴⁾

¹⁾Fakultas Teknologi Kelautan, Jurusan Teknik Sistem dan Pengaturan Kelautan, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya

²⁾Fakultas Teknologi Kelautan, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya

³⁾Jurusan Matematika, Institut Teknologi Kalimantan, Balikpapan

⁴⁾Pusat Teknologi Rekayasa Industri Maritim, Kedeputan Teknologi Industri Rancang Bangun Dan Rekayasa, Badan Pengkajian Dan Penerapan Teknologi, Surabaya

email: sayutisyamsuar@yahoo.com

INFO ARTIKEL

Histori Artikel:

Diterima: 9 November 2017

Direvisi: 30 Desember 2017

Disetujui: 30 Desember 2017

Dipublikasi online: 31 Des 2017

keywords:

root locus, tune pid controller, surface effect, lippisch, back propagation

Kata kunci:

root locus, kontroler tune pid, efek permukaan, lippisch, back propagation

ABSTRACT / ABSTRAK

The surface effect flight adaptive flight control system design has been analyzed by root locus method and gain scheduling on Tune PID controller in the low speed, V and surface effect altitude, h . The several parameters in the Single Input Single Output (SISO) system that has been analyzed and gave the good level stability.

The verification of the adaptive flight control system on this paper has been done during cruise phase by using back propagation computational technique on the neural networks by using the elevator deflection, δe as input control and pitch angle, θ as output response in the longitudinal mode of WISE L8. The pitch angle, θ as output response is easier than others parameter due to the hardware instrument sensory as feedback on the closed loop of adaptive control system as Pitch Attitude Hold.

Rancangan sistem kendali terbang adaptif efek permukaan telah dianalisis sebelumnya dengan menggunakan metoda root locus dan gain scheduling pada kontroler Tune PID pada ketinggian, h dan kecepatan, V di surface effect. Beberapa parameter pada sistem Single Input Single Output (SISO) telah dianalisis dan memberikan respons stabilitas dengan berbagai tingkatan kestabilan yang lebih baik.

Verifikasi sistem kendali terbang adaptif yang dilakukan pada tulisan ini menggunakan metoda neural networks dengan komputasional back propagation terhadap parameter defleksi elevator, δe sebagai input dan defleksi sudut pitch, θ sebagai respons output pada gerak matra longitudinal pesawat WISE L8. Hal ini disebabkan, parameter sudut pitch, θ sebagai respons output yang mudah dalam hal pemasangan peralatan instrumentasi, sebagai sensor yang digunakan dalam perancangan sistem umpan balik kendali terbang adaptif sebagai Pitch Attitude Hold.

PENDAHULUAN

Saat ini, berkembang sistem kendali sebagai metoda sistem kontrol didasarkan pada konsep persamaan non linier, di mana dinamika lingkungan tergantung waktu (t) yang dimodelkan oleh strategi pemetaan input-output yang dikenal dengan nama algoritma *Artificial Neural Networks* (ANN). Model kontrol *invers non linier* merupakan salah satu pendekatan yang tergantung pada kemampuan *invers* dari model *plant*.

Tujuan *neural networks* mempunyai kemampuan memodelkan sistem *non linier*, termasuk *invers* yang digunakan sebagai kontroler yang dibutuhkan oleh sistem kendali terbang adaptif, sehingga memungkinkan berlanjut ke tahap pembuatan sistem *micro controller* yang bekerja secara lebih cepat. Data pembelajaran sebagai dasar sistem kontrol, maka perlu dibuat kumpulan data digital input dan digital output dari proses, sehingga pergerakan *defleksi elevator*, δ_e selalu diikuti oleh pergerakan respons output seperti perubahan sudut pitch, θ . Data awal tersebut diambil dari komputasional stabilitas sistem lingkaran terbuka yang telah dianalisis menggunakan metoda kontroler *Tune PID* dan *root locus* (Syamsuar, 2017).

