

# **PERANCANGAN AUTOPILOT LATERAL-DIREKSIONAL PESAWAT NIRAWAK LSU-05**

## **(THE DESIGN OF THE LATERAL-DIRECTIONAL AUTOPILOT FOR THE LSU-05 UNMANNED AERIAL VEHICLE)**

**Muhammad Fajar<sup>1,\*</sup> <sup>\*\*</sup>), Ony Arifianto<sup>\*</sup>)**

**<sup>\*</sup>) Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara**

**Institut Teknologi Bandung**

**Jl. Ganesha No. 10, Bandung 40132 Indonesia**

**<sup>\*\*</sup>) Pusat Teknologi Penerbangan**

**Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional**

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

**<sup>1</sup>e-mail: muhammad.fajar@apan.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*

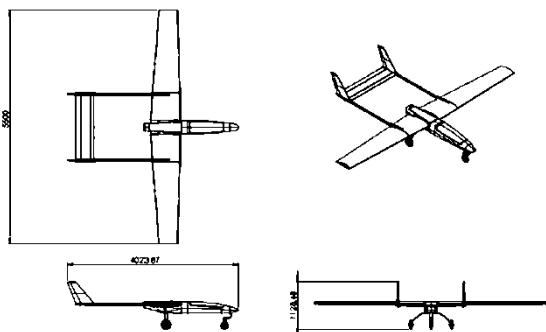
## ABSTRAK

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 m<sup>2</sup> (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

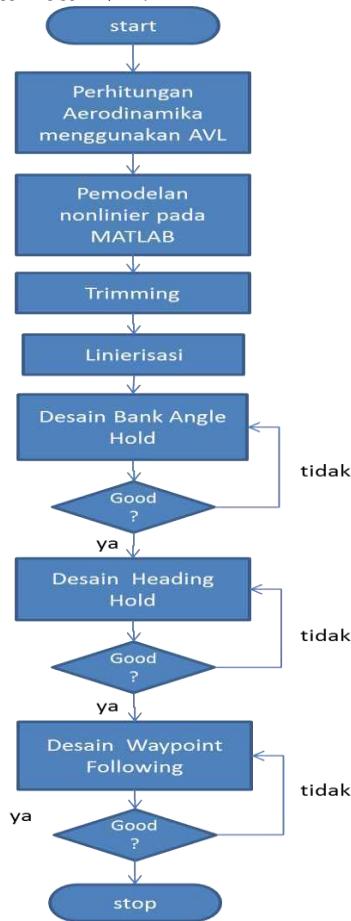
dikendalikan baik secara otomatis maupun manual.

## 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:

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

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

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

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

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

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:

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

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

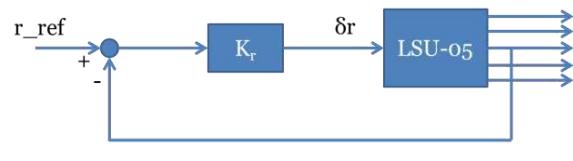
Dimana  $\bar{x}$  adalah vektor state,  $\bar{u}$  adalah vektor kendali, sedangkan A dan B adalah matriks sistem. Matriks A adalah matriks state, sedangkan matriks B adalah matriks kendali. Penurunan persamaan menjadi model *state-space* dapat dilihat pada referensi (Nelson, 1998; Etkin, 1996).

### 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

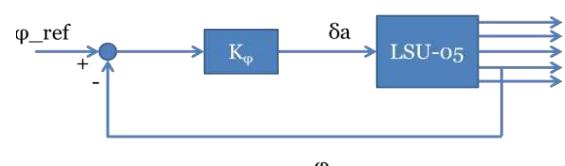
*Yaw damper* merupakan suatu sistem kestabilan buatan untuk mengendalikan *yaw rate* ( $r$ ). Sistem ini digunakan untuk meredam gerakan *dutch roll*. Sistem ini dirancang dengan mengumpulkan *yaw rate* ( $r$ ) dengan bidang kendali *rudder* ( $\delta_r$ ) yang digunakan sebagai input. Desain *yaw damper*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



