



polman astra

p-ISSN 2085-8507
e-ISSN 2722-3280

TECHNOLOGIC

VOLUME 11 NOMOR 2 | DESEMBER 2020

POLITEKNIK MANUFAKTUR ASTRA

Jl. Gaya Motor Raya No. 8 Sunter II Jakarta Utara 14330

Telp. 021 651 9555, Fax. 021 651 9821

www.polman.astra.ac.id

Email : editor.technologic@polman.astra.ac.id

DEWAN REDAKSI Technologic

Ketua Editor:

Dr. Setia Abikusna, S.T., M.T.

Dewan Editor:

Lin Prasetyani, S.T., M.T.

Rida Indah Fariani, S.Si., M.T.I

Yohanes Tri Joko Wibowo, S.T., M.T.

Mitra Bestari:

Abdi Suryadinata Telaga, Ph.D. (Politeknik Manufaktur Astra)

Dr. Eng. Agung Premono, S.T., M.T. (Universitas Negeri Jakarta)

Harki Apri Yanto, Ph.D. (Politeknik Manufaktur Astra)

Dr. Ir. Lukas, MAI, CISA, IPM (Universitas Katolik Indonesia Atma Jaya)

Dr. Sirajuddin, S.T., M.T. (Universitas Sultan Ageng Tirtayasa)

Dr. Eng. Syahril Ardi, S.T., M.T. (Politeknik Manufaktur Astra)

Dr. Eng. Tresna Dewi, S.T., M.Eng (Politeknik Negeri Sriwijaya)

Administrasi:

Asri Aisyah, A.md.

Kristina Hutajulu, A.md.

Kantor Editor:

Politeknik Manufaktur Astra

Jl. Gaya Motor Raya No. 8 Sunter II Jakarta Utara 14330

Telp. 021 651 9555, Fax. 021 651 9821

www.polman.astra.ac.id

Email : editor.technologic@polman.astra.ac.id

EDITORIAL

Pembaca yang budiman,

Puji syukur kita dapat berjumpa kembali dengan Technologic Volume 11 No. 2, Edisi Desember 2020.

Pembaca, Jurnal Technologic Edisi Desember 2020 kali ini berisi 12 manuskrip.

Atas nama Redaksi dan Editor, di tengah pandemi covid-19 yang masih belum usai, kami do'akan semoga dalam keadaan sehat selalu, dan kami haturkan terima kasih atas kepercayaan para peneliti dan pembaca, serta selamat menikmati dan mengambil manfaat dari terbitan Jurnal Technologic kali ini.

Selamat membaca!