Manfaat: metoda *neural networks* yang digunakan di sini memanfaatkan data awal hasil simulasi sebagai pembelajaran dari sistem SISO pada fine tuning. Data input yang digunakan dan data respons output, dihitung secara bertahap. Metoda ini akan mengalami kegagalan, apabila sistem yang diamati tidak mencapai minimum error MSSE (Mean Sum Square Error) lebih kecil dari 10⁻⁷.

TINJAUAN PUSTAKA

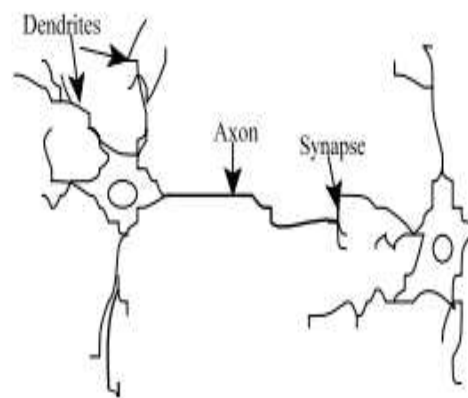
Sebagai latar belakang sebelumnya, analisis kestabilan menggunakan metoda *root locus* ditinjau dari pergerakan locus dari *pole* ke *zero* yang terletak di sebelah kiri sumbu imajiner sebagai daerah stabil, dan respons *step* menggunakan input *defleksi elevator*, δ_e mempunyai kurva yang berimpit mendekati

nilai 1.0 pada metoda kontroler *Tune PID*, seperti diuraikan (Syamsuar, 2017). Penggunaan teknik *gain scheduling* pada respons waktu (t) memperlihatkan terjadinya proses otomatisasi dalam pemilihan penguatan KI, KD dan KP pada daerah stabil. Dasar teori berikut ini sebagai aplikasi tahap lanjut menggunakan metoda *neural networks*.

Program Neural Networks

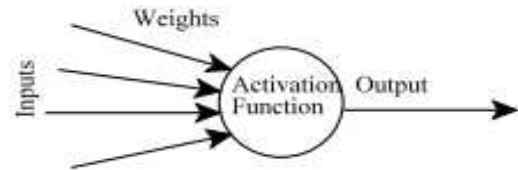
Artificial Neural Networks (ANN) merupakan sebuah sistem yang mengadopsi cara kerja sistem jaringan saraf pada makhluk hidup. Jaringan saraf pada makhluk hidup memiliki kemampuan menerima impuls yang random dari sensor pada tubuh, kemudian impuls tersebut masuk ke dalam jaringan saraf dan disampaikan ke otak dan dikembalikan hasil keluaran sebagai respons. Jaringan saraf makhluk hidup terdiri dari banyak sel. Ketika impuls masuk ke jaringan saraf, kemudian impuls tersebut disalurkan ke dalam neuron yang lain dengan cara mengaktifkan neuron tujuannya. Maka, terjadilah interaksi imbal balik secara terus menerus. Jaringan saraf pada makhluk hidup memiliki jumlah yang sangat banyak, sehingga sangat sulit dalam pemodelan.

Cara kerja jaringan saraf mulai saat menerima input yang berbentuk impuls sampai menghasilkan output yang berupa respons, seperti terlihat pada Gambar 1.



Gambar 1. Jaringan Saraf Manusia (Priandana et al., 2015)

