



Analisis Sistem Kendali Terbang dengan *Gain Scheduling* Pada Pesawat Efek Permukaan

Wing In Surface Effect Craft Flight Control System Analysis With Gain Scheduling

Sayuti Syamsuar

Pusat Teknologi Sistem dan Prasarana Transportasi, Kedeputian Teknologi Industri Rancang Bangun dan Rekayasa, BPPT
email: sayutisyamsuar@yahoo.com

INFO ARTIKEL

Histori Artikel:

Diterima: 13 Oktober 2017
Direvisi: 30 Desember 2017
Disetujui: 30 Desember 2017
Dipublikasi online: 31 Des 2017

Keywords:

control adaptive, surface effect, lippisch configuration, pid controller, root locus, neural networks, and wind tunnel test

Kata kunci:

kontrol adaptif, efek permukaan, konfigurasi lippisch, kontroler pid, root locus, neural networks, dan uji terowongan angin

ABSTRACT / ABSTRAK

This paper provides an overview of the design of adaptive flight control system of wing in surface effect craft Lippisch configuration 8 passengers capacity during cruise in the low speed and low altitude. The control system will be used the control surface, such as elevator deflection as input and pitch angle deflection as output response or by using engine throttle setting as input and others output response in the longitudinal mode.

This paper describes some methodologies control system method and analysis such as PID controller system with gain scheduling approach, and root locus method. The observable matrices (4 x 4) on the longitudinal mode that used in the control system became from aerodynamic derivative parameters of 8 seaters configuration that calculated by DATCOM numerical simulation or wind tunnel test result and dummy data.

Kajian ini merupakan rancangan sistem kendali terbang adaptif pada pesawat efek permukaan konfigurasi Lippisch kapasitas 8 orang saat terbang mendarat pada kecepatan dan ketinggian terbang rendah. Sistem kendali terbang yang digunakan, seperti defleksi elevator sebagai input dan defleksi sudut pitch sebagai respon output atau penggunaan defleksi throttle mesin sebagai input dan parameter respon output lain pada gerak matra longitudinal.

Kajian menjelaskan penggunaan beberapa metodologi dan analisis sistem kendali terbang adaptif, seperti kontroler PID dengan pendekatan gain scheduling, dan metoda root locus. Matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4) pada matra longitudinal yang digunakan pada sistem kendali terbang adaptif diperoleh dari parameter turunan aerodinamika hasil perhitungan numerik DATCOM atau hasil uji terowongan angin dan data dummy.

PENDAHULUAN

Beberapa peneliti dalam bidang efek permukaan mempresentasikan hasil uji terowongan angin, seperti Afremov (1996) dan Chawla (1988) di dunia internasional. Kornev dan Matveev (2003) membahas tentang pemodelan fisik secara terperinci. Eksperimen dalam bidang aerodinamika dari subjek airfoil simetrikal NACA 0015 dan pengujian model di terowongan angin berkecepatan rendah serta adanya efek permukaan yang dibahas oleh Ahmada dan Sharmab (2004). Sedangkan, Nebylov et al., (2007), meneliti tentang sistem kendali terbang otomatis pesawat WISE, di mana tinjauannya telah dibahas sebelumnya oleh

Taylor (2003) pada konfigurasi *Lippisch* tipe B untuk pesawat efek permukaan masa depan. Perbandingan utama dalam penelitian ini adalah Flight Ship FS8 yang telah memenuhi persyaratan sertifikasi *International Maritime Organization* (IMO), seperti pada Gambar 1. Pada pesawat FS8 ini, kerja Pilot masih besar untuk mengendalikan pesawat saat terbang mendarat di ketinggian efek permukaan. Apabila, ada sistem kendali terbang adaptif, maka kerja Pilot menjadi berkurang. Paper ini menyajikan beberapa langkah penelitian dalam merancang sistem kendali terbang di ketinggian rendah dengan konsep *Single Input Single Output* (SISO).