Gambar 2-2: Rancangan *yaw damper*

#### 2.3.2 Roll attitude hold

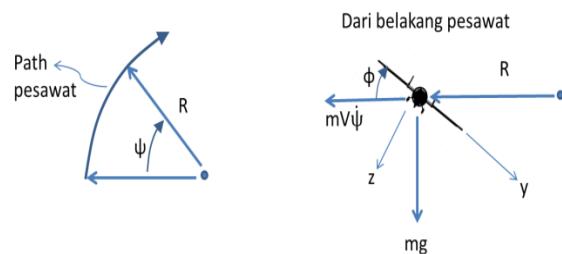
*Roll attitude hold* adalah sistem *autopilot* untuk menjaga pesawat pada sudut *bank* tertentu. Sudut *bank* ( $\phi$ ) diumpulkan untuk kemudian sistem mengendalikan defleksi *aileron* ( $\delta_a$ ) agar sudut *bank* sesuai yang diinginkan. Desain *roll attitude hold* dapat dilihat pada gambar berikut.



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  $\psi_d$  dan *heading* pesawat ( $\psi$ ) harus mengikuti  $\psi_d$  relatif pada waktu tertentu ( $T$ ), maka:

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

sehingga diperoleh:

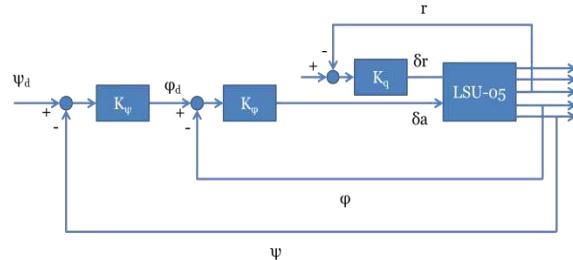
$$\dot{\psi} = \frac{1}{T}(\psi_d - \psi) \quad (2-11)$$

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

memenuhi *heading* pesawat yang diinginkan.

$$\varphi_d = \frac{V}{g} \dot{\psi} = \frac{V}{gT} (\psi_d - \psi) \quad (2-12)$$

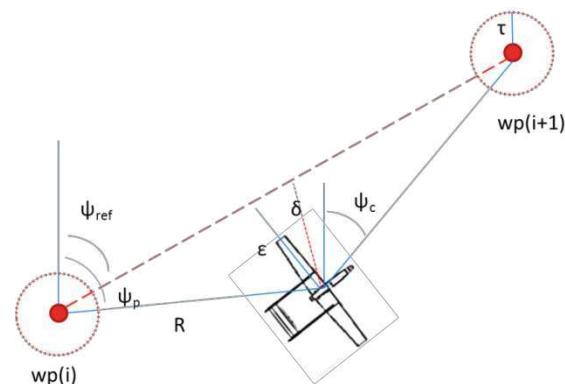
*Heading hold* didesain menggunakan *bank hold* dan *yaw damper*. Desain dari *heading hold* adalah sebagai berikut.



Gambar 2-4: Rancangan *heading hold*

### 2.3.4 Waypoint following

*Waypoint following* merupakan sistem *autopilot* berbasis navigasi untuk mengendalikan pesawat agar mengikuti *waypoint* yang telah ditentukan. Sistem ini memberikan perintah arah *heading* berdasarkan posisi pesawat terhadap *waypoint* yang akan dituju. Ilustrasi pergerakan pesawat dari satu *waypoint* ke *waypoint* yang ditentukan dapat dilihat pada Gambar 2-5.