DAFTAR ISI

ANALISA PENYEBAB TERJADINYA CACAT PECAH PADA <i>PARTINNER TUBE</i> Ø30MM MENGUNAKAN METODE <i>DMAIC</i> DI PT. KAYABA INDONESIA	1
Nursim, Rifqi Arif Andriawan	
MEMPERCEPAT PROSES DAN MENINGKATKAN <i>SAFETY</i> PEMASANGAN RODA DENGAN <i>SST LITTLE HELPER</i> DI BENGKEL AUTO 2000 XXX	8
Setia Abikusna, R. Achmad Haryadi	
MENGURANGI WAKTU Pengerjaan AUTOLUBE PC2000-8 DENGAN <i>GREASE CLOGGING DETECTOR</i> DI PT. UT DAERAH BENGALON-SANGKULIRANG	13
Vuko A.T Manurung, Wenang Trirahardjo, Bulan Ichwan	
MENINGKATKAN <i>ACHIEVEMENT RATE</i> Pencarian <i>PARTBOOK</i> DENGAN METODE <i>8 STEPS</i> DI <i>PART & SERVICE DIVISION</i> PT UNITED TRACTORS PANDU ENGINEERING	19
Nensi Yuselin, Rahmah Putri Widianti	
PERENCANAAN PLTS PADA <i>ROOF TOP</i> GEDUNG FAKULTAS TEKNIK UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH JAKARTA DENGAN MENGGUNAKAN SIMULASI PROGRAM PV*SOL	26
Prian Gagani Chamdareno, Adimas Fajar Priyo Sasongko, Budiyanto	
MENURUNKAN <i>MANUAL TIME</i> PADA <i>MANPOWER 5</i> UNTUK MENURUNKAN <i>CYCLE TIME</i> DI <i>LINE ASDL 08</i> DENGAN CARA MODIFIKASI MESIN <i>INSTALL SCREW HOUSING</i> MANUAL MENJADI SEMI <i>AUTO</i> DI PT AISIN INDONESIA	32
Wahyudi, Muhammad Fariz Naufal	
ANALISIS GAGAL <i>LEAK TEST</i> PADA PRODUK <i>CYLINDER HEAD TYPE-A</i> HASIL PROSES <i>LOW PRESSURE DIE CASTING</i> DENGAN MATERIAL AC4B DI PT. X	39
Wahyudi, Slameto Wiryolukito	
PERANCANGAN HUKUM KENDALI TERBANG LINEAR PESAWAT LSA PADA MATRA LONGITUDINAL	46
Prasetyo Ardi Probo Suseno , Ardian Rizaldi, Try Kusuma Wardana, Novita Atmasari, Yusuf Giri Wijaya, Fuad Surastyo Pranoto	
<i>PROTOTYPE ONLINE MONITORING</i> DAN AKUISISI DATA GARDU UNTUK MENGHILANGKAN PROSES PATROLI GERBANG TOL	51
Eka Samsul Ma'arif, Maulana Firsyah Fatahillah	
PERANCANGAN AWAL <i>FLIGHT TEST INSTRUMENTATION (FTI)</i> UNTUK PESAWAT TERBANG TANPA AWAK DI PUSTEKBANG LAPAN	58
Try K. W., Fuad S. P., dan Gunta A.	



MONITORING KWH BERBASIS SYMPTOM MANAGEMENT DAN IOT UNTUK PENGHEMATAN LISTRIK PABRIK X 64

Yani Koerniawan, Ivan Kharisman, Helena Ledyana Saurma Silalahi

PEMBUATAN APLIKASI PEMBELAJARAN PRAKTIKUM PLC SECARA DARING MENGGUNAKAN PLC OMRON CP1E UNTUK MENGHADAPI PANDEMI COVID-19 71

Surawan Setiyadi

PERANCANGAN HUKUM KENDALI TERBANG LINEAR PESAWAT LSA PADA MATRA LONGITUDINAL

Prasetyo Ardi Probo Suseno¹, Ardian Rizaldi², Try Kusuma Wardana³, Novita Atmasari⁴, Yusuf
Giri Wijaya⁵, Fuad Surastyo Pranoto⁶

Grup Mission System MALE, LAPAN, Jl. Pemuda Persil No.1, Jakarta Timur, 13220, Indonesia

E-mail : prasetyo.ardi@lapan.go.id¹, ardian.rizaldi@lapan.go.id², try.kusuma@lapan.go.id³,

novita.atmasari@lapan.go.id⁴, yusuf.giri@lapan.go.id⁵, fuad.pranoto@lapan.go.id⁶

Abstrak—LAPAN Surveillance Aircraft adalah salah satu elemen dari *Maritime Surveillance System* yang merupakan salah satu dari Program Utama LAPAN sejak tahun 2012 hingga sekarang. Pesawat ini memiliki konfigurasi *high wing* dengan dua tempat duduk, serta berstruktur komposit dan bermesin tunggal yang dipasang di tengah badan pesawat. Awalnya, program ini merupakan program Pustekbang dengan misi untuk menguasai teknologi pesawat terbang bertipe pesawat terbang ringan. Seiring dengan pengembangan program dan kebutuhan nasional akan sistem pemantauan yang efektif dan efisien, maka pengembangannya diarahkan pada perluasan jangkauan operasi. Makalah ini memberikan desain konfigurasi dan arsitektur sistem kendali terbang untuk LSA. Sistem kendali dirancang pada 3 kondisi *trim point* dengan memvariasikan kecepatan pesawat. Frekuensi dan rasio redaman pada tiap *trim point* diset pada angka tertentu untuk menghasilkan gain kendali dengan teknik *pole placement*. Hasil simulasi menunjukkan bahwa sistem kendali yang dirancang memenuhi tujuan dan persyaratan desain serta memiliki kinerja yang cukup baik.

