

PERANCANGAN AUTOPILOT LATERAL-DIREKSIONAL PESAWAT NIRAWAK LSU-05 (THE DESIGN OF THE LATERAL-DIRECTIONAL AUTOPILOT FOR THE LSU-05 UNMANNED AERIAL VEHICLE)

Muhammad Fajar^{1,*}), Ony Arifianto^{*})**

^{*}) Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara

Institut Teknologi Bandung

Jl. Ganesha No. 10, Bandung 40132 Indonesia

^{}) Pusat Teknologi Penerbangan**

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

Jl. Raya LAPAN, Sukamulya, Rumpin, Bogor 16350 Indonesia

¹e-mail: muhammad.fajar@lapan.go.id

Diterima 15 September 2017; Direvisi 27 Oktober 2017; Disetujui 21 Desember 2017

ABSTRACT

The autopilot on the aircraft is developed based on the mode of motion of the aircraft i.e. longitudinal and lateral-directional motion. In this paper, an autopilot is designed in lateral-directional mode for LSU-05 aircraft. The autopilot is designed at a range of aircraft operating speeds of 15 m/s, 20 m/s, 25 m/s, and 30 m/s at 1000 m altitude. Designed autopilots are Roll Attitude Hold, Heading Hold and Waypoint Following. Autopilot is designed based on linear model in the form of state-space. The controller used is a Proportional-Integral-Derivative (PID) controller. Simulation results show the value of overshoot / undershoot does not exceed 5% and settling time is less than 30 second if given step command.

Keywords: *lateral-directional, autopilot, PID*

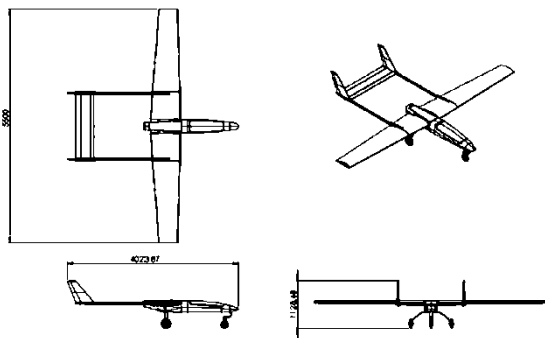
ABSTRAK

Autopilot pada pesawat dikembangkan berdasarkan pada modus gerak pesawat yaitu modus gerak longitudinal dan *lateral-directional*. Pada makalah ini, dirancang *autopilot* pada modus gerak *lateral-directional* untuk pesawat LSU-05. *Autopilot* dirancang pada *range* kecepatan operasi pesawat yaitu 15 m/dtk, 20 m/dtk, 25 m/dtk, dan 30 m/dtk dengan ketinggian 1000 m. *Autopilot* yang dirancang adalah *Roll Attitude Hold*, *Heading Hold* dan *Waypoint Following*. *Autopilot* dirancang berdasarkan model linier dalam bentuk *state-space*. Pengendali yang digunakan adalah pengendali *Proportional-Integral-Derivative* (PID). Hasil simulasi menunjukkan nilai *overshoot/undershoot* tidak melebihi 5% dan *settling time* kurang dari 30 detik jika diberikan perintah *step*.

Kata kunci: *lateral-directional*, *autopilot*, PID

1 PENDAHULUAN

LSU-05 adalah pesawat tanpa awak yang sedang dikembangkan oleh Pusat Teknologi Penerbangan dengan harapan dapat membawa *payload* hingga 30 kg dengan berat *take-off* maksimum (MTOW) sebesar 75 kg. Pesawat ini memiliki bentang sayap sepanjang 5,5 m dengan luas 3,49 m² (Tim LSU-05, 2014). Pesawat ini merupakan bagian dari *roadmap* penelitian dan pengembangan pesawat tanpa awak Pusat Teknologi Penerbangan hingga tahun 2019 (Pustekbang, 2017). Gambar empat sisi dari pesawat LSU-05 dapat dilihat pada Gambar 1-1.



Gambar 1-1: Gambar empat sisi LSU-05. (Tim LSU-05, 2014)

Pemodelan dinamika pesawat terbang banyak dijelaskan pada beberapa referensi baik dinamika longitudinal maupun dinamika *lateral-directional* (Nelson, 1998; Allerton, 2009; Etkin, 1996). Dijelaskan dalam buku-buku tersebut bagaimana penurunan persamaan gerak pesawat, *triming*, kestabilan statik dan

dinamik, turunan kestabilan, kendali buatan untuk kestabilan (Etkin, 1996), hingga kendali otomatis (Nelson, 1998; Allerton, 2009).

Sistem kendali PID dijelaskan cukup detail pada referensi (Ogata, 2010). Beberapa metode lain dijelaskan dengan cukup rinci seperti metode *root-locus*, metode *Frequency-Response* (Nyquist, Bode, Nichols, dsb). Metoda desain sistem kendali dalam bentuk *state-space* seperti metode *pole-placement*, *observers*, *quadratic optimal regulator*, dan sistem kendali *robust* juga dijelaskan pada buku tersebut.