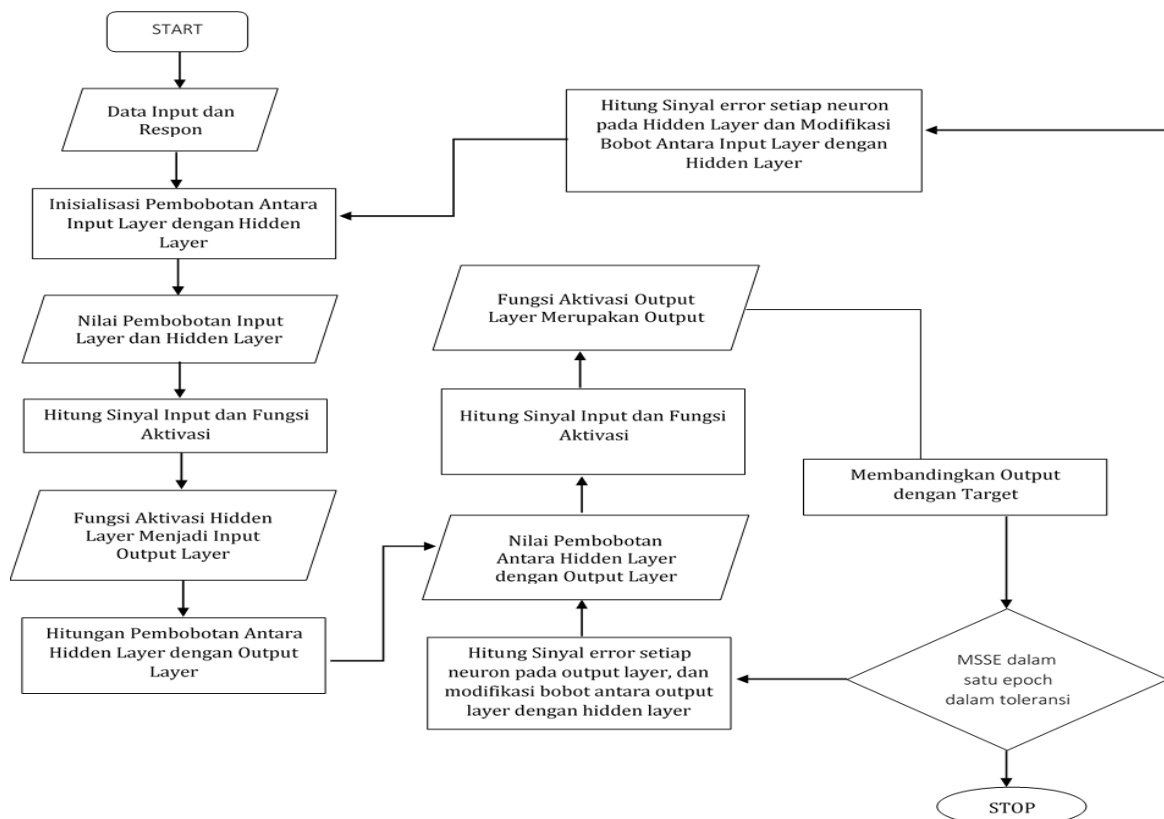
suatu neuron atau juga suatu neuron memiliki tingkat respons yang berbeda terhadap input yang berbeda, yang dikenal dengan istilah bobot pada ANN. Kemudian input ini diproses di dalam neuron, baru ditransmisikan lagi ke neuron yang lain, proses yang dimodelkan ini disebut fungsi aktivasi pada ANN. Respons output merupakan hasil dari proses yang sedemikian rupa dan dimodelkan dalam bentuk fungsi matematika di dalam ANN, seperti diperlihatkan oleh Gambar 2.



Gambar 2. Struktur sederhana ANN (Priandana et al., 2015)

METODOLOGI

Untuk mempermudah wawasan tentang penggunaan program *neural networks* beserta sistem yang ada di dalamnya, maka dapat dilihat dari alur kerja yang terlihat pada Gambar 3 berikut ini.



Gambar 3. Diagram alir pembuatan piranti lunak dengan metoda *neural networks*.

