

SIMULASI KENDALI SIKAP PESAWAT LSU-02 DENGAN METODE *HARDWARE-IN-THE-LOOP SIMULATION*

ATTITUDE CONTROL SIMULATIONS OF LSU-02 AIRCRAFT WITH HARDWARE-IN-THE-LOOP SIMULATION METHODE

Agus Wiyono¹, M. Idza Rahmana Zulkarnain²

¹Pusat Teknologi Penerbangan-LAPAN

²Politeknik Elektronika Negeri Surabaya

aguswiyono.lpn@gmail.com

Abstrak

Pengembangan sistem kendali sikap LSU-02 telah dilakukan dengan metode *Hardware In-the Loop Simulation (HILS)*. Sistem kendali yang digunakan pada LSU-02 yaitu autopilot Pixhawk yang dapat difungsikan secara HILS. Pada HILS, autopilot Pixhawk mengendalikan sikap LSU-02 dengan menerima data sikap pesawat dari data simulasi X-Plane secara langsung sehingga sensor IMU tidak di pakai. Oleh karena itu dilakukan desain dan simulasi untuk kendali sikap LSU 02 dengan HILS dengan menambahkan gimbal riil. Pengujian dilakukan dengan *tuning* PID untuk gerak *roll* dan *pitch* dan membandingkan respon gerak pesawat LSU-02 dengan metode HILS dengan gimbal dan tanpa gimbal. Hasilnya didapatkan bahwa dengan gimbal riil sensor IMU autopilot Pixhawk berfungsi langsung sebagai umpan balik kendali dan menghasilkan *overshoot* yang lebih besar dari pada tanpa gimbal karena adanya tundaan (*delay*) respon gerak gimbal terhadap gerak di simulasi X-plane. HILS dengan gimbal riil dapat digunakan untuk pengujian sistem kendali sikap autopilot secara langsung sekaligus dengan sensornya.

Kata kunci: LSU-02, HILS, Pixhawk, Gimbal.

Abstract

Development of LSU-02's attitude control system has been done with Hardware In-the Loop Simulation (HILS) method. The LSU-02's control system is the Pixhawk autopilot which has HILS capability. In HILS, Pixhawk autopilot controls the attitude of LSU-02 by receiving aircraft attitude data from X-Plane simulation data directly from simulation so that IMU sensors are not in use. Therefore, then design and simulation is done to control the attitude of LSU 02 with HILS by adding real gimbal. The test was performed by tuning PID for roll and pitch motion and comparing the aircraft motion response of LSU-02 with HILS method with gimbals and without gimbals. The result was obtained that with the real gimbal, the Pixhawk autopilot IMU sensor can function directly as a feedback control. In addition, it generates greater overshoot than without gimbal because of delay of X-plane simulation to gimbal movement response. HILS with real gimbal can be used for testing the autopilot attitude control with real IMU sensors.

Keywords: LSU-02, HILS, Pixhawk, Gimbals.

1. PENDAHULUAN

Pengembangan pesawat tanpa awak LSU telah dilakukan baik dari sisi model pesawat maupun model sistem kontrolnya. Varian LSU yaitu LSU-05 telah dimodelkan sekaligus dikembangkan sistem kendali dengan kendali PID untuk gerak longitudinal[1] dan juga lateral direksional[2]. Kendali PID juga sudah diterapkan pada pesawat LSU 02 dalam metode HILS [3][4]. Pada pengembangan ini sistem kendali dikembangkan dengan Matlab dan juga model gerak pesawatnya. Semua sistem kendali dari LSU masih memanfaatkan kendali PID untuk sistem kendalinya dan dalam ranah pemodelan dan simulasi.

Hardware-In-the-Loop-Simulation (HILS) adalah salah satu metode yang digunakan untuk pengembangan dan pengujian sistem kontrol untuk pengoperasian mesin dan sistem yang kompleks.

HILS merupakan gabungan dari sistem simulasi dengan perangkat keras/*hardware*. Sistem HILS digunakan untuk memfasilitasi pengembangan di berbagai bidang, diantaranya teknik otomotif, aerospace, sistem tenaga, manufaktur dan juga robotik [5]. Pada pengembangan pesawat Platform HILS akan mensimulasi waktu nyata dimana hubungan output dan input sinyal di pesawat terbang disimulasikan sama seperti proses nyata. Selain itu Platform HILS akan memberikan lingkungan yang hampir mendekati lingkungan nyata untuk mensimulasikan misi UAV[6]. Pengembangan lain yaitu untuk pengembangan sistem pada pesawat tanpa awak *fixed wing*. Simulasi *Hardware-in-the-loop* (HIL) merupakan teknik yang efektif untuk pengembangan dan pengujian sistem kontrol dimana beberapa bagian komponen disimulasikan, sedangkan komponen lainnya adalah perangkat keras yang nyata. Hal ini untuk mengurangi waktu dan biaya pengembangan dan pembuatan prototipe[7]. Dalam simulasi HILS dapat dilakukan pengamatan dan mempelajari perilaku sistem jika terjadi kesalahan sistem dan komponen mekanis yang bisa rusak seiring waktu, serta kesalahan sensitivitas sensor[8].