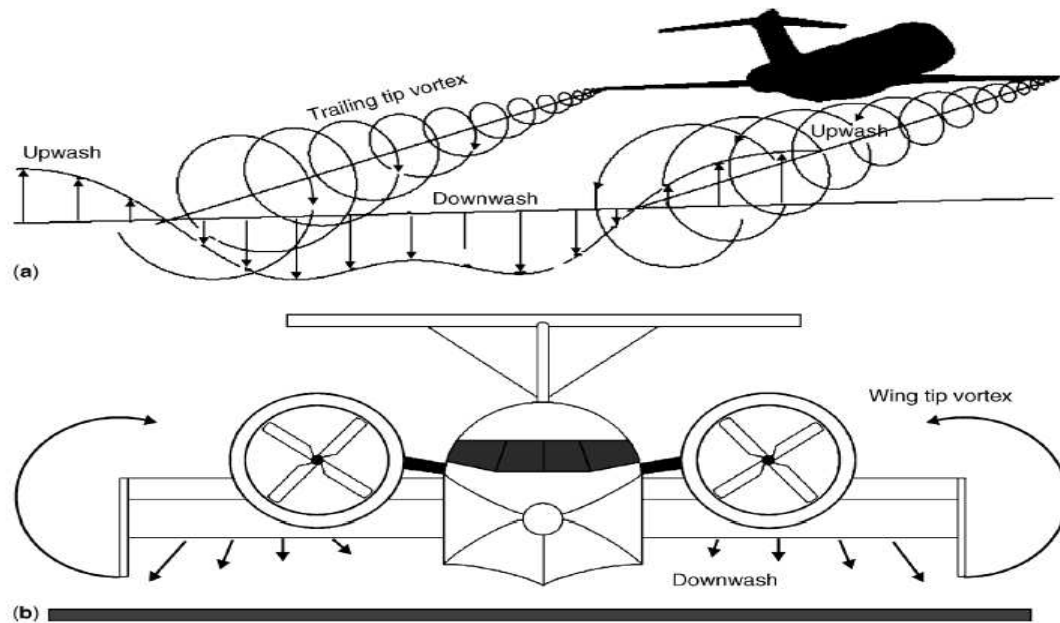


Gambar 1. Pesawat WISE *Flight Ship* FS8 konfigurasi *Lippisch* kapasitas 8 orang
Sumber(<https://sites.google.com/>)

TINJAUAN PUSTAKA

Pada fenomena efek permukaan diperlihatkan oleh aliran udara yang bergerak sepanjang lebar dan tebal sayap. Pada *wingtip* terlihat komplikasi aliran udara tersebut, di mana tekanan udara tinggi berasal dari permukaan bawah sayap bertemu dengan aliran udara dari permukaan atas sayap bertekanan rendah. Pada udara bebas, maka *wingtip* mempunyai ruang gerak yang lebih leluasa dibandingkan di efek permukaan. *Aspect Ratio*, (AR) dari wahana terbang

dengan fenomena efek permukaan diindikasikan mempunyai geometri sayap delta inverse dengan rentang sayap lebih pendek disebut dengan konfigurasi sayap *Lippisch*. Pesawat efek permukaan memanfaatkan bantalan udara dinamik di bawah sayap dan vortex yang terjadi pada *wingtip*. Pada Gambar 2 terlihat ilustrasi dari vortex pada *wingtip* dan *downwash* pada sayap pesawat. Pada Gambar 2 juga terlihat pesawat yang terbang dekat dengan efek permukaan.