Kata Kunci : Kendali, Longitudinal, Linear, Pole Placement, Root Locus

I. PENDAHULUAN

Pada awalnya, program LAPAN Surveillance Aircraft (LSA) ini merupakan program Pustekbang dengan misi untuk menguasai teknologi pesawat terbang bertipe pesawat terbang ringan atau *utility aircraft*. Seiring dengan pengembangan program dan kebutuhan nasional akan sistem pemantauan serta kebutuhan akan UAV bagi pemantauan yang efektif dan efisien, maka pengembangan LSA diarahkan pada perluasan jangkauan operasi.

Pustekbang menawarkan LSA ini sebagai pesawat pengawas Alur Laut Kepulauan Indonesia (ALKI) untuk menangani isu kedaulatan, isu pengamanan logistik dan isu *illegal fishing*. LSA dipercaya mampu untuk melakukan misi-misi tersebut karena rancang bangun pesawat tersebut memang dikondisikan untuk mendukung pelaksanaan misi-misi pemantauan yang membutuhkan daya tahan yang tinggi.

Makalah ini bertujuan untuk memberikan desain kendali linear pada matra longitudinal untuk pesawat LSA. Sistem kendali yang dimaksud terdiri dari *longitudinal stability augmented system* dan *altitude hold*. Sistem kendali dirancang pada 3 kondisi trim pada penerbangan jelajah di ketinggian 1000 m dengan kecepatan pesawat 130 km/jam, 160 km/jam dan 190 km/jam. Bidang kendali yang digunakan dalam umpan balik adalah throttle. Sebelumnya telah

dirancang sistem kendali Pesawat LSA dengan metode *Eigenvalue assignment* dan *advanced PI* [1][2]. Makalah ini memberikan suatu desain kendali linear alternatif untuk pesawat LSA.

Bokor dkk. [3] menguraikan rekayasa kendali klasik dan modern. Artikel Szabolcsi [4], membahas kinerja dinamis dari gerak longitudinal UAV, dan menetapkan banyak kriteria yang berlaku selama desain *autopilot*. Szabolcsi [5] memberikan skrip MATLAB untuk memecahkan masalah dalam rekayasa kontrol modern, termasuk seleksi *gain* untuk *autopilot* pesawat. Szabolcsi [6], menjelaskan model dinamika gerak spasial UAV yang dipertimbangkan untuk contoh numerik.

II. METODOLOGI PENELITIAN

Pole Placement

Pole placement atau disebut juga *Full state feedback* merupakan metode yang dipakai dalam teori sistem kendali umpan balik untuk meletakkan *poles* (nilai s yang penyebutnya sama dengan nol) lingkaran tertutup dari suatu *plant* dalam suatu lokasi di s -plane yang telah ditentukan sebelumnya [7]. Peletakan *pole* ini sangat diinginkan karena lokasi *pole* berhubungan langsung dengan nilai eigen sistem yang mengontrol karakteristik respons sistem tersebut.

Metode desain *pole placement* diberikan oleh Franklin dkk.[8], Friedland [9], McLean [10], Golten & Verwer [11], Ogata [12], dan Skelton [13].

Apabila suatu sistem dinamik lingkaran tertutup dapat direpresentasikan dengan persamaan *continuous time-invariant state space*:

$$\dot{\bar{x}} = \mathbf{A}\bar{x} + \mathbf{B}\bar{u} \quad (1)$$

dengan persamaan output

$$\bar{y} = \mathbf{C}\bar{x} + \mathbf{D}\bar{u} \quad (2)$$

Maka, *poles* dari fungsi transfer sistem adalah akar-akar dari persamaan karakteristik yang diberikan oleh

$$|s\mathbf{I} - \mathbf{A}| = 0 \quad (3)$$

Jika semua *pole* fungsi transfer memiliki bagian real negatif, maka sistem tersebut stabil.