Pada pengembangan LSU 02 saat ini sistem kendali yang digunakan masih memanfaatkan hardware APM atau Pixhawk autopilot. Pixhawk autopilot merupakan sistem autopilot dengan kendali PID dan memiliki kemampuan mengendalikan UAV baik untuk hobi maupun profesional[9] tapi pengujian langsung di lapangan akan beresiko terjadi kerusakan dan susah dilakukan telusur kesalahan. Dengan kemampuan kendali autopilotnya, pixhawk dapat digabungkan dengan sistem kendali *Path-following* dengan Gumstik[10] atau navigasi indoor dengan raspberry Pi[11] yang dalam simulasinya menggunakan model sensor dan belum sensor di dalam pixhawk itu sendiri. Pixhawk juga memiliki kemampuan difungsikan langsung dalam *Hardware in the Loop Simulation* yang terhubung dengan simulator terbang pesawat seperti X-plane[12].

Pada metode HILS, sensor di dalam pixhawk tidak bisa difungsikan secara langsung sehingga sikap terbang pesawat langsung mengambil data dari simulasi sehingga belum merepresentasikan hasil umpan balik dari sensor yang ada di dalam pixhawk. Oleh karena itu pada penelitian ini akan dilakukan simulasi kendali *attitude* pesawat LSU 02 dengan HILS dengan aktuator gerak pesawat menggunakan gimbal riil untuk gerak *pitch* dan *roll*. Hal ini akan meningkatkan pengujian sistem kendali dengan umpan balik sensor IMU yang ada di dalam pixhawk seperti diuji dalam pesawat sebenarnya.

2. METODOLOGI

Pesawat LSU-02 merupakan pesawat tanpa awak yang dikembangkan Pustekbang LAPAN. Pesawat LSU 02 merupakan pesawat jenis *Fixed Wing* dengan pendorong mesin piston yang terpasang propeller. Spesifikasi pesawat LSU 02 ditampilkan pada Tabel 1.

Tabel 1. Spesifikasi LSU-02[4]

Simbol	Nama	Besaran/satuan
M	Total berat pesawat (MTOW)	18 kg
m_1	Berat muatan	3,0 kg
V	Kecepatan terbang	26 m/det
α	Sudut <i>attack</i> /serang	2 derajat
β	Sudut <i>drift</i> /geser	Derajat
	Panjang <i>cord</i> aerodinamik rata-rata	32,5 cm
S	Luas permukaan sayap	7166,25 cm ²
L	<i>Overall lengt</i>	160 cm
b	<i>Wing span</i>	220,5 cm
g	Percepatan gravitasi	9,8 m/det ²
T	<i>Thrust</i> mesin	3,7 HP/8500 rpm
t	<i>Endurance</i>	± 90 menit
i	Diameter propeler	20 cm

Pesawat LSU 02 ini memiliki 6 derajat kebebasan yang terdiri dari 3 buah gerak translasi dan 3 buah gerak rotasi. Spesifikasi ini diterapkan pada model simulasi yang dibangun dengan Xplane Maker sehingga didapatkan model gerak pesawat LSU02 seperti pada Gambar 1.



Gambar 1. Model pesawat LSU-02 pada Xplane

Untuk sistem kendali pesawat LSU 02, digunakan sistem autopilot Pixhawk. Autopilot Pixhawk ditampilkan pada Gambar 2.



Gambar 2. Autopilot Pixhawk[13]

Autopilot pixhawk merupakan sistem kendali dengan *firmware open source* yang di dalamnya menggunakan sistem kendali PID[11]. Ketika diterapkan pada pesawat LSU-02 dilakukan *tuning* parameter kendali PID agar didapatkan respon pesawat yang sesuai dengan target yang diinginkan. Kendali sikap pesawat disimulasikan dengan HILS menggunakan 2 buah metode yaitu simulasi tanpa Gimbal dan dengan gimbal riil. Dengan metode ini akan dianalisa penggunaan *tuning* dengan sensor langsung pada pixhawk dan tanpa sensor langsung. Diagram alir metode simulasi yang dilakukan tanpa gimbal dan tanpa mengaktifkan sensor di pixhawk ditampilkan pada Gambar 3.