Gambar 2 Ilustrasi pesawat yang terbang (a). di udara bebas dan (b). khusus dekat dengan efek permukaan. (Cui dan Zhang, 2010)

Ketika sebuah pesawat yang terbang beberapa feet dari permukaan tanah, maka terjadi suatu perbedaan dalam bentuk aliran udara di sekitar sayap pesawat, karena komponen vertikal dari aliran udara di sekeliling sayap tertahan oleh permukaan tanah/ air. Hal ini mengubah arah semburan udara dari sayap utama ke atas, ke bawah dan vortex dari wingtip. Fenomena efek permukaan mengubah aliran udara di sekitar sayap pesawat yang terbang rendah, di mana perubahan itu terjadi karena adanya perubahan pola aliran udara di permukaan air tersebut. Karakter aerodinamika dari permukaan sayap belakang dan sayap utama pesawat diubah oleh efek permukaan, di mana efek yang paling prinsip disebabkan oleh jarak yang dekat antara sayap utama ke permukaan tanah. Ketika sayap utama mengalami efek permukaan, maka koefisien gaya angkat aerodinamika, CL bertambah besar dengan konsekuensi terjadi penurunan upwash, downwash dan vortex di wingtip. Induced drag dari hasil kerja sayap utama juga mempertahankan pesawat agar terangkat dengan cara yang sederhana dan mengalihkan aliran udara ke bawah. Tekanan

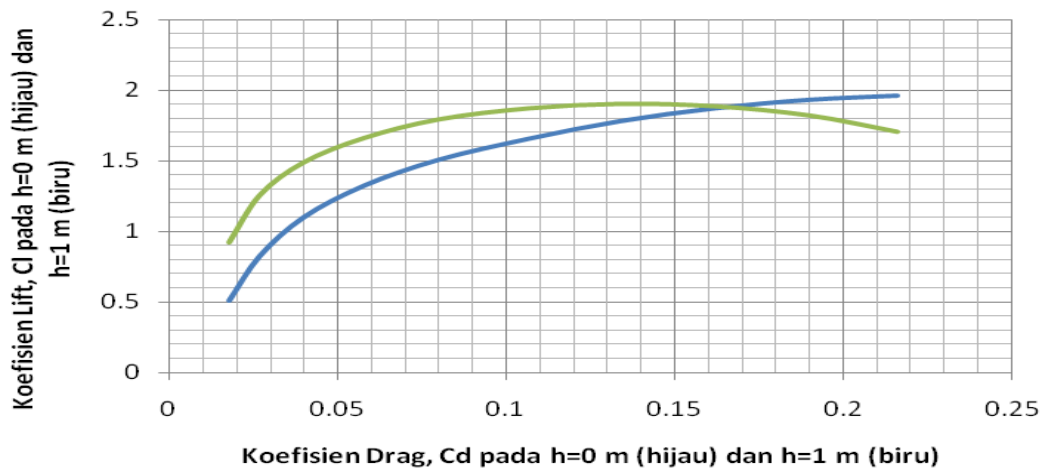
udara berkurang pada bagian atas *airfoil*, sebagai esensi dari gaya angkat aerodinamika, L_a yang berkontribusi menekan massa udara ke bawah sayap. Semakin banyak *downwash*, maka semakin kuat sayap utama menekan massa udara ke bawah badan pesawat. Pada jumlah sudut serang α , α sayap utama yang besar, maka induced drag menjadi besar dengan kecepatan terbang pesawat yang rendah.

Induced drag mendominasi kecepatan rendah, sedangkan pengurangan vortex di ujung sayap mengubah distribusi gaya angkat aerodinamika, L_a sepanjang sayap utama, sehingga mengurangi sudut serang α , α sayap utama. Sebab itu sayap utama membutuhkan sudut serang α , α yang kecil di efek permukaan untuk menghasilkan koefisien gaya angkat aerodinamika, CL yang sama. Jika sudut serang α , α sayap utama dipertahankan, maka koefisien gaya angkat aerodinamika, CL bertambah besar. Efek permukaan mengubah efisiensi daya propulsi, EHP pada kecepatan rendah di ketinggian rendah, sedangkan induced drag terjadi di kecepatan rendah, (Fadjar Nugroho, 2009) (www.ilmuterbang.com).