Gambar 2-5: Ilustrasi gerakan pesawat dari suatu *waypoint* ke *waypoint* lainnya

Dari Gambar 2-5 di atas, dapat diketahui bahwa nilai *cross-track error* ( $\varepsilon$ ) yang merupakan simpangan pesawat terhadap jalur  $wp(i)$  dan  $wp(i+1)$  adalah:

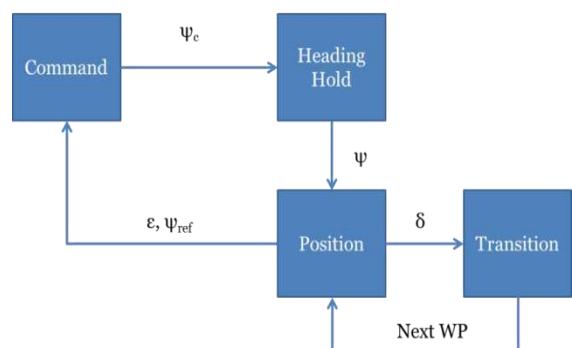
$$\varepsilon = R \sin(\psi_p - \psi_{ref}) \quad (2-13)$$

Nilai  $\delta$  merupakan jarak acuan pesawat untuk berbelok, nilai ini akan divariasikan untuk memperoleh jalur yang diinginkan. Sedangkan  $\tau$  merupakan nilai ambang batas jarak pesawat terhadap *waypoint* yang dituju. Perintah *heading* pesawat  $\psi_c$  ditentukan berdasarkan nilai *cross-track error* ( $\varepsilon$ ) dibandingkan dengan nilai  $\delta$  yang dipilih. Besaran *heading* pesawat  $\psi_c$  ditentukan sebagai berikut:

- Jika  $|\varepsilon| > \delta$  maka  $\psi_c = \psi_{ref} - \text{sign}(\varepsilon) \frac{\pi}{2}$  (2-14)

- Jika  $|\varepsilon| \leq \delta$  maka  $\psi_c = \psi_{ref} - \frac{\varepsilon \pi}{\delta}$  (2-15)

Tanda positif dan negatif ditentukan berdasarkan posisi *cross-track error*. Jika pesawat berada di sebelah kanan jalur terbang maka tandanya adalah negatif, sebaliknya jika pesawat berada di sebelah kiri jalur terbang maka tandanya adalah positif. Desain *Simulink* untuk *waypoint following* dapat dilihat pada Gambar 2-6.



Gambar 2-6: Desain *Simulink* untuk *waypoint following*

Desain *Simulink* untuk *waypoint following* seperti ditunjukkan Gambar 2-6, terdiri dari empat subsistem yaitu *psi\_command*, *position*, *transition\_logic*, dan *heading\_hold*. Subsistem *psi\_command* merupakan subsistem untuk memberikan perintah *heading* pesawat. Perintah *heading* ini sesuai dengan persamaan (2-14) dan persamaan (2-15). Subsistem *position* merupakan subsistem untuk melakukan perhitungan posisi relatif pesawat terhadap *waypoint*. Subsistem

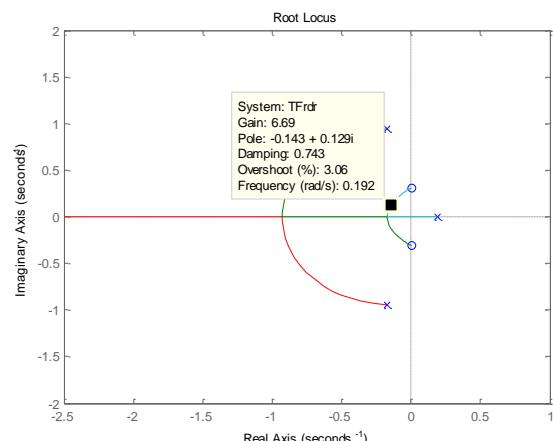
*transition\_logic* merupakan subsistem untuk menentukan perpindahan *waypoint* ke *waypoint* berikutnya. Sedangkan subsistem *heading\_hold* merupakan subsistem *autopilot heading hold*.