Pole placement memanfaatkan input vektor \bar{u} untuk meletakkan *poles* sesuai dengan keinginan pengguna. Apabila input proporsional dengan vektor state

$$\bar{u} = -\mathbf{K}\bar{x} \quad (4)$$

Substitusi input ke dalam persamaan state space akan menghasilkan

$$\dot{\bar{x}} = (\mathbf{A} - \mathbf{B}\mathbf{K})\bar{x} \quad (5)$$

$$\bar{y} = (\mathbf{C} - \mathbf{D}\mathbf{K})\bar{x} \quad (6)$$

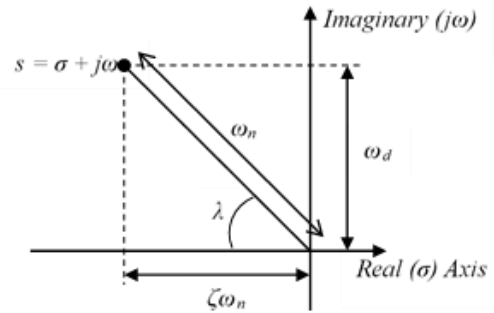
Poles dari metode *pole placement* diberikan oleh persamaan karakteristik dari matriks $\mathbf{A} - \mathbf{B}\mathbf{K}$

$$\det[s\mathbf{I} - (\mathbf{A} - \mathbf{B}\mathbf{K})] = 0 \quad (7)$$

Nilai matrik umpan balik \mathbf{K} dapat ditentukan dengan membandingkan bentuk persamaan diatas(7) dengan persamaan karakteristik(3) yang diinginkan.

Diagram *pole* dan *zero*

Diagram *pole* dan *zero* menunjukkan letak *poles* dan *zeros* suatu sistem dinamik pada bidang kompleks tempat transformasi Laplace digambar (*s-plane*). Diagram ini dapat digunakan untuk mendesain rasio redaman (ζ) dan frekuensi alami (ω_n) pada sistem umpan balik. Garis rasio redaman konstan dapat digambarkan secara radial dari titik nol, sedangkan garis frekuensi alami konstan dapat digambarkan sebagai arccosine yang titik tengahnya berhimpit dengan titik nol.



Gambar 1. Diagram *pole* dan *zero*

Rasio redaman (ζ) dan frekuensi alami (ω_n) dapat dihitung menggunakan rumus berikut

$$\zeta = \cos(\lambda) \quad (8)$$

$$\omega_n = \frac{\omega_d}{\sqrt{1 - \zeta^2}} \quad (9)$$

Pole fungsi transfer lingkaran tertutup dalam bidang kompleks sebagai fungsi parameter gain membentuk kurva yang disebut *root locus*.

III. DESAIN KENDALI LONGITUDINAL

Tujuan dan Persyaratan Desain

Dalam makalah ini, dirancang sistem kendali longitudinal yang terdiri dari *longitudinal stability augmented system* dan *altitude hold*. Parameter/state yang diamati adalah kecepatan (V), sudut serang (α), sudut angguk (θ), dan kecepatan angguk (q). Bidang kendali yang digunakan adalah throttle (η).

$$x(s) = [u(s) \quad \alpha(s) \quad \theta(s) \quad q(s)] \quad (10)$$

Desain kendali yang dirancang harus memenuhi persyaratan yang diberikan dalam tabel 1.