Gaya Gaya Aerodinamika Secara Komputasional Konfigurasi Lippisch

Menurut Muhammad (2005), data perilaku pesawat WISE konfigurasi *Lippisch* tipe B kapasitas 8 orang dianalisis melalui program DATCOM terlebih dahulu untuk mengetahui parameter gaya dan momen aerodinamika serta turunan. Perhitungan gaya angkat aerodinamika, C_L dari kurva

drag polar dengan koefisien gaya angkat aerodinamika, C_L dan koefisien gaya hambat aerodinamika, C_D pada pasangan sudut serang α , $\alpha = -2^\circ$ ke 16° dengan ketinggian terbang, $h = 0.0$ m dan $h = 1.0$ m dengan kecepatan, V tertentu terhadap pesawat WISE konfigurasi *Lippisch* kapasitas 8 orang dengan menggunakan *airfoil* jenis Clark Y pada sayap utama [4], diperlihatkan oleh Gambar 3.



Gambar 3 Kurva drag polar C_L versus C_D dengan sudut serang α sayap utama ($\alpha = -2^\circ$ ke 16° untuk ketinggian terbang, $h = 0.0$ m (hijau) dan 1.0 m (biru) dengan kecepatan, V (Muhammad, 2005)

Uji Model 3D dari Aerodinamika Sayap Airfoil Clark Y di Terowongan Angin

Menurut Wijiatmoko et al., (2006) tentang simulasi dengan Vortex Lattice Method (VLM) dan pengujian model 3 D di terowongan angin pada beberapa variasi ketinggian, h . Uji terowongan angin dari model pesawat WISE konfigurasi *Lippisch* kapasitas 8 orang. Hasil uji terowongan angin, seperti koefisien gaya angkat aerodinamika, C_L ; koefisien gaya

hambat aerodinamika C_D dan koefisien momen aerodinamika C_M versus sudut serang α , α sayap utama bersesuaian dengan perhitungan DATCOM. *Slope* dari *pitching moment*, $C_M\alpha$ versus sudut α , α sayap utama yang negatif memenuhi kriteria Irodov dan Staufenbiel.

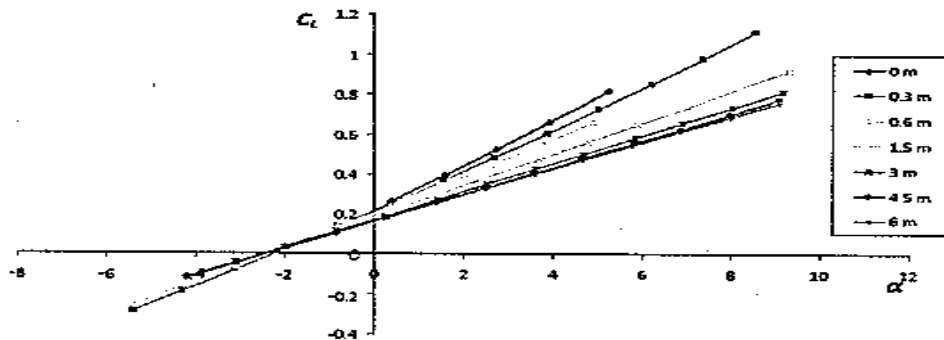
Model 3 D dari pesawat WISE konfigurasi *Lippisch* tipe B kapasitas 8 orang yang berada di seksi uji dari uji terowongan angin [12], diperlihatkan pada Gambar 4.