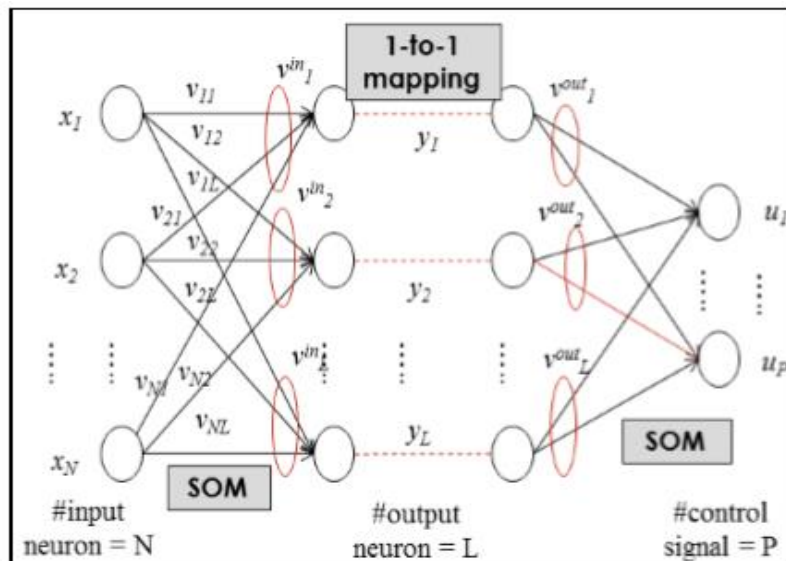
Pesawat WISE L8 efek permukaan konfigurasi Lippisch tipe B kapasitas 8 orang mempunyai daya propulsi, SHP yang tersedia sebesar 350.0 HP seperti diuraikan dalam DR & O, oleh Muhammad (2005). Terdapat perbedaan daya propulsi dengan hasil perhitungan dan perlu diskusi tersendiri untuk menentukan daya propulsi, SHP saat fase take off, cruise dan landing. Pembangunan fisik *mock up* pesawat WISE L8 seperti diperlihatkan oleh Gambar 4.



Gambar 4. *Mock up* pesawat WISE L8 efek permukaan konfigurasi Lippisch kapasitas 8 orang

DASAR TEORI

Metoda ANN yang digunakan pada simulasi ini menggunakan teknik *back propagation*, seperti diperlihatkan oleh Gambar 5

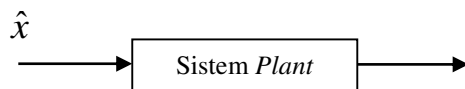


Gambar 5. Ilustrasi *artificial neural networks* dengan teknik *back propagation* (Priandana et al., 2015).

Nilai pembobotan yang valid dari suatu sistem, apabila dilakukan iterasi yang dikenal dengan nama komputasi maju dan komputasi mundur. Pada komputasi maju dihasilkan output, kemudian dikomparasikan dengan target yang ingin dicapai. Besar deviasi yang terjadi digunakan untuk memperbaiki kembali pembobotan dengan cara komputasi balik. Iterasi tersebut dilakukan secara simultan, sehingga total *error* mencapai nilai lebih kecil dari nilai toleransi *MSSE*.

Identifikasi Plant

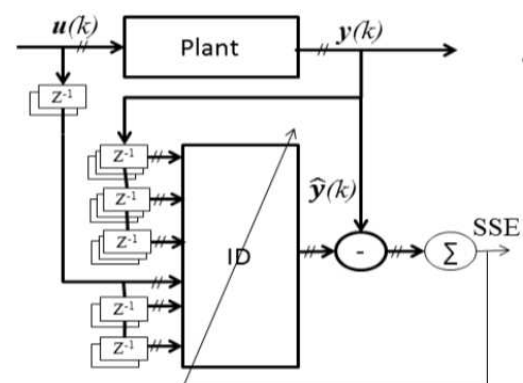
Pada Gambar 6, terlihat identifikasi dengan menggunakan 6 buah input meliputi $x(k)$, $x(k-1)$, $x(k-2)$, $y(k-1)$, $y(k-2)$, $y(k-3)$ dan jumlah output sebanyak 1 buah yaitu:



Gambar 6. Ilustrasi sistem *plant*.

Sasaran yang dituju saat identifikasi *plant* adalah pembobotan yang merepresentasikan *plant*. Pembobotan ada 2 jenis yaitu (i). pembobotan antara input dengan *hidden layer*; dan (ii). pembobotan antara *hidden*

layer dengan output. Pembobotan antara input dengan *hidden layer* direpresentasikan dengan kumpulan nilai v_{11} hingga v_{ij} , di mana i menyatakan jumlah input dan j menyatakan jumlah *hidden layer*. Pembobotan antara *hidden layer* dengan output direpresentasikan dengan nilai w_{1k} sampai w_{jk} di mana k menyatakan jumlah output. Perhatikan Gambar 7.