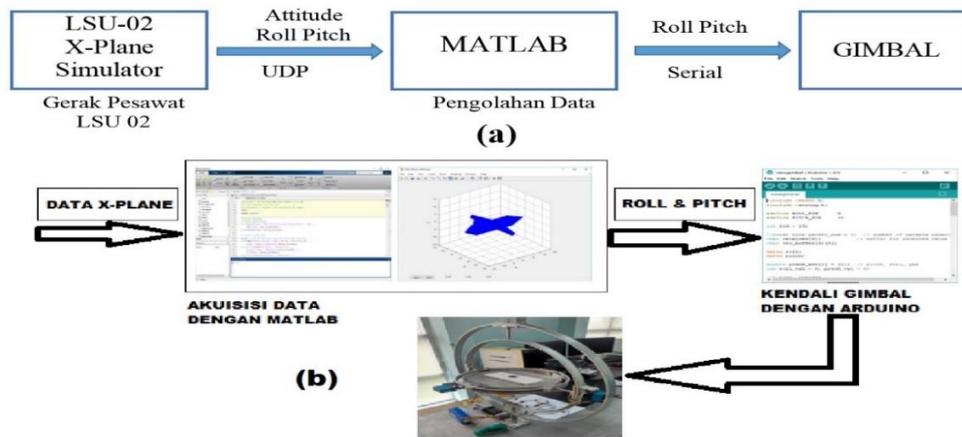
Gambar 3. Diagram alir metode simulasi tanpa gimbal dan tanpa aktif sensor Pixhawk

Untuk pengujian *tuning* parameter tanpa gimbal konfigurasi sistem HILS didesain seperti gambar 4. Pada gambar tersebut hanya menggunakan 2 buah PC yaitu Simulator gerak pesawat dengan X-Plane untuk GCS sistem Autopilot Pixhawk.



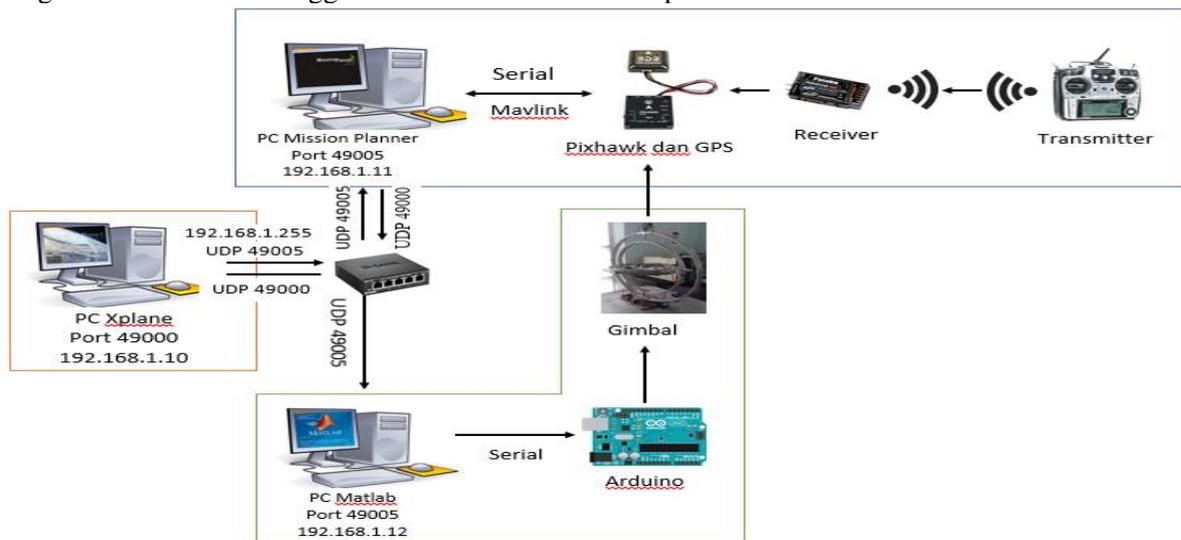
Gambar 4. Desain konfigurasi simulasi sikap kendali LSU -02 dengan HILS tanpa Gimbal.

Untuk mengetahui kendali sikap LSU 02 dengan menggunakan sensor langsung dengan Pixhawk, didesain sistem HILS maka digunakan metode kedua yaitu dengan menambahkan sistem gimbal riil. Sistem gimbal riil didesain dengan menggunakan pengolah data Matlab dan pengendali gerak gimbal dengan arduino. Desain gimbal riil di tampilan pada Gambar 5.



Gambar 5. Desain sistem gimbal riil yang diimplementasikan pada HILS (a) konfigurasi sistem gimbal (b) Implementasi gimbal riil

Dengan adanya penambahan gimbal riil maka konfigurasi sistem simulasi sikap pesawat LSU-02 dengan Metode HILS menggunakan Gimbal di desain seperti Gambar 6.