Gambar 4 Uji terowongan angin terhadap model 3 D dari pesawat WISE konfigurasi *Lippisch* tipe B (Wijiatmoko et al., 2006)

Berdasarkan hasil penemuan hasil uji terowongan angin ini, maka dikatakan bahwa pesawat WISE konfigurasi *Lippisch* tersebut stabil statik pada gerak matra longitudinal, di mana pada ketinggian, $h = 2.5$ m merupakan nilai yang optimal. Artinya, dari beberapa ketinggian terbang yang diseleksi, terbukti bahwa pesawat WISE konfigurasi *Lippisch* kapasitas 8 orang mempunyai karakteristik

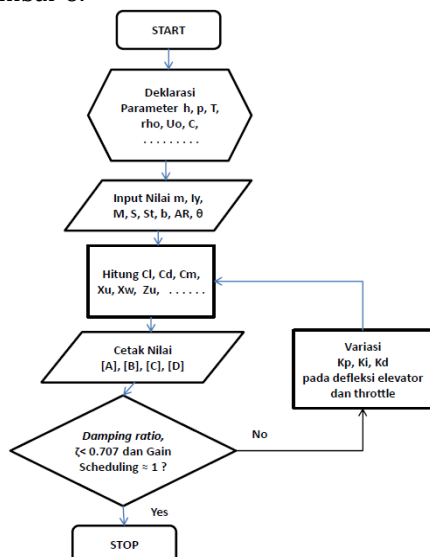
aerodinamika yang lebih baik pada ketinggian terbang, $h = 2.5$ m dengan kecepatan, $V = 80.0$ knot untuk kategori efek permukaan. Secara detail, kurva koefisien gaya aerodinamika dari hasil uji terowongan angin pada kecepatan, V tertentu, menghasilkan koefisien gaya angkat aerodinamika, C_L versus sudut serang α , α sayap utama yang diperlihatkan pada Gambar 5.



Gambar 5 Hasil uji terowongan angin terhadap model 3D, kurva C_L versus sudut serang α sayap utama (Wijiatmoko *et al.*, 2006)

METODOLOGI

Sifat kontrol adaptif terlihat dengan adanya gain scheduling pada diagram alir pembuatan piranti lunak sistem kendali terbang adaptif menggunakan program *root locus* dan *kontroler Tune PID* menggunakan Simulink di Matlab, seperti terlihat pada Gambar 6.



Gambar 6 Diagram alir pembuatan piranti lunak sistem kendali terbang adaptif menggunakan program *root locus* dan *kontroler Tune PID* pada *Simulink* di Matlab

HASIL DAN PEMBAHASAN

Analisa Data

Pada bagian ini, dibahas respons sudut pitch, θ dengan input step pada defleksi elevator, δ_e .

Tuliskan kembali matriks ruang keadaan dari persamaan gerak pesawat WISE konfigurasi *Lippisch* kapasitas 8 orang pada matra longitudinal. Fungsi transfer dengan input defleksi elevator, δ_e , dan respons output sudut pitch, θ dari pesawat sebagai persamaan:

$$\frac{W(s)}{\delta_e(s)} = G(s) = C(SI - A)B + D$$

dengan, $C = [0 \ 0 \ 0 \ 1]$, $D = [0]$

$$[A] = \begin{bmatrix} -0.0756 & 0.0988 & 0 & -9.9619 \\ -0.4011 & -0.6719 & 40.0808 & -0.8611 \\ 0.0083 & 0.0116 & -1.7637 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.0005 \\ 3.8060 \\ -0.0734 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Maka, diperoleh

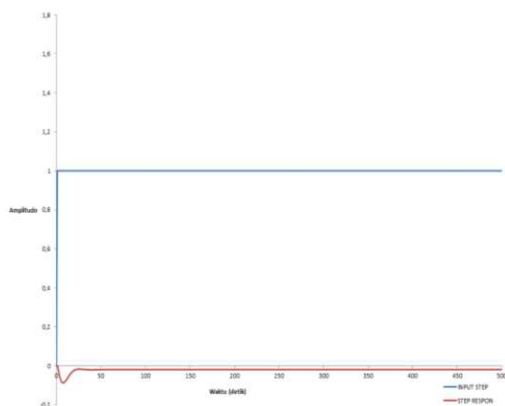
$$G(s) = [0 \ 0 \ 0 \ 1] \left([s] \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -0.0331 & 0.0432 & 0 & -9.9619 \\ -0.1744 & -0.2939 & 17.5353 & -0.8611 \\ 0.0036 & 0.0051 & -0.7716 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \right)^{-1} \begin{bmatrix} 0.0005 \\ 3.8060 \\ -0.0734 \\ 0 \end{bmatrix} + [0][\delta_e]$$