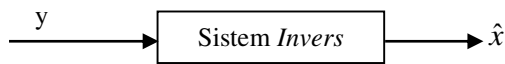
Gambar 7. Sistem identifikasi *plant* (Priandana et al., 2015)

Iterasi dilakukan sehingga akumulasi *error* direpresentasikan oleh *MSSE* lebih kecil dari 10⁻⁷. Error yang terjadi merupakan deviasi antara output dengan target; dan output diperoleh dari nilai input pada sistem

identifikasi *plant*.

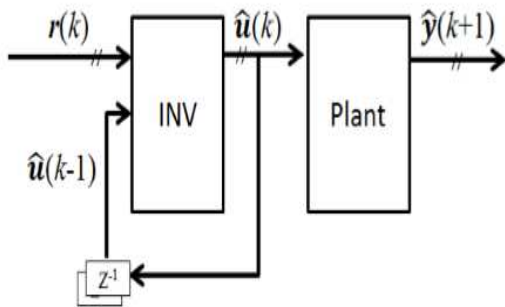
Identifikasi Sistem *Invers*

Pada identifikasi sistem *invers*, mirip dengan identifikasi sistem *plant* bedanya adalah pada jumlah input yang banyaknya 7 buah meliputi $x(k-1)$, $x(k-2)$, $x(k-3)$, $y(k)$, $y(k-1)$ dan $y(k-2)$. Bagan sistem *invers* seperti diperlihatkan oleh Gambar 8 di bawah ini.



Gambar 8. Bagan sistem *invers*

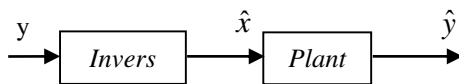
Pada Gambar 9 terlihat sistem identifikasi *Invers* merupakan peninjauan ulang terhadap blok sistem *invers*.



Gambar 9. Sistem identifikasi *Invers* (Priandana et al., 2015)

Fine Tuning

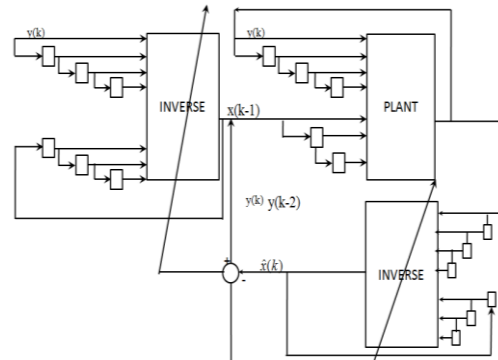
Pada bagian Kajian Pustaka dipaparkan matriks penggambaran sistem *plant* dan *invers* yang apabila digabung menjadi seperti Gambar 10.



Gambar 10. Bagan kontrol *plant*.

Setelah sistem diidentifikasi melalui matriks pembobotan, kemudian dilakukan pengendalian dengan sistem *invers*, di mana output pada sistem identifikasi menjadi input dari sistem *invers*, sehingga diharapkan output yang keluar merupakan input yang diberikan pada sistem. Maka, diperoleh input sebagai fungsi output yang mendekati fungsi

step, di mana nilai *MSSE* lebih kecil dari 10^{-7} . Pada tahap fine tuning ini disajikan proses iterasi secara lingkaran tertutup yang cukup rumit dengan berbagai komponen seperti terlihat pada Gambar 11.