Gambar 6. Desain konfigurasi sistem kendali sikap pesawat LSU-02 dengan HILS menggunakan Gimbal

Dalam desain sistem tersebut terbagi dalam 3 blok. Blok pertama atau blok yang berwarna biru adalah blok bagian sistem autopilot Pixhawk. Blok kedua atau blok yang berwarna orange merupakan blok simulasi gerak pesawat dengan X-Plane. Dari blok 1 dan blok 2 telah merepresentasikan sistem HILS seperti pada metode tanpa gimbal akan tetapi data *attitude* yang digunakan hanya sebatas dari simulasi bukan dari sensor asli. Sehingga ditambahkan blok ketiga yaitu blok dengan warna hijau yang merupakan blok system kendali gimbal. Dengan metode penggunaan gimbal riil ini sistem autopilot Pixhawk ditumpangkan langsung pada gimbal yang merepresentasikan gerak pesawat sesungguhnya sesuai dengan gerak pesawat di X-Plane dan sistem autopilot Pixhawk menggunakan sensor IMU tertanam / sebenarnya untuk umpan balik sistem kendali sikapnya. Diagram alur simulasi pengendali sikap LSU 02 dalam mode HILS dengan gimbal riil ditampilkan pada Gambar 7.

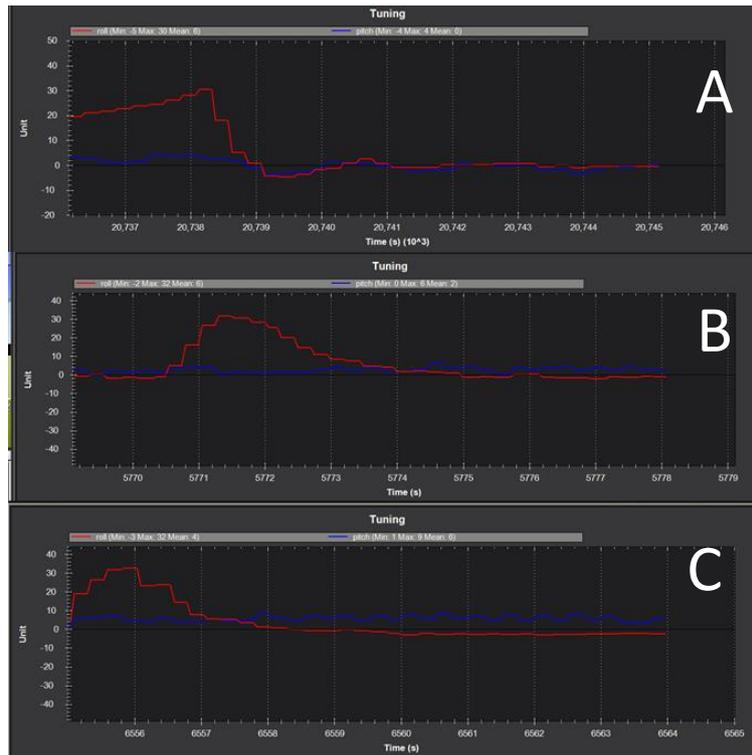


Gambar 7. Diagram alur metode simulasi pengendali sikap LSU 02 pada HILS dengan gimbal riil

Simulasi pengendali sikap LSU-02 ini dilakukan dengan menerapkan *tuning* parameter PID pada autopilot Pixhawk yang sudah dikoneksi pada sistem HILS. *Tuning* Parameter PID dilakukan dengan sistem *trial and error* hingga didapatkan sikap pesawat yang baik dengan batasan yang diberikan yaitu kendali hanya untuk gerak roll dan pitch dengan referensi Roll = 0° dan Pitch = 0°. Nilai batasan *overshoot* untuk gerak Roll di bawah 6 % dan *settling time* di bawah 5 detik. Sedangkan Nilai batasan *overshoot* untuk gerak Pitch di bawah 12 % dan *settling time* di bawah 5 detik. Pengujian dilakukan pada metode tanpa gimbal terlebih dahulu untuk gerak roll dan pitch hingga didapatkan nilai yang sesuai batasan yang diberikan kemudian dilakukan pengujian dengan metode menggunakan gimbal.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Dari hasil pengujian simulasi kendali sikap pesawat LSU 02 pada HILS dengan metode tanpa gimbal didapatkan hasil keluaran sikap pesawat LSU 02 pada kendali gerak Roll seperti Gambar 8.