Maka, diperoleh fungsi transfer sistem lingkaran terbuka, sistem lingkaran tertutup, dan respons masing-masing dari fungsi transfer berikut:

$$G(s) = \frac{-0.07337 s^2 - 0.01051 s - 0.0001609}{s^4 + 2.511s^3 + 0.9419s^2 + 0.184s + 0.01049}$$

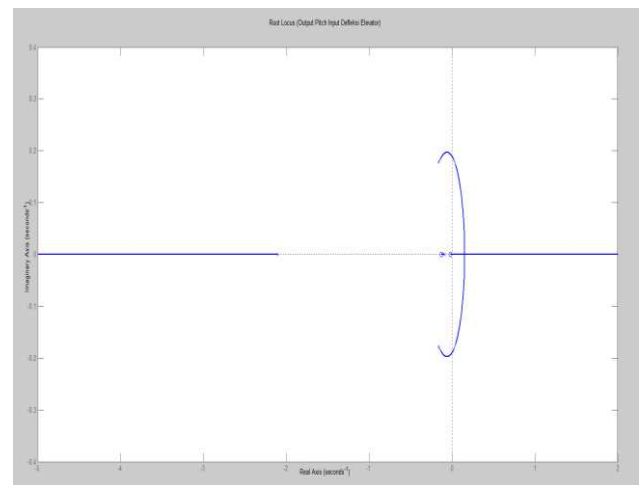
$$\frac{G(s)}{1+H(s)G(s)} = \frac{-0.07337 s^2 - 0.01051 s - 0.0001609}{s^4 + 2.511s^3 + 0.8685s^2 + 0.1735s + 0.01033}$$

Berdasarkan Gambar 7 di bawah ini, maka diperoleh kesimpulan, bahwa respons output bersifat stabil, tetapi diperlukan kontrol lingkaran tertutup agar plant lebih responsif, sehingga output dari *plant* sesuai dengan input.



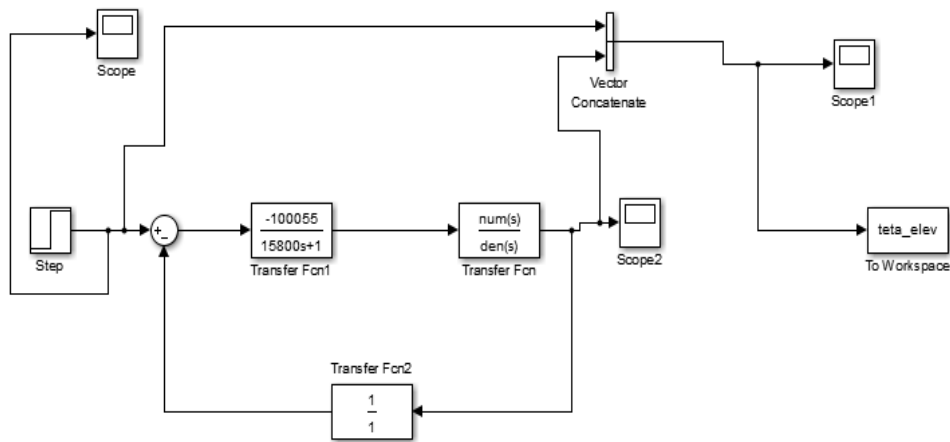
Gambar 7 Respons output, sudut *pitch*, θ terhadap input *step*, defleksi *elevator*, δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontrol PID

Penggunaan metoda *root locus* seperti diperlihatkan oleh Gambar 8, maka terlihat pada penguatan tertentu sistem bersifat stabil. Kontroler PID cocok untuk perancangan kinerja kontrol dengan ketelitian menengah pada daerah operasi, sedangkan untuk ketelitian tinggi diperlukan metoda lain, yaitu *mapping strategy* pada *neural networks* [6].