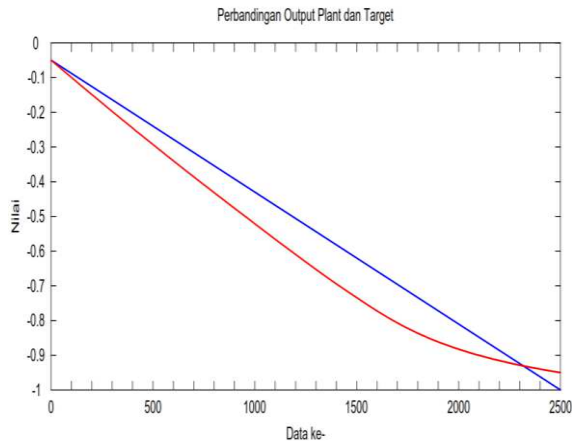
Gambar 11 Sistem *Fine Tuning* (Priandana et al., 2015)

Perancangan sistem kendali terbang adaptif berbentuk artificial neural networks dengan menggunakan teknik program komputasional back propagation yang akan diimplementasikan pada pesawat efek permukaan WISE L8 dengan menggunakan sayap konfigurasi Lippisch berkapasitas 8 orang sangat dibutuhkan agar kerja Pilot dalam mengendalikan pesawat menjadi berkurang. Pesawat secara otomatis mengatur perilaku yang diinginkan saat terbang mendarat di efek permukaan. Sebelum dilakukan analisis kontrol, maka plant harus dimodelkan terlebih dahulu sesuai dengan kebutuhan di lapangan.

HASIL DAN PEMBAHASAN

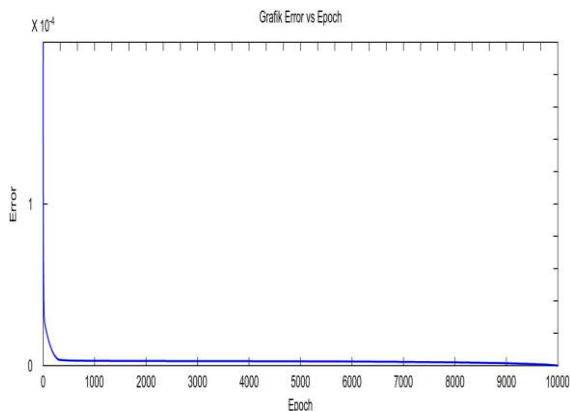
Pada penelitian ini, telah diperoleh hasil tentang perilaku dan analisis kestabilan pesawat efek permukaan yang memenuhi kriteria terbang dengan (T_s/W) ratio ≈ 0.4 melalui pengukuran statik gaya propulsi, T_s di laboratorium. Perhitungan daya propulsi, $SHP = 430.0$ HP untuk keperluan fase *take off* dan *cruise* menggunakan persamaan keseimbangan gaya pada tata acuan koordinat sumbu benda $X_b Z_b$ di mana gaya propulsi dihitung melalui persamaan, $T = (SP_{sl} \eta_p)/V$, dengan SP adalah *Shaft Power* pada *Sea Level*; η_p : efisiensi *propeller* pada kecepatan, V . Pada Gambar 12 diperlihatkan perbandingan *output* dan *target plant* setelah beberapa kali iterasi pada tahap

pembelajaran. Pada tahap pengujian, dilakukan *testing* untuk verifikasi matriks pembobotan dengan parameter *output plant* (merah) dan target sesuai *set point* (biru).



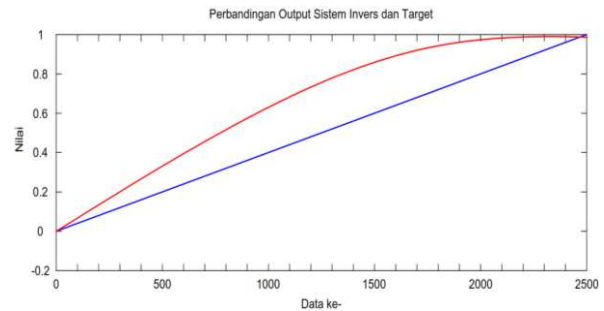
Gambar 12 Perbandingan *Output* dan Target *Plant*

Sedangkan, pada Gambar 13, perubahan *error* identifikasi *plant* pada *epoch* tertentu.