Gambar 8. Hasil pengujian *tuning* parameter PID pada HILS tanpa Gimbal untuk gerak Roll (garis merah), (A) hasil pengujian ke 1, (B) hasil pengujian ke 2, (C) hasil pengujian ke 3

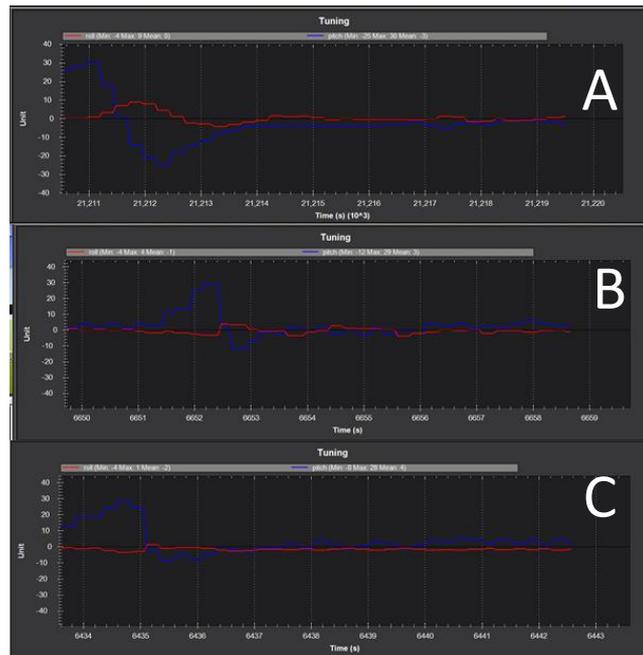
Gambar 8 dihasilkan dari pengaturan nilai parameter kendali PID yang dilakukan *trial and error* dengan kombinasi nilai seperti ditampilkan pada Tabel 2.

Tabel 2. Nilai parameter PID untuk Gerak Roll tanpa gimbal

No	P	I	D	Overshoot	Settling time
1.	1,100	0,100	0,050	8,8%	2,5 detik
2.	1,000	0,010	0,030	4,4%	4,5 detik
3.	1,150	0,050	0,040	6,6%	5 detik

Seperti ditampilkan pada Gambar 8 dan Tabel 2 dapat diketahui hasil pengujian *tuning* parameter PID dengan metode HILS tanpa gimbal didapatkan sistem kendali autopilot Pixhawk mampu mengendalikan pesawat LSU 02 untuk gerak Roll dengan referensi sudut Rool = 0°. Gambar 8(B) memiliki nilai *overshoot* yang paling kecil, hal ini karena sifat dari kendali PID bahwa nilai proporsional akan mempengaruhi nilai *overshoot* juga dengan nilai integral. Sehingga dengan nilai proporsional yang rendah dan juga integral yang rendah memberikan *overshoot* yang rendah yaitu di bawah 5 %. Untuk pengujian pertama seperti ditampilkan Gambar 8(A) dengan nilai proporsional tinggi dan integral yang tinggi maka di dapatkan *overshoot* yang tinggi sampai 8 % dan *settling time* yang cepat yaitu 2,5 detik. Hal ini sesuai dengan sifat kendali PID. Dari ketiga pengujian ini nilai yang optimal yaitu pengujian yang nomor 2 karena masuk pada kriteria batasan yang di berikan.

Untuk hasil pengujian simulasi kendali sikap pesawat LSU 02 pada HILS dengan metode tanpa gimbal didapatkan hasil keluaran sikap pesawat LSU 02 pada kendali gerak Pitch seperti pada gambar 9.



Gambar 9. Hasil pengujian *tuning* parameter PID pada HILS tanpa Gimbal untuk gerak Pitch (garis biru), (A) hasil pengujian ke 1, (B) hasil pengujian ke 2, (C) hasil pengujian ke 3

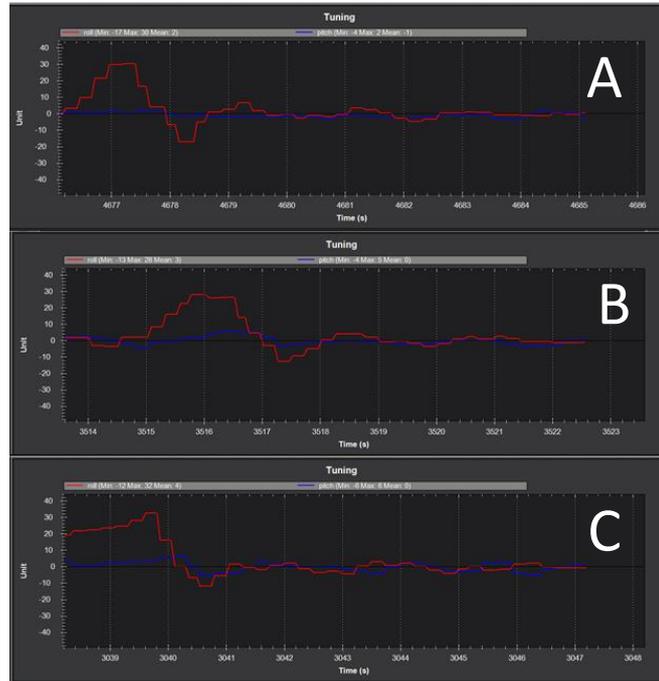
Gambar 9 dihasilkan dari pengaturan nilai parameter kendali PID untuk gerak Pitch yang dilakukan dengan *trial and error* dengan kombinasi nilainya seperti ditampilkan pada Tabel 3.