### 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 ‘*rlcous*’ 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* ( $\delta_r$ ) 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* ( $\delta_r$ ) pada kecepatan 30 m/dtk

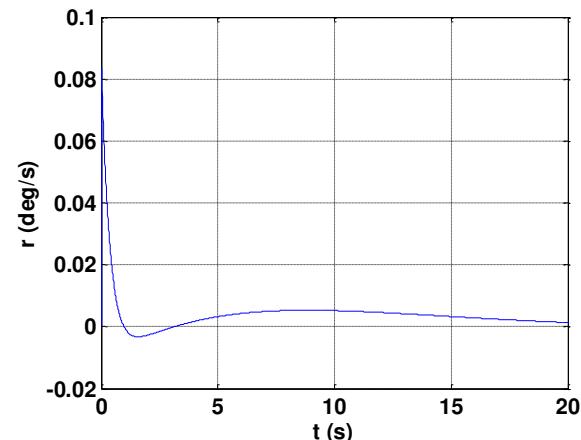
Berdasarkan *root locus* pada Gambar 3-1, *pole* untuk modus gerak spiral sebagian berada di sebelah kanan sumbu imajiner. Pemilihan *gain* dilakukan pada *pole* spiral yang berada pada sisi kiri sumbu imajiner. *Gain* dipilih dengan *damping* berkisar antara 0,7 dan 0,8. *Gain* umpan balik yang dipilih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

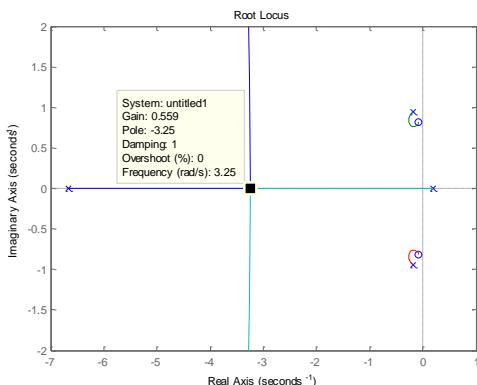


Gambar 3-2: Respon *yaw damper* terhadap *impulse* untuk kecepatan *trim* 15 m/dtk

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* ( $\phi$ ) terhadap *aileron* ( $\delta_a$ ).



Gambar 3-3: Root locus sudut bank ( $\phi$ ) terhadap aileron ( $\delta_a$ ) 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

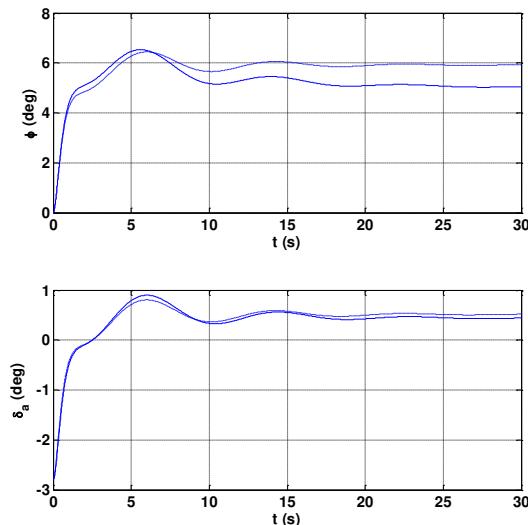
Respon sistem terhadap *input step* dapat dilihat pada Gambar 3-4.

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 mempersentasekan *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

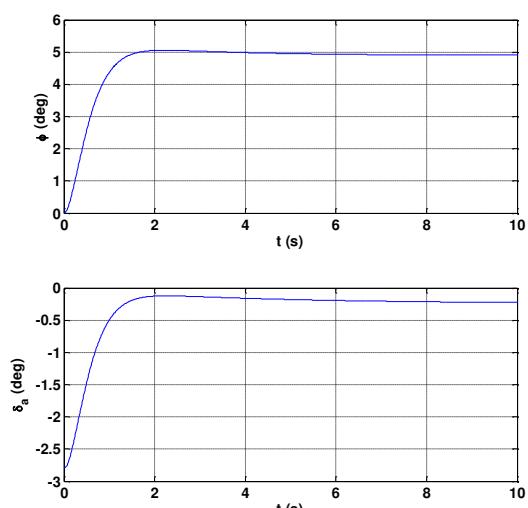
menghasilkan sedikit osilasi dan *overshoot* yang cukup besar.