Sistem kendali PID masih digunakan pada sistem *autopilot* UAV (Kada, 2011; Eko, 2013; Sufendi, 2013). Selain sistem kendali PID, yang banyak dikembangkan di dunia adalah sistem kendali *hybrid* yang merupakan gabungan dari beberapa sistem kendali seperti *neural network* – PID, *neural network* – *fuzzy logic*, *fuzzy logic* – PID, dsb. Selain itu, metode-metode tersebut juga dibandingkan satu dengan lainnya dan hasilnya dapat saling melengkapi. (Goutami, 2016; Nair, 2015).

Perhitungan aerodinamika pesawat dapat menggunakan berbagai perangkat seperti *Athena Vortex Lattice* (AVL) (Drela, 2017). Dengan mengetahui geometri pesawat dan geometri bidang kendali pesawat, AVL dapat memberikan keluaran koefisien-koefisien aerodinamika yang diperlukan dalam pemodelan pesawat yang akan dianalisis dinamikanya dan

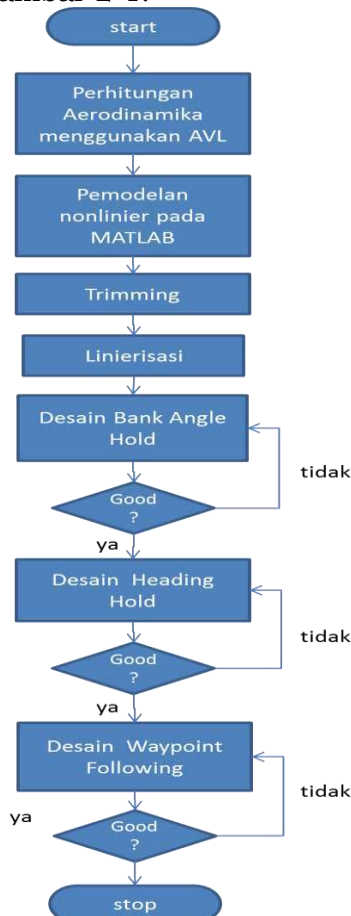
dikendalikan baik secara otomatis maupun manual.

2 METODOLOGI

Model dinamika pesawat LSU-05 dinyatakan dalam bentuk persamaan non-linier yang disederhanakan pada matra gerak *lateral-directional*. Model aerodinamika yang digunakan adalah model linier menggunakan *Athena Vortex Lattice Method* (AVL) (Drela, 2017), data ini mungkin akan berbeda dengan hasil uji terbang pesawat. Perancangan *autopilot* didasarkan pada model hasil linierisasi. Sistem kendali menggunakan PID. Sistem propulsi, aktuator, dan sensor tidak dimodelkan dalam desain dan simulasi *autopilot*. Gangguan eksternal juga tidak dimodelkan.

2.1 Diagram Alir Perancangan Autopilot

Diagram alir perancangan sistem *lateral-directional autopilot* dapat dilihat pada Gambar 2-1.



Gambar 2-1: Diagram alir perancangan sistem *lateral-directional autopilot*

Setiap *autopilot* yang dirancang harus memenuhi kriteria desain sebagai berikut:

- *Overshoot/undershoot* tidak melebihi 5 %
- *Settling time* tidak melebihi 30 detik

2.2 Persamaan Gerak Pesawat Udara

Persamaan gerak pesawat dapat disederhanakan menjadi dua modus gerak yaitu gerak longitudinal dan gerak *lateral-directional*, dengan asumsi bahwa kedua modus gerak tersebut tidak saling mempengaruhi satu dengan lainnya (Duhri, 2016). Persamaan gerak *lateral-directional* dapat dituliskan sebagai berikut:

$$Y + Mg \sin \phi = M(\dot{v}) \quad (2-1)$$

$$l = I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + qr(I_z - I_y) - I_{xz}pq \quad (2-2)$$

$$n = -I_{xz} \dot{p} + I_z \dot{r} + pq(I_y - I_x) + I_{xz}qr \quad (2-3)$$

$$\dot{\phi} = p \quad (2-4)$$

$$\dot{\psi} = r \sec \theta_0 \quad (2-5)$$

Dari persamaan gerak tersebut, dapat dilakukan *trimming* pada kecepatan 15 m/dtk, 20 m/dtk, 25 m/dtk, dan 30 m/dtk pada kondisi terbang jelajah. Linierisasi persamaan gerak pesawat dilakukan pada setiap kondisi *trim* tersebut dengan berbagai asumsi bahwa pesawat bergerak dengan gangguan yang sangat kecil atau sering disebut *Small-Disturbance theory* (Nelson, 1998; Etkin, 1996). Linierisasi persamaan gerak tersebut dapat direpresentasikan ke dalam matriks *state-space* sebagai berikut:

$$\dot{\bar{x}} = A\bar{x} + B\bar{u} \quad (2-6)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & Y_r & g \cos \theta_0 \\ l_v & l_p & l_r & 0 \\ n_v & n_p & n_r & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta a} & Y_{\delta r} \\ l_{\delta a} & l_{\delta r} \\ n_{\delta a} & n_{\delta r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (2-7)$$

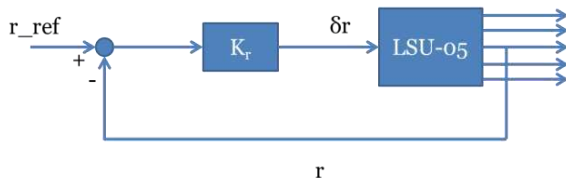
Dimana \bar{x} adalah vektor *state*, \bar{u} adalah vektor kendali, sedangkan A dan B adalah matriks sistem. Matriks A adalah matriks *state*, sedangkan matriks B adalah matriks kendali. Penurunan persamaan menjadi model *state-space* dapat dilihat pada referensi (Nelson, 1998; Etkin, 1996).