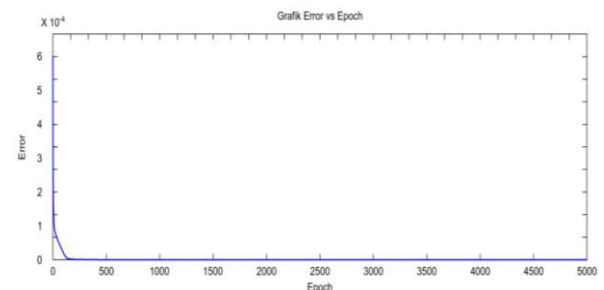
Gambar 13 Perubahan *error* identifikasi *plant* pada *epoch* tertentu.

Pada Gambar 14, perbandingan *Output* (merah) dan *set point* (biru) dari Target sistem *invers*. Setelah sistem diidentifikasi melalui matriks pembobotan, maka akhirnya dilakukan pengendalian dengan sistem *invers*, di mana *output* pada sistem identifikasi sebelumnya menjadi input dari sistem *invers*, sehingga *repons output* yang keluar adalah input yang diberikan pada sistem.



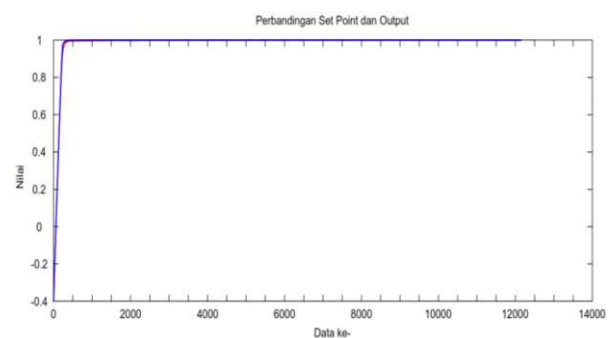
Gambar 14 Perbandingan *Output* dan Target Sistem *Invers*.

Perubahan *error* identifikasi sistem *invers* pada *epoch* tertentu seperti terlihat pada Gambar 15.



Gambar 15 Perubahan *error* identifikasi sistem *invers* pada *epoch* tertentu.

Persyaratan kestabilan terpenuhi berdasarkan hasil yang diperoleh di mana input berbentuk fungsi *step* sebagai fungsi respons output mempunyai nilai *MSSE* lebih kecil dari 10^{-7} . Hal ini diperlihatkan oleh Gambar 16.



Gambar 16 Perbandingan *Set Point* dengan defleksi elevator, δ_e dan respons *Output* dengan sudut pitch, θ .

Simulasi dalam penentuan kendali terbang adaptif menggunakan metoda *neural networks* dengan teknik komputasional *back propagation* mempunyai 2 tahapan pekerjaan, yaitu,

- (i). tahap pembelajaran; dan
- (ii). tahap pengujian.

Pada tahap pembelajaran dilakukan iterasi untuk mendapatkan matriks pembobotan antara input dengan hidden layer dan antara *hidden layer* dengan *output*.

Secara keseluruhan, sistem bekerja secara terus menerus dengan berinteraksi antara parameter input dan parameter respons output secara digital dan saling memperbaiki respons sesuai dengan permintaan. Pada tahap pengujian, respons output bertemu dengan bentuk input yang diberikan pada sistem pesawat WISE L8.

KESIMPULAN

Beberapa kesimpulan yang diperoleh: Sistem kendali SISO menggunakan *neural networks* menstabilkan sistem secara adaptif, di mana terlihat perbandingan *set point* antara input dan output hampir berimpit atau hampir sama besar. Pemilihan parameter sudut *pitch*, θ sebagai respons output dan defleksi *elevator*, δ_e sebagai input *step* dalam sistem lingkaran tertutup sangat tepat dalam formula matematis yang diaplikasikan pada ANN melalui teknik *back propagation*.

Sistem kendali terbang adaptif berbasis *neural networks* merupakan kelanjutan dari metoda root locus dan sistem kontroler *Tune PID* yang bekerja lebih sederhana menggunakan *gain scheduling* secara otomatis.