Gambar 8 Diagram root locus dari respons output sudut *pitch*, θ terhadap input *step*, defleksi *elevator*, δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontrol PID

Respons sudut *pitch*, θ pesawat dengan input *step* defleksi *elevator*, δ_e disimulasikan dengan program *Simulink* sebagai diagram pada Gambar 9 berikut:



Gambar 9 Program *Simulink* dari respons output sudut *pitch*, θ terhadap input *step*, defleksi *elevator*, δ_e pada sistem lingkaran tertutup

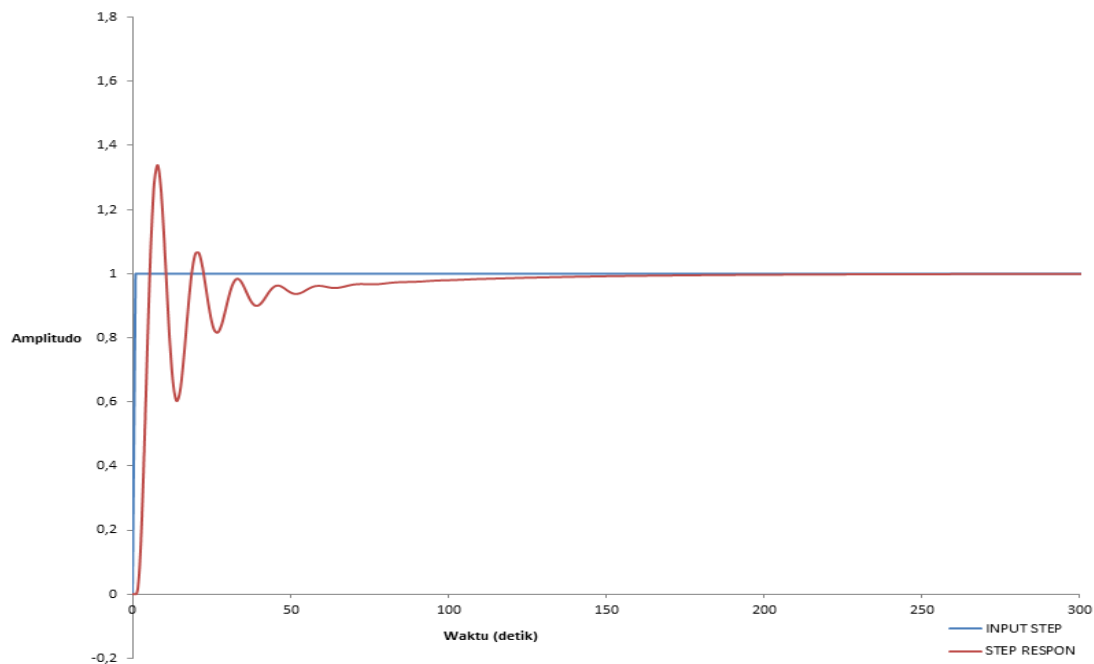
Setelah dilakukan analisis, maka diperlukan *gain scheduling* agar kontrol menghasilkan sistem yang responsif dan merupakan teknologi yang cukup baru dalam sistem kontrol adaptif. Perhatikan fungsi transfer berikut:

$$G(s) = \frac{-100055}{15800s + 1}$$

Maka, diperoleh fungsi transfer sistem lingkaran tertutup sebagai:

$$G(s)_{cl} = \frac{7344 s^2 + 1051 s + 20.01}{15800 s^5 + 3.968 \times 10^4 s^4 + 1.488 \times 10^4 s^3 + 1.025 \times 10^4 s^2 + 1217 s + 20.02}$$

Dan, diperoleh plot grafik input step dan respons output sudut *pitch*, θ mendekati fungsi step, seperti Gambar 10. Pada bagian ini terlihat adanya pengaruh *gain scheduling* dari program *Matlab* yang bekerja secara otomatis.