Tabel 1. Tujuan dan persyaratan desain

Parameter	Batasan
Rasio redaman	$0.8 > \zeta > 0.6$
Frekuensi periode pendek	$3 \text{ rad/s} > \omega_{n_{sp}} > 2 \text{ rad/s}$
Frekuensi phugoid	$0.3 \text{ rad/s} > \omega_{n_p} > 0.2 \text{ rad/s}$

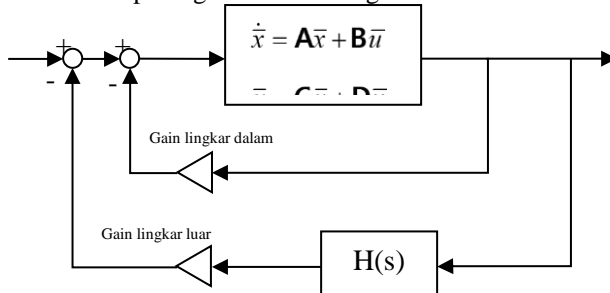
Desain *longitudinal stability augmented system*

Matriks *state space* pesawat LSA pada kondisi terbang jelajah dengan ketinggian 1000 m adalah sebagai berikut

Tabel 2. State space matriks pesawat LSA

V(km/jam)	A	B
130	$\begin{bmatrix} -0.0841 & 6.1618 & -9.8100 & -0.0893 \\ -0.0151 & -1.8591 & 0 & 1.0157 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -0.0009 & -2.0204 & 0 & -2.5069 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0.9330 \\ -0.0328 \\ 0 \\ -6.7635 \end{bmatrix}$
160	$\begin{bmatrix} -0.0467 & 5.5805 & -9.8100 & -0.1119 \\ -0.0100 & -2.5203 & 0 & 1.0154 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -0.0008 & -1.4146 & 0 & -3.0861 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -1.4831 \\ -0.0391 \\ 0 \\ -10.2368 \end{bmatrix}$
190	$\begin{bmatrix} -0.0494 & 4.7977 & -9.8100 & -0.1339 \\ -0.0071 & -3.1386 & 0 & 1.0152 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -0.0009 & -0.7591 & 0 & -3.6651 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -2.1132 \\ -0.0457 \\ 0 \\ -14.4320 \end{bmatrix}$

Bentuk sistem umpan balik pesawat LSA tersebut dapat digambarkan sebagai berikut



Gambar 2. Diagram sistem kendali umpan balik LSA

Pada gambar di atas, gain lingkaran dalam merupakan gain kendali untuk *longitudinal stability augmented system* dan gain lingkaran luar adalah gain kendali untuk *Altitude hold*. $H(s)$ adalah fungsi transfer yang menghasilkan ketinggian terbang dari sudut serang dan sudut anguk.

$$H(s) = \frac{h(s)}{x(s)} \quad (11)$$

Poles dari sistem terbuka lingkaran dalam dapat dihitung dengan persamaan (3) dan hasilnya adalah sebagai berikut.

Tabel 3. *Poles* lingkaran dalam

V(km/jam)	Poles	Rasio redaman
130	-2.1794 + 1.4081i	0.2050
	-2.1794 - 1.4081i	0.2050
	-0.0276 + 0.2031i	2.5948
	-0.0276 - 0.2031i	2.5948
160	-2.7978 + 1.1703i	0.1132
	-2.7978 - 1.1703i	0.1132
	-0.0287 + 0.1095i	3.0327
	-0.0287 - 0.1095i	3.0327
190	-3.3974 + 0.8388i	0.0456

-3.3974 - 0.8388i	0.0456
-0.0291 + 0.0351i	3.4994
-0.0291 - 0.0351i	3.4994

Agar sistem kendali dapat memenuhi tujuan dan persyaratan desain pada tabel 1. Pada makalah ini, untuk setiap *trim point* dipilih *poles* yang diinginkan sebagai berikut

$$Des_Poles = [-2 + 2i \ -2 - 2i \ -0.2 + 0.2i \ -0.2 - 0.2i] \quad (12)$$

Didapatkan Gain umpan balik dengan metode *pole placement* untuk ketiga kondisi trim sebagai berikut