Tabel 3. Nilai parameter PID untuk Gerak *Pitch* tanpa gimbal

No	P	I	D	<i>Overshoot</i>	<i>Settling time</i>
1.	1,150	0,050	0,010	24,4%	4 detik
2.	1,300	0,030	0,020	15,5%	2 detik
3.	1,100	0,010	0,020	11,1%	2 detik

Dari Gambar 9 dan Tabel 3 dapat diketahui bahwa hasil pengujian kendali sikap dengan *tuning* parameter PID dengan metode HILS tanpa gimbal sistem kendali autopilot Pixhawk mampu mengendalikan pesawat LSU 02 untuk gerak Pitch dengan referensi sudut Pitch = 0°. Gambar 8(C) memiliki nilai *overshoot* yang paling kecil, hal ini karena sifat dari kendali PID bahwa nilai proporsional akan mempengaruhi nilai *overshoot*. Dari ketiga pengujian, pengujian ke tiga (C) memberikan hasil yang terbaik yaitu nilai *overshoot* paling rendah dengan nilai *settling time* yang cepat. Dari ketiga gambar grafik dengan penambahan nilai parameter integral maka respon time dari gerak Pitch kembali ke nilai referensi yaitu 0° dan tidak ada *steady state error*. Untuk pengujian pertama seperti ditampilkan Gambar 9(A) didapatkan *overshoot* yang tinggi sampai 24,4 % dan *settling time* selama 4 detik karena nilai proporsional tinggi yaitu 1,150 dan integral yang tinggi lebih tinggi dari yang lainnya. Juga diberikan nilai derivatif yang rendah yang semakin memperlambat respon sikap kendali untuk menuju *steady-state*. Hal ini sesuai dengan sifat kendali PID. Dari ketiga pengujian ini nilai yang optimal yaitu pengujian yang nomor 3 karena masuk pada kriteria batasan yang diberikan.

Setelah hasil sikap kendali LSU-02 dengan HILS tanpa gimbal dilakukan yang dilanjutkan dengan simulasi sikap kendali LSU-02 dengan HILS dengan gimbal riil. Dengan alur pengujian dilakukan seperti *flowchart* pada Gambar 7 maka didapatkan hasil pengujian simulasi kendali sikap pesawat LSU 02 pada HILS dengan metode gimbal riil dengan keluaran sikap pesawat LSU 02 pada kendali gerak Roll seperti pada Gambar 10.



Gambar 10. Hasil pengujian *tuning* parameter PID pada HILS dengan Gimbal untuk gerak *Roll* (garis merah), (A) hasil pengujian ke 1, (B) hasil pengujian ke 2, (C) hasil pengujian ke 3

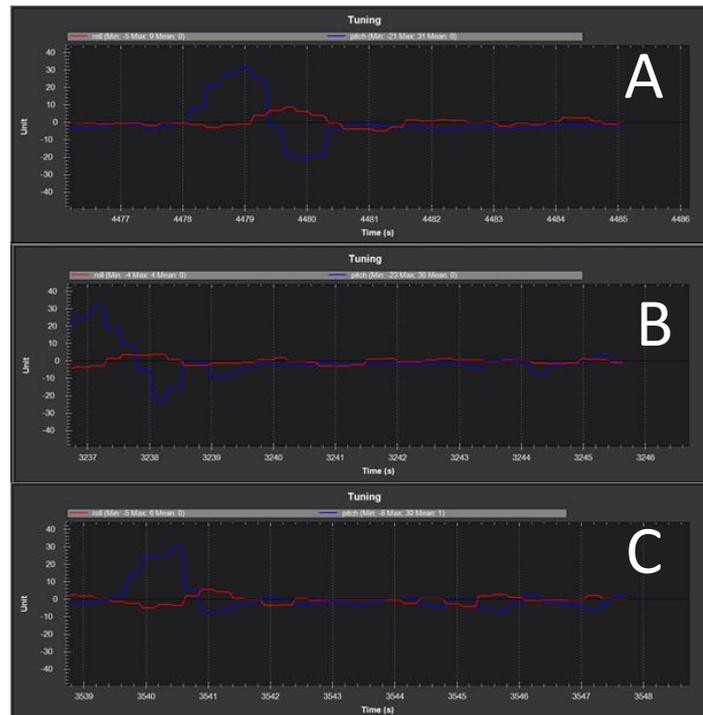
Gambar 10 dihasilkan dari pengaturan nilai parameter kendali PID untuk gerak *Roll* yang dilakukan *trial and error* dengan kombinasi nilai seperti ditampilkan pada Tabel 4.