Gambar 10 Respons output sudut *pitch*, θ terhadap input *step*, defleksi *elevator*, δ_e pada sistem lingkaran tertutup

KESIMPULAN

Perancangan sistem kendali terbang dan kontrol adaptif menggunakan metoda root locus sebagai sistem lingkaran terbuka dan penggunaan metoda kontroler Tune PID pada matriks [A] dan [B] dari sistem lingkaran tertutup pada matriks longitudinal pada program Simulink di Matlab, menghasilkan penguatan KP, KD dan KI tertentu sebagai gain scheduling sebagai indikasi bahwa sistem bersifat kontrol adaptif. "Dinamika proses yang berubah dibuat terencana pada parameter regulator yang mempunyai korelasi terhadap perubahan, sehingga variabel dikontrol kembali oleh sistem secara keseluruhan", Hassan (2012).

Kontroler Tune PID menghasilkan gain scheduling yang dihitung secara otomatis oleh program Matlab, di mana pesawat diharapkan terbang melayang pada kecepatan, $V = 80.0$ knot dan ketinggian terbang, $h = 2.5$ m sesuai dengan kurva kestabilan root locus dan kurva hasil analisis sistem lingkaran tertutup.

DAFTAR PUSTAKA

- Crossette, Barbara. (1990, January 23). India lodges first charges in arms Scandal. New York Times, A4.
- Understanding early years as a prerequisite to development. (1986, May 4). The Wall Street Journal, p. 8.
- Collu, M., M. H. Patel, and F. Trarieux. (2007), A Unified Mathematical Model for High Speed Hybrid (Air and Water borne) Vehicles, Cranfield University, United Kingdom.
- 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. (2003), Perancangan Sistem Kendali Otomatik Longitudinal Kapal Bersayap Wing In Surface Effect, Studi Kasus Kapal bersayap: NWIG10B-Wing 01, Departemen Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Bandung.
- Muhammad, H. (2005), Technical Report, Design Configuration, Preliminary Design, Part I-A WiSE Aerodynamic Prediction based on DATCOM, LPPM ITB, Bandung.
- Ogata, K. (1994), Solving Control Engineering Problems with Matlab, Prentice Hall, New Jersey.
- Priandana, K. and B. Kusumoputro. (2015), Development of Self Organizing Maps Neural Networks Based Control System for a Boat Model, Computational Intelligence and Intelligent Systems Research Group, Department of Electrical Engineering, Faculty of Engineering, Universitas Indonesia, West Java, Journal of Telecommunication, Electronic and Computer Engineering, e-ISSN 2289-8131, Vol. 9 No. 1-3.
- Ruijgrok, G. J. J. (1994), Elements of Airplane Performance, Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, Delft University Press.
- Sarhan, A., and M. Ashry. (2013), Self-Tuned PID Controller for the Aerosonde UAV Autopilot, International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT), Vol. 2 Issue 12, December - 2013, ISSN: 2278-0181.
- Shin, Y and A. J. Calise. (2005), Application of Adaptive Autopilot Designs for an Unmanned Aerial Vehicle, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Georgia.
- Stewart, L., and D. G. Koenig. (1966), Flight Measured Ground Effect on a Low Aspect Ratio OGEE Wing Including a Comparison with Wind Tunnel Results, NASA Technical Note D-3431, Ames Research Center, Moffet Field, California.
- Taylor, G. (2003), Re-defining Sea Level: The Hoverwing Wing In Ground Effect Vehicle, Fischer Flugmechanik/AFD Airfoil Development GmbH, Germany, Paper for the Hovercraft Society, Air Cushion Technology Conference & Exhibition, England.
- Wijiatmoko, G. (2006), Laporan Pengujian WISE-8 di ILST (Eksperimen 123), Laboratorium Aero-Gas Dinamika dan Getaran, BBT3-BPPT, Serpong