Tabel 4. Inner loop gain dan rasio redaman

V(km/jam)	Inner Loop Gain	Rasio redaman	Frekuensi alami (rad/s)
130	-0.0008	0.707	0.283
	-0.1664	0.707	0.283
	-0.2285	0.707	2.83
	0.0030	0.707	2.83
160	0.0004	0.707	0.283
	-0.2092	0.707	0.283
	-0.1156	0.707	2.83
	0.1231	0.707	2.83
190	0.0004	0.707	0.283
	-0.2655	0.707	0.283
	-0.0665	0.707	2.83
	0.1708	0.707	2.83

Dua frekuensi dengan periode pendek merupakan frekuensi untuk modus periode pendek sedangkan dua frekuensi lainnya merupakan frekuensi untuk modus phugoid.

Desain *altitude hold*

Sistem *altitude hold* memerlukan umpan balik *altitude (h)* yang diperoleh dari sudut *pitch (θ)* dan sudut serang (α) dengan formula berikut

$$h(s) = \frac{V}{s} \{ \theta(s) - \alpha(s) \} \quad (13)$$

Dengan memasukkan ketinggian (h) ke dalam parameter *state*,

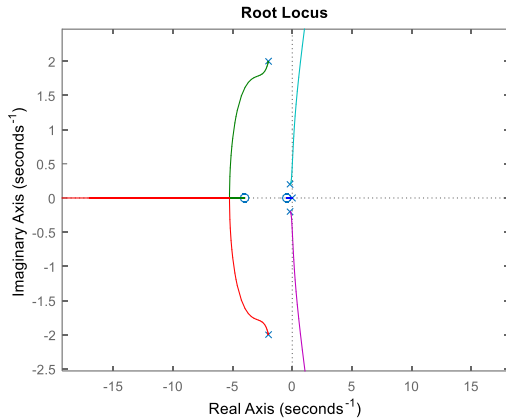
$$x_{AH}(s) = [u(s) \ \alpha(s) \ \theta(s) \ q(s) \ h(s)] \quad (14)$$

matrik *state* untuk system *altitude hold*, A_{AH} dan B_{AH} dapat dimodifikasi menjadi.

$$A_{AH} = \begin{bmatrix} A_{[4 \times 4]} & 0 \\ [0 \ -1 \ 1 \ 0] & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$B_{AH} = \begin{bmatrix} B_{[4 \times 1]} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

Sistem *altitude hold* dapat dirancang dengan mengumpan balikkan *state* ketinggian (h) seperti yang ditunjukkan pada gambar 2. Gain *altitude hold* diperoleh dari grafik *root locus* keseluruhan sistem.



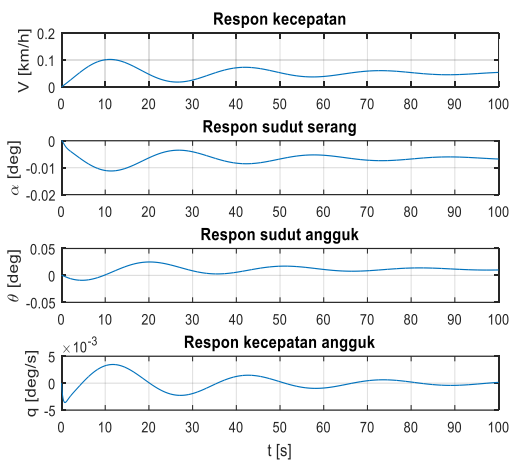
Gambar 3. Diagram *root locus* sistem *altitude hold*

Agar sistem *altitude hold* stabil, harus dipilih gain yang menyebabkan semua akar real *poles* bernilai negatif. Pada makalah ini dipilih gain *altitude hold*, $K_{AH} = 0.5$.