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*

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

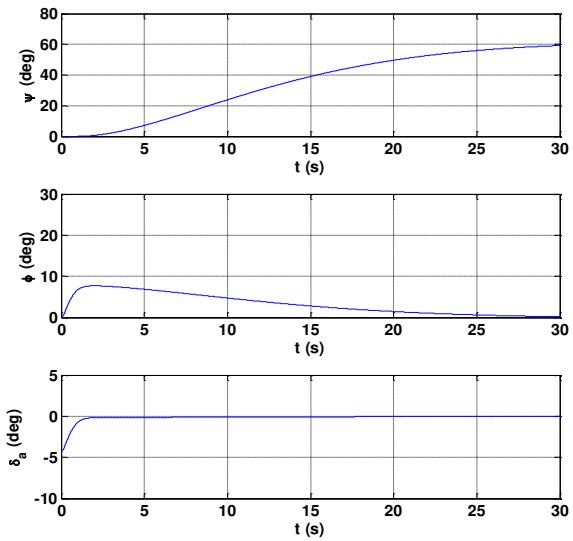
Berdasarkan Tabel 3-2, *settling time* untuk perintah *step* 5 derajat pada setiap kecepatan *trim* kurang dari 1,5 detik dan *overshoot* kurang dari 1,3 %.

### 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 butuhkan. 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*

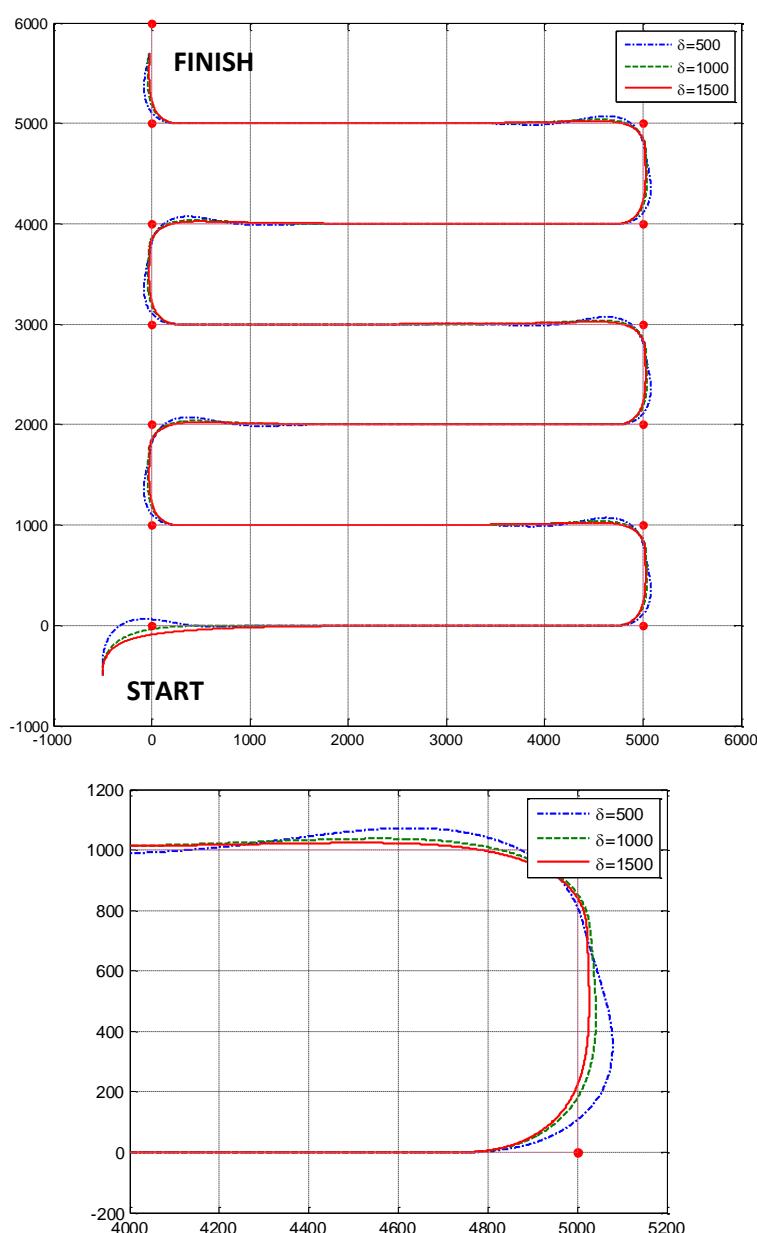
<b>V (m/dtk)</b>	<b>T</b>	<b><math>\Phi_{max}</math> (derajat)</b>	<b>Settling time (detik)</b>	<b>Overshoot (%)</b>
30	7	26,36	16,6833	1,4899
25	8	19,20	19,5292	1,0203
20	9	13,64	21,7066	1,1876
15	12	7,70	29,1002	1,6293