Tabel 4. Nilai parameter PID untuk Gerak *Roll* dengan gimbal

No	P	I	D	<i>Overshoot</i>	<i>Settling time</i>
1.	1,100	0,100	0,050	16,6%	2,5 detik
2.	1,000	0,010	0,030	11,1%	3 detik
3.	1,150	0,050	0,040	11,1%	2 detik

Dari Gambar 10 dan Tabel 4 dapat diketahui hasil pengujian *tuning* parameter PID dengan metode HILS dengan gimbal didapatkan sistem kendali autopilot Pixhawk mampu mengendalikan pesawat LSU 02 untuk gerak *Roll* dengan referensi sudut $Rool = 0^\circ$. Dari Gambar 10 yang memiliki nilai *overshoot* yang paling kecil yaitu pengujian kedua dan ketiga, akan tetapi pengujian ketiga memiliki waktu *settling time* yang paling cepat. Hal ini karena nilai parameter proporsional yang tinggi dan integral yang tinggi akan mempercepat *settling time*, dengan diimbangi nilai derivative yang tinggi maka *overshoot* akan ditekan dengan *settling time* yang cepat. Nilai parameter integral yang tinggi menyebabkan osilasi dan *overshoot* yang tinggi, hal ini terjadi pada pengujian pertama dan juga menyebabkan *settling time* menjadi lebih lama dari pengujian kedua. Sedangkan parameter proporsional dan integral yang rendah akan menurunkan *overshoot* dengan *settling time* yang lebih lama. Dari ketiga pengujian ini nilai yang optimal yaitu pengujian yang nomor 3 karena memberikan *overshoot* paling rendah dengan *settling time* yang cepat.

Hasil pengujian simulasi kendali sikap pesawat LSU 02 pada HILS dengan metode gimbal riil dengan keluaran sikap pesawat LSU 02 pada kendali gerak *Pitch* seperti pada Gambar 11.



Gambar 11. Hasil pengujian *tuning* parameter PID pada HILS dengan Gimbal untuk gerak *Pitch* (garis merah), (A) hasil pengujian ke 1, (B) hasil pengujian ke 2,(C) hasil pengujian ke 3

Gambar 10 dihasilkan dari pengaturan nilai parameter kendali PID untuk gerak Pitch yang dilakukan *trial and error* dengan kombinasi nilai seperti ditampilkan pada Tabel 4.

Tabel 5. Nilai parameter PID untuk Gerak *Pitch* dengan gimbal

No	P	I	D	<i>Overshoot</i>	<i>Settling time</i>
1.	1,150	0,050	0,010	22,2%	2 detik
2.	1,300	0,030	0,020	22,2%	3 detik
3.	1,100	0,010	0,020	11,1%	2 detik

Dari Gambar 11 dan Tabel 5 dapat diketahui bahwa hasil pengujian kendali sikap dengan *tuning* parameter PID dengan metode HILS dengan gimbal sistem kendali autopilot Pixhawk mampu mengendalikan pesawat LSU 02 untuk gerak Pitch dengan referensi sudut Pitch = 0°. Dari ketiga pengujian diketahui bahwa pengujian ke 3 memiliki hasil yang optimal. Hal ini karena pada pengujian ketiga memberikan nilai *overshoot* yang paling kecil dengan *settling time* yang cepat yaitu 2 detik. Hal ini sesuai dengan sifat kendali PID. Pada pengujian pertama dan kedua memberikan nilai *overshoot* yang sama karena pada pengujian pertama nilai proporsional lebih rendah dari pengujian ke dua tapi dengan nilai integral yang lebih tinggi. Integral yang tinggi pada pengujian ke dua menyebabkan osilasi lebih lama sehingga *settling time* menjadi lebih lama yaitu 3 detik dari pada pengujian ke 2 yaitu 2 detik. Dari pengujian simulasi kendali sikap pesawat LSU 02 dengan metode HILS tanpa gimbal dan menggunakan gimbal riil dapat diketahui bahwa dengan metode HILS tanpa gimbal memberikan rata-rata nilai *overshoot* yang lebih rendah dari pada menggunakan gimbal. Hal ini karena pada metode HILS dengan gimbal masih terdapat delay dari sikap pesawat dari simulasi X-Plane ke gerak gimbal karena adanya pengiriman data dan pengolahan kendali gimbal itu sendiri. Dengan sensor IMU yang ada di Pixhawk, pembacaan nilai sudut roll dan Pitch dengan iterasi cepat, maka sistem kendali akan mengalkulasi waktu *delay* gimbal sebagai total waktu kesalahan yang akan berimbas pada bagian kendali integral dan memberikan respon kendali yang lebih besar sehingga memberikan keluaran *overshoot* yang lebih besar.