2.3 Lateral-directional Autopilot

Sistem *lateral-directional autopilot* yang dirancang pada makalah ini adalah *Roll Attitude Hold*, *Heading Hold*, dan *Waypoint Following*. Dirancang juga sistem kestabilan buatan *Yaw Damper* untuk menambah kestabilan pada gerak *lateral-directional*.

2.3.1 Yaw damper

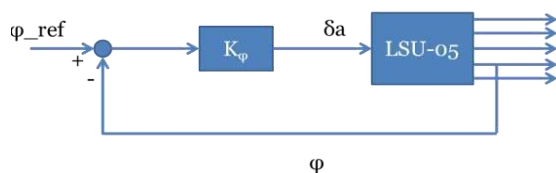
Yaw damper merupakan suatu sistem kestabilan buatan untuk mengendalikan *yaw rate* (r). Sistem ini digunakan untuk meredam gerakan *dutch roll*. Sistem ini dirancang dengan mengumpanbalikan *yaw rate* (r) dengan bidang kendali *rudder* (δ_r) yang digunakan sebagai input. Desain *yaw damper* dapat dilihat pada Gambar 2-2.



Gambar 2-2: Rancangan *yaw damper*

2.3.2 Roll attitude hold

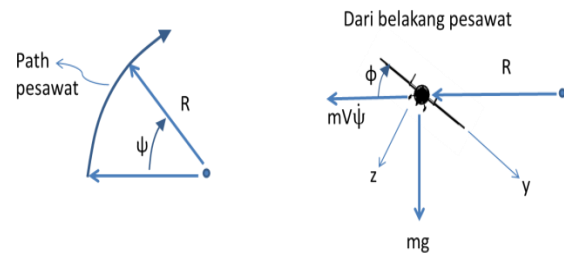
Roll attitude hold adalah sistem *autopilot* untuk menjaga pesawat pada sudut *bank* tertentu. Sudut *bank* (ϕ) diumpanbalikan untuk kemudian sistem mengendalikan defleksi *aileron* (δ_a) agar sudut *bank* sesuai yang diinginkan. Desain *roll attitude hold* dapat dilihat pada gambar berikut.



Gambar 2-3: Rancangan *roll attitude hold*

2.3.3 Heading hold

Heading hold merupakan sistem *autopilot* untuk menjaga pesawat menuju arah *heading* tertentu. Untuk melakukan gerakan ini pesawat harus melakukan manuver *bank*. Sehingga gerakan ini merupakan gerakan berbelok yang terkoordinasi dengan *angular rate* ($\dot{\psi}$) tertentu. Ilustrasi gerakan tersebut dapat dilihat pada Gambar 2-4.



Gambar 2-4: Ilustrasi gerakan *heading* pesawat

Berdasarkan gambar di atas (kanan), penjumlahan pada sumbu y adalah $mV\dot{\psi} \cos \phi = mg \sin \phi$ atau dapat dituliskan sebagai berikut:

$$\tan \phi = \frac{V\dot{\psi}}{g} \quad (2-8)$$

Karena sudut *bank* diasumsikan sangat kecil maka diperoleh sudut *bank* untuk *angular rate* tertentu:

$$\phi \approx \frac{V\dot{\psi}}{g} \quad (2-9)$$

Misalkan sudut *heading* yang diinginkan adalah ψ_d dan *heading* pesawat (ψ) harus mengikuti ψ_d relatif pada waktu tertentu (T), maka:

$$\tau\dot{\psi} + \psi = \psi_d \quad (2-10)$$

sehingga diperoleh:

$$\dot{\psi} = \frac{1}{T}(\psi_d - \psi) \quad (2-11)$$

Dari persamaan (2-9) dan persamaan (2-11), maka dapat diperoleh sudut *bank* yang diperlukan untuk

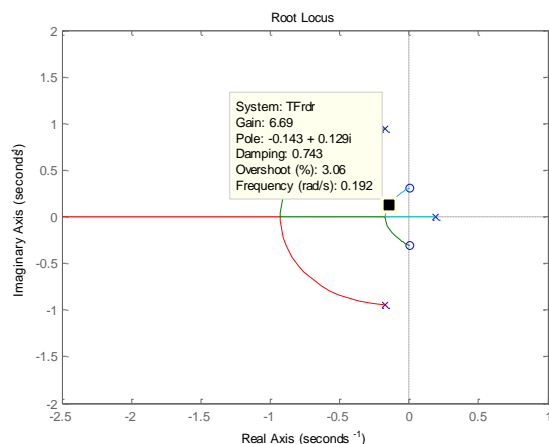
transition_logic merupakan subsistem untuk menentukan perpindahan *waypoint* ke *waypoint* berikutnya. Sedangkan subsistem *heading_hold* merupakan subsistem *autopilot heading hold*.