### 3.4 Simulasi dan Analisis Waypoint Following

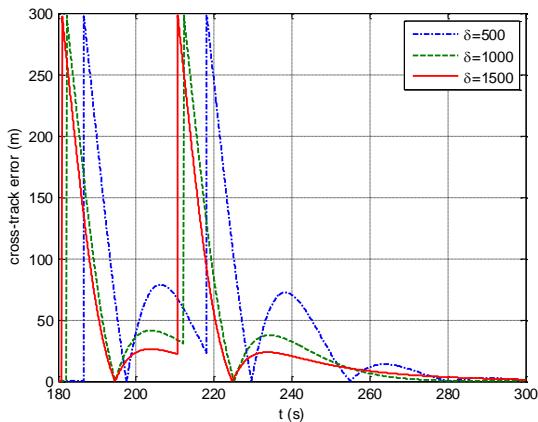
Dilakukan simulasi dengan memvariasikan  $\delta$  sebesar 500, 1000, dan 1500. Nilai  $\tau$  ditetapkan sebesar 300. *Waypoint* ditentukan berjumlah 13 titik dengan lokasi *waypoint* dan jalur untuk masing-masing variasi  $\delta$  dapat dilihat pada Gambar 3-7.

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

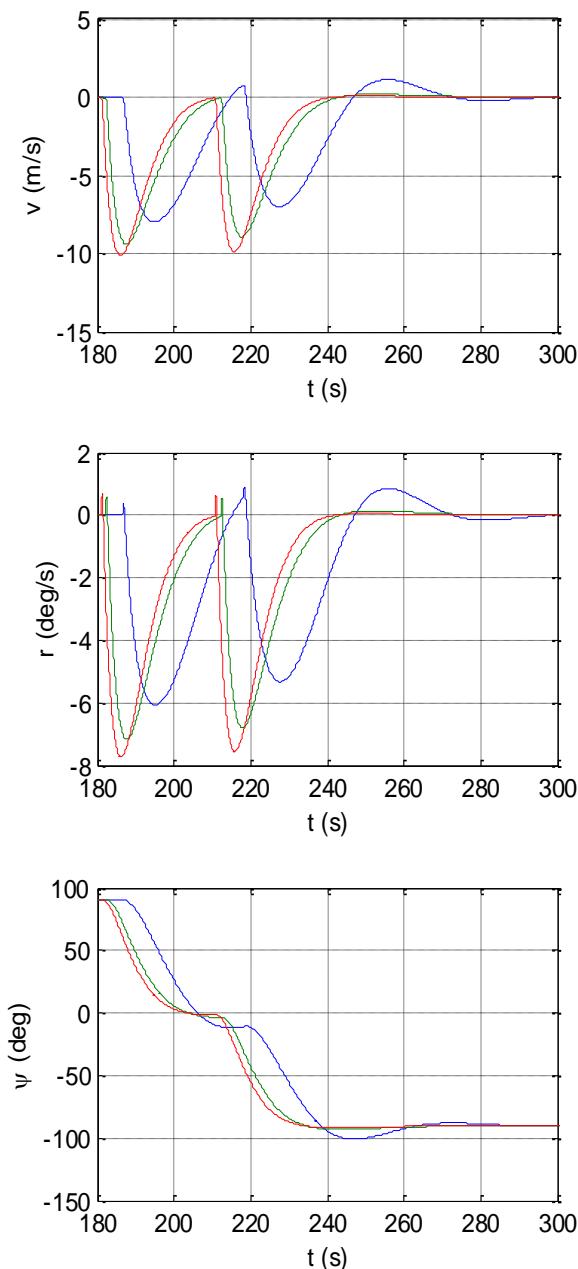
yang harus dilalui. Setiap nilai  $\delta$  yang dipilih memiliki *cross-track error* yang berbeda-beda. Nilai *cross-track error* pada saat terjadi perpindahan *waypoint* untuk masing-masing nilai  $\delta$  dapat dilihat pada Gambar 3-8. Dapat dilihat bahwa nilai *cross-track error* semakin kecil dengan bertambahnya nilai  $\delta$ . 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  $\delta$  sebesar 500, 1000, dan 1500, pada seluruh *waypoint* (atas) dan pada *waypoint* 2 dan *waypoint* 3 (bawah)