Beberapa hasil analisis terhadap parameter SISO menggunakan metoda root locus dan kontroler *Tune PID*, dengan respons output kecepatan normal, w , kecepatan, u dan *pitch rate*, q dari pesawat WISE L8 dalam analisis respons *step* juga mempunyai beberapa tingkat kestabilan. Jumlah data dan kurva kestabilan yang diperoleh memberikan pelajaran yang tepat ketika menggunakan metoda *neural networks*, di mana nilai *MSSE* lebih kecil dari 10^{-7} .

Implementasi ke sistem *micro controller* skala laboratorium akan mempermudah analisis selanjutnya ke tahap aplikasi di pesawat dalam bentuk piranti keras.

Penggunaan kontrol adaptif ini akan mempermudah kerja Pilot dalam mengendalikan pesawat selalu terbang terkendali di ketinggian *surface effect* sesuai dengan perilakunya secara otomatis, sebagai *Pitch Attitude Hold*.

UCAPAN TERIMAKASIH

Ucapan terimakasih disampaikan kepada Kepala BPPT yang telah memberikan kesempatan dalam penelitian Program DIPA selama sepuluh tahun dari tahun 2000 sampai 2010 tentang teknologi *surface effect*, sehingga membuka peluang untuk penelitian lebih lanjut di berbagai disiplin ilmu, seperti masalah sistem kendali terbang adaptif pada penelitian ini.

DAFTAR PUSTAKA

- Abramowski, T. (2007), Numerical Investigation of airfoil in Ground proximity, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, pp 425-436, Faculty of Maritime Technology University of Szczecin, Warsaw.
- Astrom, K. J., and B. Wittenmark. (2008), *Adaptive Control*, Dover Publications, Inc., N.Y
- Beard, R. W., and N. Knoebel. (2006), An $\alpha 1$ Adaptive Pitch Controller for Miniatur Air Vehicles, *AIAA Guidance, Guidance and Control Conference and Exhibit*, 21-24 August 2006, Colorado
- Capello, E., G. Guglieri., F. Quagliotti, and D. Sartori. (2013), Design and Validation of an $\mathcal{L}1$ Adaptive Controller for Mini UAV Autopilot, J. Intel Robot Syst., Torino, Italy
- Caughey, D. A. (2011), *Introduction to Aircraft Stability and Control Course Notes for M & E 5070*, Sibley School of Mechanical & Aerospace Engineering Cornell University
- Collu, M., M. H. Patel, and F. Trarieux. (2009), The longitudinal static stability of an aerodynamically alleviated marine vehicle, a mathematical model, *Proceeding of The Royal Society a Mathematical, Physical & Engineering Sciences*, Department of Offshore and Process Engineering, School

- of Engineering, University of Cranfield, Cranfield MK 43 OAL, UK
- Goodwin, G. C., and K. S. Sin. (1984), Adaptive Filtering Prediction and Control, Prantice Hall, New Jersey
- Grupe, D. (1984), Time Series Analysis, Identification and Adaptive Filtering, Robert E. Krieger Publishing Company, Malabar, Florida
- Hassan, M. Y. (2012) Adaptive Control for the 4 th. Class of Control Engineering in the Control and Systems Engineering, Department at the University of Technology CCE CN445
- Muhammad, H. (2005), Laporan Akhir, Desain Konfigurasi, Preliminary Design, Part I-A: Kapal Bersayap 8 Design Requirements and Objectives, LPPM-ITB.
- Priandana, K. and B. Kusumoputro. (2015), Development of Self Organizing Maps Neural Networks Based Control System for a Boat Model, Department of Electrical Engineering, Faculty of Engineering, Universitas Indonesia, Indonesia, Depok, West Java, Journal of Telecommunication, Elctronic and Computer Engineering, e-ISSN 2289-8131, Vol. 9 No. 1-3
- Syamsuar, S. (2016), The Hump Drags During Hydro Planing And Aerodynamic Lift During Cruise in Surface Effect Altitude Of Wing In Surface Effect Craft, Jurnal Warta Ardha Perhubungan Udara, ISSN 0215-9066, Kementerian Perhubungan, Badan Penelitian dan Pengembangan, Volume 42, Nomor 2, hal (71- 77), Jakarta.