3 HASIL PEMBAHASAN

Rancangan sistem *autopilot* diimplementasikan pada Matlab dan Simulink untuk mengetahui respon dari pesawat terhadap *autopilot* yang dirancang. Penggambaran *root locus* dilakukan dengan perintah 'rlocus' pada Matlab. Nilai *gain* dipilih sesuai target desain pada setiap *root locus* yang digambarkan. Desain setiap *autopilot* disimulasikan menggunakan Simulink sesuai dengan nilai *gain* yang telah dipilih.

3.1 Simulasi dan Analisis Yaw Damper

Gain umpan balik ditentukan dengan metoda *root locus* dengan melihat input *rudder* (δ_r) dan output *yaw rate* (r). *Root locus yaw rate* terhadap *rudder* dapat dilihat pada Gambar 3-1.



Gambar 3-1: *Root locus yaw rate* (r) terhadap *rudder* (δ_r) pada kecepatan 30 m/dtk

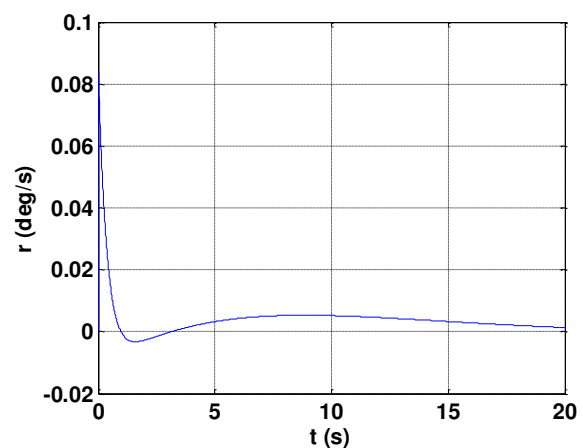
Berdasarkan *root locus* pada Gambar 3-1, *pole* untuk modus gerak spiral sebagian berada di sebelah kanan sumbu imajiner. Pemilihan *gain* dilakukan pada *pole* spiral yang berada pada sisi kiri sumbu imajiner. *Gain* dipilih dengan *damping* berkisar antara 0,7 dan 0,8. *Gain* umpan balik yang dipilih untuk *yaw*

damper pada setiap titik *trim* ditampilkan pada Tabel 3-1.

Tabel 3-1: *GAIN UMPAN BALIK DAN DAMPING TERPILIH UNTUK YAW DAMPER*

Kecepatan (m/dtk)	Gain	Damping
30	3,83	0,769
25	4	0,803
20	4,58	0,815
15	6,69	0,743

Untuk menguji *yaw damper*, diberikan masukan berupa *impulse* terhadap *yaw rate*. Respon *yaw damper* terhadap *impulse* untuk kecepatan *trim* 30 m/dtk ditampilkan pada gambar berikut.

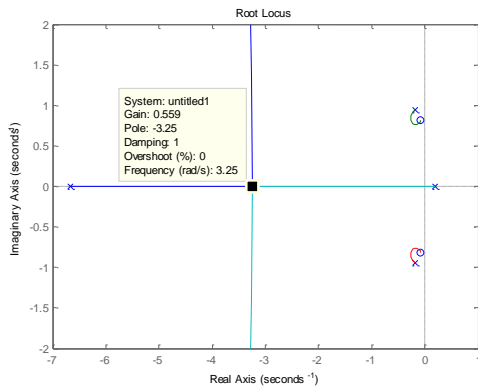


Gambar 3-2: Respon *yaw damper* terhadap *impulse* untuk kecepatan *trim* 15 m/dtk

Berdasarkan respon yang ditunjukkan Gambar 3-2, sistem *yaw damper* yang dirancang dapat meredam *impulse* dengan baik pada kecepatan *trim* 15 m/dtk. Respon yang baik juga ditunjukkan pada kecepatan 20 m/dtk, 25 m/dtk, dan 30 m/dtk. Masing-masing titik *trim* dapat meredam *impulse* dalam waktu sekitar 20 detik.

3.2 Simulasi dan Analisis Roll Attitude Hold

Untuk merancang *roll attitude hold*, dilakukan analisis *root locus* sudut *bank* (ϕ) terhadap *aileron* (δ_a).



Gambar 3-3: Root locus sudut bank (φ) terhadap aileron (δ_a) pada kecepatan 15 m/dtk

Berdasarkan root locus pada Gambar 3-3, gain umpan balik dipilih pada pole spiral yang berada pada sisi kiri sumbu imajiner. Gain yang dipilih untuk roll attitude hold pada setiap titik trim ditampilkan pada Tabel 3-2.

Tabel 3-1: GAIN UMPAN BALIK DAN DAMPING TERPILIH UNTUK PITCH ATTITUDE HOLD

Kecepatan (m/dtk)	Gain	Damping
30	-0,545	1
25	-0,547	1
20	-0,551	1
15	-0,559	1

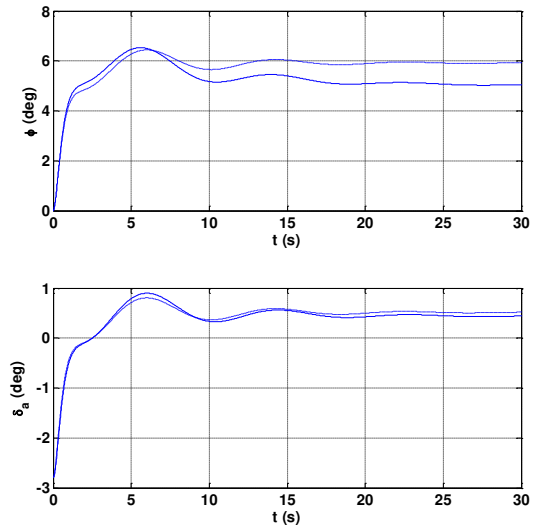
Respon sistem terhadap input step dapat dilihat pada Gambar 3-4.