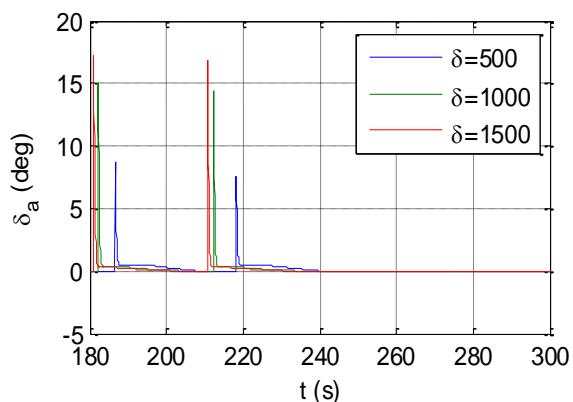
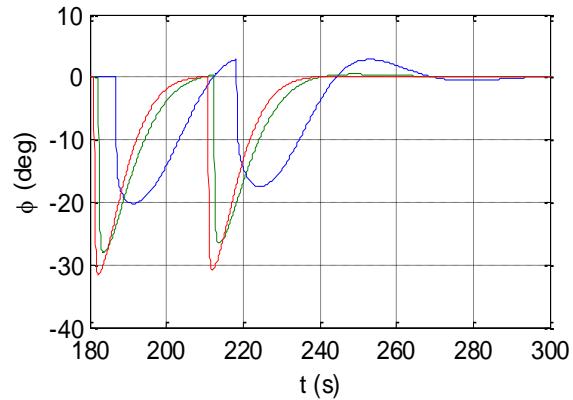
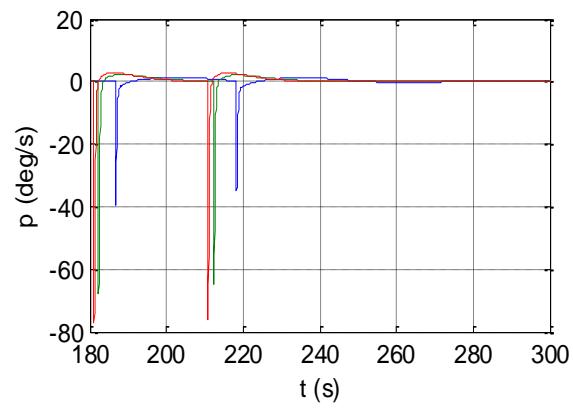
Gambar 3-8: Cross-track error pada waypoint 2 dan waypoint 3



Gambar 3-9: Respon pesawat pada saat melakukan manuver di 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.



#### 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 Pebruary 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>. Diakes: 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.