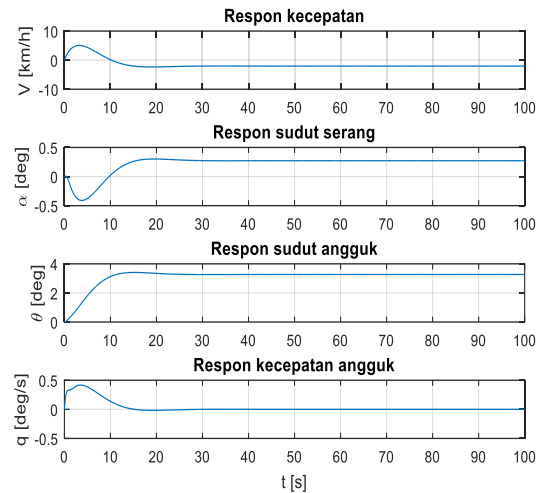
IV. SIMULASI DAN ANALISIS

Untuk melihat respon sistem dilakukan simulasi numerik menggunakan MATLAB/Simulink. Pada makalah ini ditunjukkan beberapa hasil simulasi numerik yang telah dilakukan. Pada gambar 4 ditunjukkan respon step alami pesawat terhadap input throttle sebesar 1% untuk kondisi trim $V = 130$ km/jam, sedangkan pada gambar 5 ditunjukkan respon pesawat dengan *longitudinal stability augmented system* dengan parameter yang sama.

Pada gambar 4, dapat kita lihat bahwa secara alami pesawat sudah stabil dalam matra longitudinal, namun redaman alami pesawat masih cukup rendah. Dengan menambahkan *longitudinal stability augmented system*, kestabilan pesawat meningkat seperti yang ditunjukkan pada gambar 5.

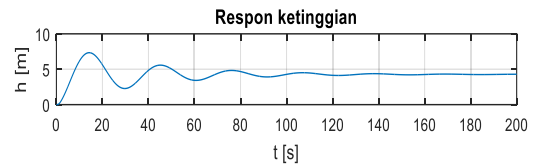


Gambar 4. Respon alami terhadap input throttle sebesar 1% pada $V = 130$ km/jam

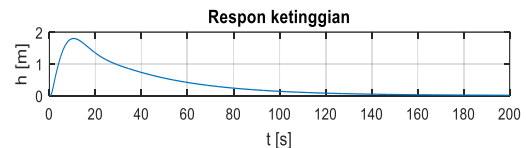


Gambar 5. Respon pesawat dengan *longitudinal stability augmented system*

Selanjutnya, dilakukan simulasi untuk menguji sistem *altitude hold* dengan melakukan eksitasi impuls throttle 1% pada 1 detik pertama pada kondisi trim $V = 130$ km/jam.



Gambar 6. Respon alami ketinggian pesawat terhadap input throttle sebesar 1% pada $V = 130$ km/jam



Gambar 7. Respon pesawat dengan sistem *altitude hold*

Dapat kita lihat pada gambar 6 dan 7 bahwa sistem *altitude hold* mampu mengurangi osilasi akibat gangguan throttle dan mempertahankan ketinggian dengan performa yang lebih baik dari respon alami pesawat.

V. VERIFIKASI TERHADAP TUJUAN DAN PERSYARATAN DESAIN

Sistem kendali longitudinal yang telah dirancang diverifikasi terhadap tujuan dan perancangan desain pada tabel 1. Hasil verifikasi ditunjukkan pada tabel 5 sampai dengan tabel 7.

Tabel 5. Verifikasi rasio redaman

Kondisi trim	Batasan	Nilai
1	$0.8 > \zeta > 0.6$	$\zeta = 0.707$
2	$0.8 > \zeta > 0.6$	$\zeta = 0.707$
3	$0.8 > \zeta > 0.6$	$\zeta = 0.707$

Tabel 6. Verifikasi frekuensi periode pendek

Kondisi trim	Batasan	Nilai
1	$3 \text{ rad/s} > \omega_{n_{sp}} > 2 \text{ rad/s}$	$\omega_{n_{sp}} = 2.83 \text{ rad/s}$
2	$3 \text{ rad/s} > \omega_{n_{sp}} > 2 \text{ rad/s}$	$\omega_{n_{sp}} = 2.83 \text{ rad/s}$
3	$3 \text{ rad/s} > \omega_{n_{sp}} > 2 \text{ rad/s}$	$\omega_{n_{sp}} = 2.83 \text{ rad/s}$