Gambar 3-4 menunjukkan respon roll attitude hold yang telah dirancang dengan gain kendali proporsional (P) dan gain kendali proporsional integral (PI). Penggunaan gain kendali proporsional pada gambar tersebut (garis putus), masih menghasilkan steady state error hingga 20 %.

Untuk menghilangkan steady state error, maka diperlukan tambahan gain kendali integral (I). Gain integral ditentukan dengan mempersentasikan gain proporsional. Gain integral yang dipilih untuk masing-masing titik trim adalah $K_I = 0,1 \cdot K_P$. Respon dari penambahan gain integral dapat dilihat pada Gambar 3-4 (garis solid). Gain yang dipilih untuk masing-masing titik trim masih

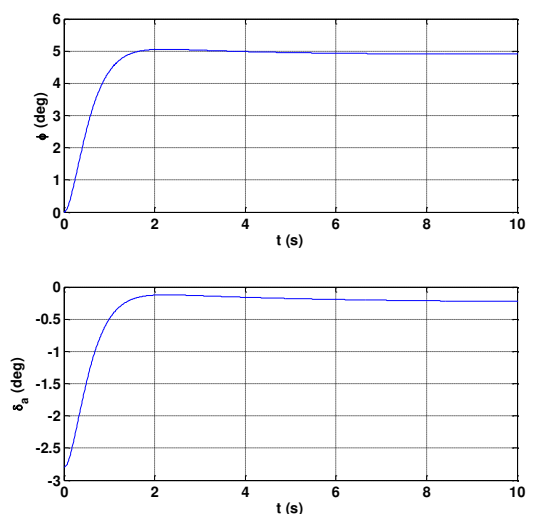
menghasilkan sedikit osilasi dan overshoot yang cukup besar.

Defleksi aileron yang dibutuhkan untuk melakukan bank 5 derajat adalah sekitar -3 derajat. Nilai ini masih berada pada range defleksi aileron pesawat LSU-05.



Gambar 3-4: Respon sistem terhadap input step dengan gain kendali P (garis putus) dan gain kendali PI (garis solid) untuk kecepatan trim 15 m/dtk

Pada bagian sebelumnya telah dirancang yaw damper untuk menambah kestabilan pada pesawat. Sistem ini ditambahkan pada sistem roll attitude hold yang telah dirancang. Berikut adalah hasil simulasi perintah bank 5 derajat dengan tambahan yaw damper.



Gambar 3-5: Respon sistem terhadap input step dengan gain kendali P (garis putus) dan gain kendali PI (garis solid) untuk kecepatan trim 15 m/dtk

Berdasarkan Gambar 3-5, pesawat menunjukkan respon yang baik untuk perintah *bank* 5 derajat. Osilasi dan *overshoot* yang diakibatkan *roll attitude hold* dapat teredam dengan adanya *yaw damper*. Respon *roll attitude hold* pada setiap kecepatan *trim* dapat dilihat pada Tabel 3-2.

Tabel 3-2: RESPON *ROLL ATTITUDE HOLD* PADA SETIAP KECEPATAN *TRIM*

V (m/dtk)	Settling time (detik)	Overshoot (%)
30	0,7814	0,8581
25	0,9237	0,8442
20	1,1274	0,8559
15	1,4306	1,2400

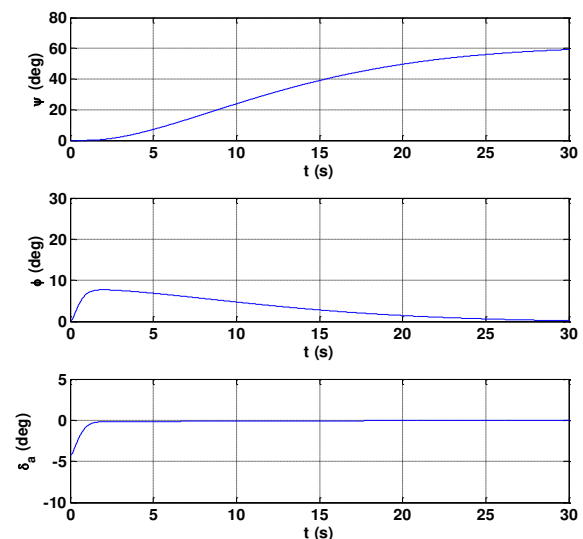
Berdasarkan Tabel 3-2, *settling time* untuk perintah *step* 5 derajat pada setiap kecepatan *trim* kurang dari 1,5 detik dan *overshoot* kurang dari 1,3 %.

3.3 Simulasi dan Analisis Heading Hold

Dari persamaan (2-12), nilai V dan g bernilai konstan, sehingga perlu divariasikan nilai T agar sistem kendali yang dirancang sesuai yang diharapkan. Nilai T yang dipilih untuk kecepatan 30 m/dtk, 25 m/dtk, 20 m/dtk dan 15 m/dtk berturut-turut adalah 7, 8, 9, dan 12. Nilai ini ditentukan berdasarkan perubahan kecepatan. Semakin rendah kecepatan maka semakin lama waktu untuk menuju sudut *heading* tertentu. Hasil simulasi perintah *heading* 60 derajat dapat dilihat pada Gambar 3-6.