4. KESIMPULAN

Telah dilakukan simulasi kendali *attitude* pesawat LSU 02 dengan HILS dengan aktuator gerak pesawat menggunakan gimbal riil untuk gerak *pitch* dan *roll*. Penggunaan gimbal riil memberikan kemampuan pembacaan sensor IMU Autopilot agar dapat digunakan secara langsung sebagai umpan balik kendali sehingga kemampuan sistem kendali bisa dilihat langsung seperti sebenarnya. Gimbal Riil dapat digunakan untuk simulasi kendali sikap LSU 02 dengan metode HILS dengan *overshoot* lebih besar daripada tanpa menggunakan gimbal karena adanya tundaan sikap gimbal terhadap sikap pada simulasi X-Plane.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepala pusat Teknologi Penerbangan Bapak Gunawan S. Prabowo atas fasilitas dan dukungan dalam melakukan kegiatan penelitian ini.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi makalah ini merupakan tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] M. Fajar and O. Arifianto, "The Design of the Longitudinal Autopilot for the LSU-05 Unmanned Aerial Surveillance Vehicle," in *5th International Seminar of Aerospace Science and Technology (ISAST)*, 2018, vol. 1005, pp. 1–13.
- [2] M. Fajar and O. Arifianto, "Perancangan Autopilot Lateral-Direksional Pesawat Nirawak LSU-05 (the Design of the Lateral-Directional Autopilot for the Lsu-05 Unmanned Aerial Vehicle)," *Jurnal Teknologi Dirgantara*, vol. 05, pp. 93–104, 2017.
- [3] Sufendi, B. R. Trilaksono, S. H. Nasution, and E. B. Purwanto, "Design and implementation of hardware-in-the-loop-simulation for uav using pid control method," in *Proc. of 2013 3rd Int. Conf. on Instrumentation, Communications, Information Technol., and Biomedical Engineering: Science and Technol. for Improvement of Health, Safety, and Environ., ICICI-BME 2013*, 2013, pp. 124–130.
- [4] E. B. Purwanto, S. Lie, and S. H. Nasution, "Pemodelan Dan Simulasi Sistem Kendali Proportional Integral Derivative Untuk Kestabilan Dinamika Terbang (Modeling and Simulation of Pid Control for Flight Dynamic Stability of Uav)," *Majalah Sains dan Teknologi Dirgantara*, vol. 8, no. 2, pp. 48–59, 2013.
- [5] N. R. Gans, W. E. Dixon, R. Lind, and A. Kurdila, "A hardware in the loop simulation platform for vision-based control of unmanned air vehicles," *Mechatronics journal*, vol. 19, no. 7, pp. 1043–1056, 2009.
- [6] K. C. Shikha, "Hardware In the Loop Simulation for a Mini UAV Hardware Simulation for Hardware In In the the Loop Loop Simulation for a a Mini," *IFAC (International Federation of Automatic Control)*, vol. 49, no. 1, pp. 700–705, 2016.
- [7] M. A. Dehghani, M. B. Menhaj, and H. Ghaderi, "A hardware in the loop simulation test b e d for vision-based leader-follower formation flight," *Mechatronics journal*, vol. 47, pp. 223–232, 2017.
- [8] G. Bracco, E. Giorcelli, G. Mattiazzo, V. Orlando, and M. Raffero, "Hardware-In-the-Loop test rig for the ISWEC wave energy system," *Mechatronics journal*, vol. 25, pp. 11–17, 2015.
- [9] R. Wandarosanza, B. R. Trilaksono, and E. Hidayat, "Hardware-In-the-Loop Simulation of UAV Hexacopter for Chemical Hazard Monitoring Mission," in *6th International Conference on*

System Engineering and Technology (ICSET), 2016, pp. 189–193.

- [10] D. Muniraj, M. C. Palframan, K. T. Guthrie, and M. Farhood, “Path-following control of small fixed-wing unmanned aircraft systems with H_∞ type performance,” *Control Engineering Practice*, vol. 67, no. July, pp. 76–91, 2017.
- [11] A. Wiyono, *PENJEJAKAN TRAYEKTORI PADA QUADCOPTER DI RUANGAN TERTUTUP*. Jakarta: Fakultas Teknik - Universitas Indoneisa, 2017.
- [12] ArduPilot Dev Team, “X-Plane Hardware in the Loop Simulation,” *jDrones*, 2016. [Online]. Available: <http://ardupilot.org/dev/docs/x-plane-hardware-in-the-loop-simulation.html>.
- [13] P. D. Team, “Pixhawk Mini,” <https://docs.px4.io/>, 2018. [Online]. Available: https://docs.px4.io/en/flight_controller/pixhawk_mini.html.