Tabel 7. Verifikasi frekuensi phugoid

Kondisi trim	Batasan	Nilai
1	$0.3 \text{ rad/s} > \omega_{n_p} > 0.2 \text{ rad/s}$	$\omega_{n_p} = 0.283 \text{ rad/s}$
2	$0.3 \text{ rad/s} > \omega_{n_p} > 0.2 \text{ rad/s}$	$\omega_{n_p} = 0.283 \text{ rad/s}$
3	$0.3 \text{ rad/s} > \omega_{n_p} > 0.2 \text{ rad/s}$	$\omega_{n_p} = 0.283 \text{ rad/s}$

Dapat dilihat dari tabel 5 sampai tabel 7 bahwa semua tujuan dan persyaratan desain telah terpenuhi.

VI. KESIMPULAN

Pada makalah ini telah dirancang desain kendali linear pada matra longitudinal untuk pesawat LSA. Sistem kendali tersebut terdiri dari *longitudinal stability augmented system* dan *altitude hold*. Sistem kendali dirancang pada 3 kondisi trim pada penerbangan jelajah di ketinggian 1000 m dengan kecepatan pesawat 130 km/jam, 160 km/jam dan 190 km/jam. Sistem kendali yang dirancang menggunakan umpan balik throttle.

Sistem kendali yang dirancang menghasilkan rasio redaman 0.707 dengan frekuensi alami gerak periode pendek $\omega_{n_{sp}} = 2.83 \text{ rad/s}$ dan frekuensi alami

gerak phugoid $\omega_{n_p} = 0.283 \text{ rad/s}$. Nilai tersebut telah sesuai dengan tujuan dan persyaratan desain.

Sistem kendali matra longitudinal yang dirancang stabil dinamik.

VII. DAFTAR PUSTAKA

- [1] S. Bahri. (2018) "Longitudinal flight control laws for high aspect ratio light utility aircraft," J. Phys. Conf. Ser., vol. 1130, no. 1, doi: 10.1088/1742-6596/1130/1/012026.
- [2] P. A. P. Suseno and S. Bahri. (2020) "Experimental flight control function for electronic flight control system of high aspect ratio light utility aircraft," Proc. 3RD Int. Semin. Metall. Mater. Explor. New Innov. Metall. Mater., vol. 2232, no. April, p. 020012, doi: 10.1063/5.0002315.
- [3] Z. Bokor, J., Gaspar, P., & Szabo. (2014) "Modern Control Engineering." Budapest University of Technology and Economics, Budapest..
- [4] R. Szabolcsi. (2014) "Longitudinal Motion Flying Qualities Applied in Airworthiness Certification Procedure." Land Forces Academy Review.
- [5] R. Szabolcsi. (2011) "Computer Aided Design of Modern Control Systems." Budapest: Miklos Zrinyi National Defense University, Budapest.
- [6] R. Szabolcsi. (2016) "Automatic Flight Control of the UAV." Budapest: Obuda University, Budapest.
- [7] E. D. Sontag. (2015) Mathematical Control Theory: Deterministic Finite-Dimensional Systems, no. January.
- [8] A. Franklin, G.F. Powell, J.D., & Emami-Naeini. (1994) "Feedback Control of Dynamic Systems," Reading: Addison-Wesley Publishing Company.
- [9] B. Friedland, (1986) Control System Design. New York: London: McGraw-Hill.
- [10] D. McLean. (1990) Automatic Flight Control Systems. Singapore-Hall International Ltd.
- [11] A. Golten, J., & Verwer. (1991) Control System Design and Simulation. New York: McGraw-Hill Book Company.
- [12] K. Ogata. (1999) Modern Control Engineering. New York: London: Prentice-Hall.
- [13] R. E. Skelton. (1988) Dynamic Systems Control. New York: John Wiley & Sons.