Pada Gambar 3-6 dapat dilihat bahwa untuk melakukan *heading* 60 derajat pada kecepatan 15 m/dtk diperlukan sudut *bank* hingga 7,7 derajat.

Defleksi *aileron* yang dibutuhkan sekitar -4 derajat. Pada kecepatan 20 m/dtk, 25 m/dtk, dan 30 m/dtk diperlukan sudut *bank* berturut-turut sebesar 13,6 derajat; 19,2 derajat; dan 26,4 derajat. Semakin tinggi kecepatan semakin besar sudut *bank* yang dibutuhkan. Pada kecepatan 30 m/dtk, dibutuhkan sudut *bank* yang cukup besar. Hal ini dapat menyebabkan pesawat berada pada kondisi *stall*. Manuver *heading* sebaiknya dilakukan pada kecepatan yang tidak terlalu tinggi untuk menghindari terjadinya *stall* yang diakibatkan oleh besarnya sudut *bank* yang dibutuhkan.



Gambar 3-6: Perintah heading 60 derajat pada kecepatan 15 m/dtk

Respon *heading hold* pada setiap kecepatan *trim* dapat dilihat pada Tabel 3-3. Semakin rendah kecepatan pesawat, dibutuhkan *settling time* yang lebih lama dibandingkan dengan kecepatan yang lebih tinggi. *Overshoot* yang dihasilkan untuk setiap kecepatan *trim* kurang dari 1,7 %.

Tabel 3-3: RESPON *HEADING HOLD* PADA SETIAP KECEPATAN *TRIM*

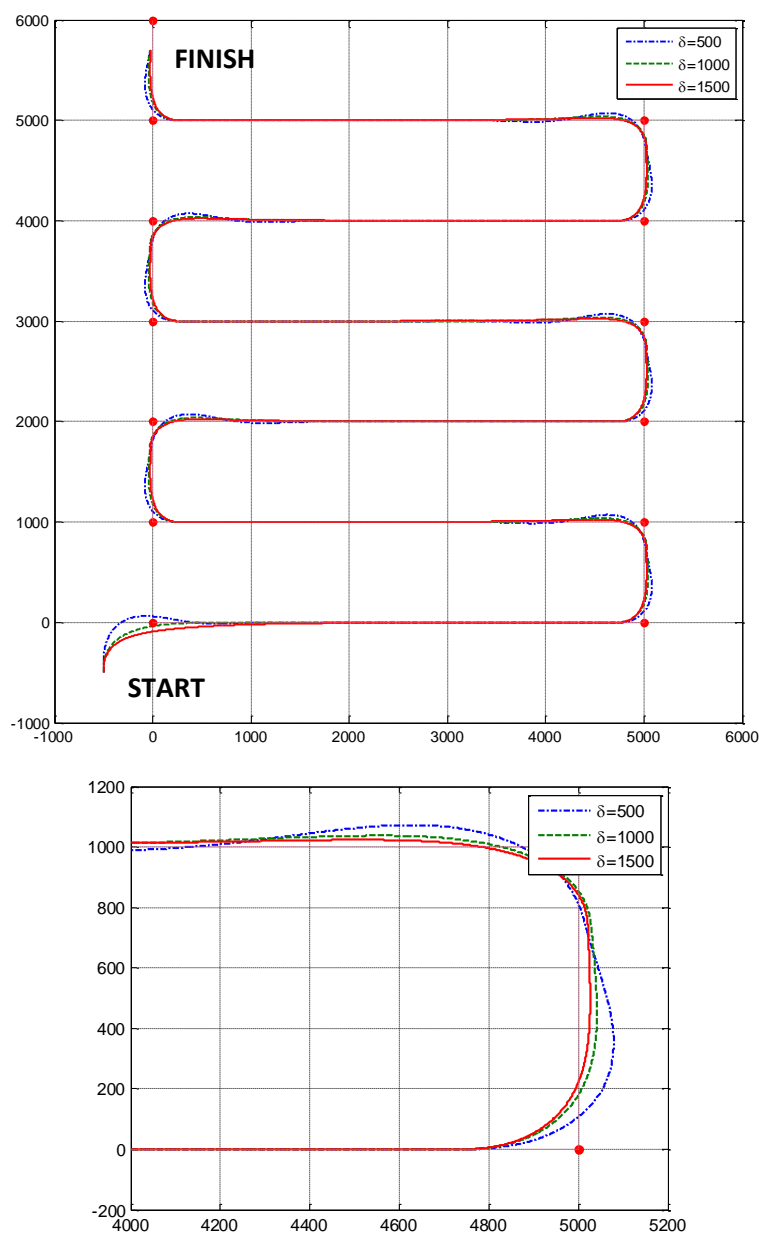
V (m/dtk)	T	Φ_{max} (derajat)	Settling time (detik)	Overshoot (%)
30	7	26,36	16,6833	1,4899
25	8	19,20	19,5292	1,0203
20	9	13,64	21,7066	1,1876
15	12	7,70	29,1002	1,6293

3.4 Simulasi dan Analisis Waypoint Following

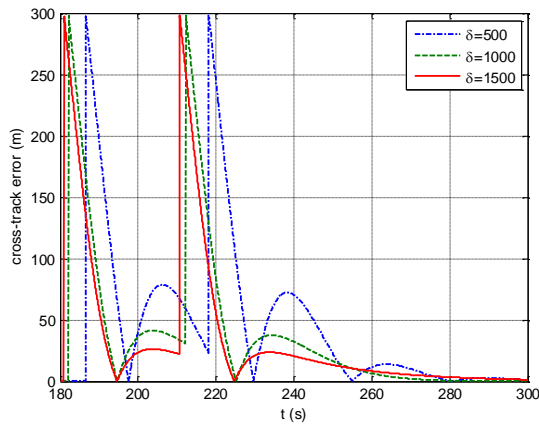
Dilakukan simulasi dengan memvariasikan δ sebesar 500, 1000, dan 1500. Nilai τ ditetapkan sebesar 300. Waypoint ditentukan berjumlah 13 titik dengan lokasi waypoint dan jalur untuk masing-masing variasi δ dapat dilihat pada Gambar 3-7.

Berdasarkan Gambar 3-7, jalur pesawat bergantung kepada nilai δ yang dipilih. Dapat dilihat bahwa pada saat terjadi perpindahan ke waypoint berikutnya, terjadi *error* terhadap lintasan

yang harus dilalui. Setiap nilai δ yang dipilih memiliki *cross-track error* yang berbeda-beda. Nilai *cross-track error* pada saat terjadi perpindahan waypoint untuk masing-masing nilai δ dapat dilihat pada Gambar 3-8. Dapat dilihat bahwa nilai *cross-track error* semakin kecil dengan bertambahnya nilai δ . Nilai $\delta=1500$ memiliki *cross-track error* maksimum paling kecil, yaitu sebesar 27 meter. Untuk nilai $\delta=1000$ dan $\delta=500$, besarnya *cross-track error* berturut-turut 42 meter dan 79 meter.

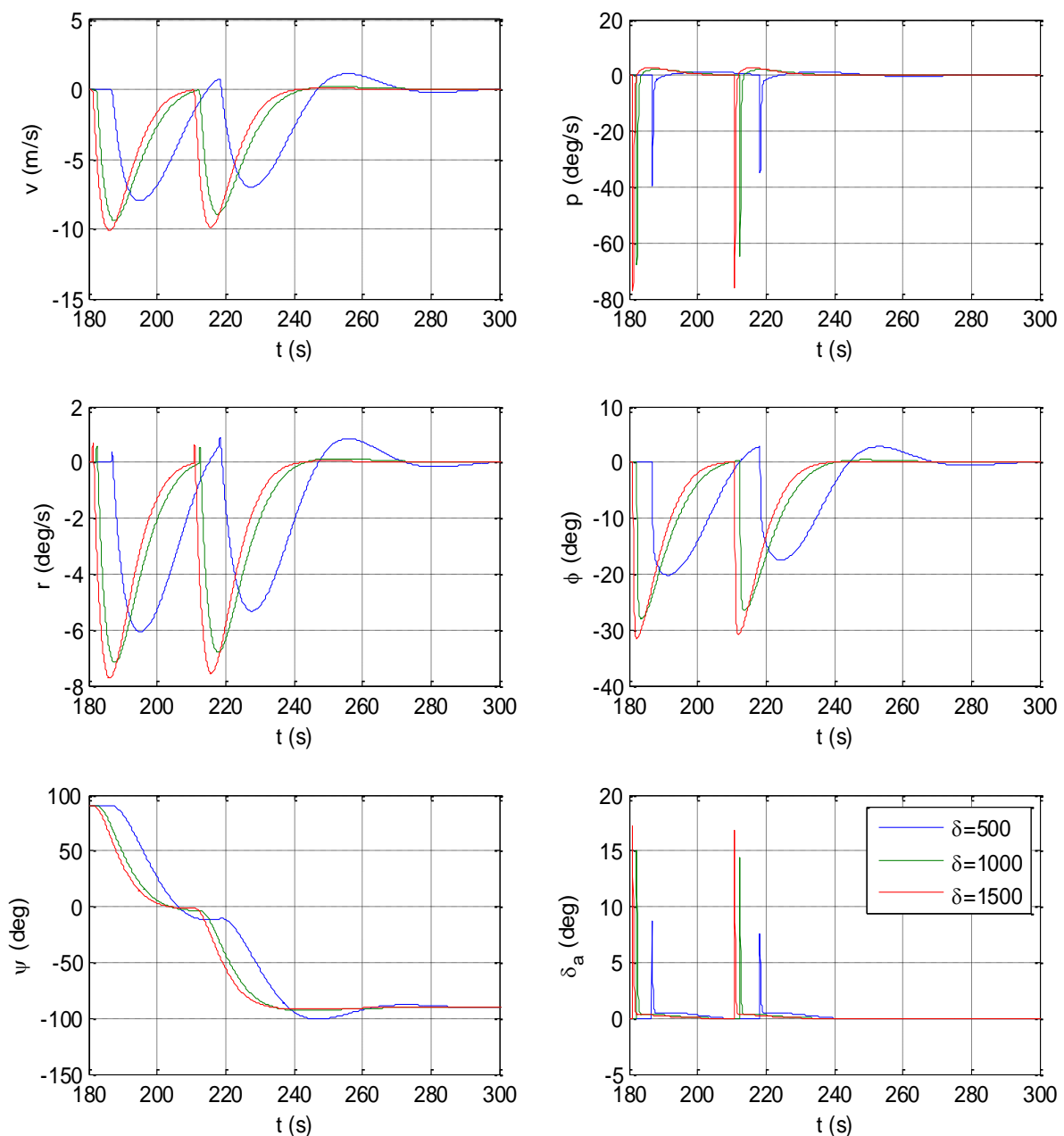


Gambar 3-7: Jalur pesawat untuk δ sebesar 500, 1000, dan 1500, pada seluruh waypoint (atas) dan pada waypoint 2 dan waypoint 3 (bawah)

Gambar 3-8: Cross-track error pada *waypoint* 2 dan *waypoint* 3

Respon pesawat pada saat melakukan *waypoint following* dapat dilihat pada Gambar 3-9.

Besarnya sudut *bank* yang diperlukan oleh pesawat untuk melakukan perintah *heading* mengikuti *waypoint* mencapai -30 derajat untuk nilai $\delta=1500$. Diperlukan verifikasi terhadap *flight envelope* dari pesawat LSU-05. Selain itu, dapat dilihat nilai defleksi *aileron* untuk $\delta=1500$ mencapai 17 derajat, sehingga diperlukan verifikasi terhadap defleksi *aileron* maksimal pada pesawat LSU-05.

Gambar 3-9: Respon pesawat pada saat melakukan manuver di *waypoint* 2 dan *waypoint* 3

4 KESIMPULAN

Sistem *lateral-directional autopilot* untuk pesawat LSU-05 menunjukkan hasil yang baik dengan menggunakan data *preliminary. Autopilot roll attitude hold* menunjukkan hasil yang baik menggunakan pengendali PI. Dengan *settling time* kurang dari 1,5 detik dan *overshoot* kurang dari 1,3 %. *Heading hold* dirancang berdasarkan sudut *bank* yang diperlukan. *Settling time* untuk setiap kecepatan kurang dari 30 detik, dan *overshoot* kurang dari 1,7 %. Pada *waypoint following*, nilai $\delta=1500$ memiliki *cross-track error* maksimum paling kecil, yaitu sebesar 27 meter, sedangkan nilai $\delta=1000$ dan $\delta=500$, besarnya *cross-track error* berturut-turut 42 meter dan 79 meter.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Bapak Gunawan Setyo Prabowo, Bapak Agus Aribowo, Bapak Mujtahid, dan Tim LSU-05 atas bantuan dan bimbingannya dalam penulisan makalah ini.

PERNYATAAN PENULIS

Isi dalam makalah ini sepenuhnya menjadi tanggung jawab penulis.

DAFTAR RUJUKAN

- Allerton, D., 2009. *Principles of Flight Simulation*, John Wiley & Sons Ltd, West Sussex. ISBN: 978-0-470-75436-8.
- Duhri, R. A. dan Sasongko, R. A., 2016. *Development of Generic Flight Dynamic Mathematical Model for Aircraft Flight Simulation and Analysis*. Advance in Aerospace Science and Technology in Indonesia, Vol. I, 144-158.
- Eko Budi Purwanto, dkk, 2013, *Pemodelan dan Simulasi Sistem Kendali Proportional Integral Derivative untuk Kestabilan Dinamika Terbang*, Majalah Sains dan Teknologi Dirgantara Vol. 8 No. 2, 48-59.
- Etkin, B. dan Reid, L. D., 1996. *Dynamics of Flight Stability and Control*, John Wiley & Sons Inc. ISBN: 0-471-03418-5.
- Gouthami, E., dan Rani, M.A., 2016. *Modeling of an Adaptive Controller for an Aircraft Roll Control System using PID, Fuzzy-PID and Genetic Algorithm*. IOSR Journal of Electronics and Communication Engineering (IOSR-JECE) Volume 11, Issue 1, Ver.II, 15-24.
- Kada, B. dan Ghazzawi, Y., 2011. *Robust PID Controller Design for an UAV Flight Control System*, Proceedings of the World Congress on Engineering and Computer Science Vol II, WCECS, October 19-21, San Francisco, USA. ISBN: 978-988-19251-7-6.
- Mark Drela, AVL. URL <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>. Diakses: 14 February 2017.
- Nair, M.P. dan Harikumar, R., 2015. *Longitudinal Dynamics Control of UAV*, International Conference on Control, Communication & Computing India (ICCC), 19-21 November.
- Nelson, R. C., 1998. *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill, New York. ISBN: 0-07-046218-6.
- Ogata, K., 2010. *Modern Control Engineering*, Prentice Hall, New Jersey. ISBN: 0-13-615673-8.
- Pustekbang, LSU-05, LAPAN. URL <http://pustekbang.lapan.go.id>. Diakses: 20 Januari 2017.
- Sufendi, dkk, 2013. *Design and Implementation of Hardware-In-The-Loop-Simulation for UAV Using PID Control Method*, International Conference on Instrumentation, Communications, Information Technology, and Biomedical Engineering (ICICI-BME), November 7-8, Bandung.
- Tim LSU-05, 2014. *Progress Report LAPAN Surveillance UAV (LSU) 05*, Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN, Bogor.

