

Pengendalian Sikap Lateral Pesawat *Flying Wing* Menggunakan Metode LQR

Try Susanto

Program Studi Informatika
Fakultas Teknik & Ilmu Komputer
Lampung Indonesia
try_susanto@teknokrat.ac.id

Syaiful Ahdan

Program Studi Teknologi Informasi
Fakultas Teknik & Ilmu Komputer
Lampung, Indonesia
syaifulahdan@teknokrat.ac.id

Abstract—**Unnamed Aerial Vehicle (UAV) technology of drone is widely used to carry out various mission such as photography, disaster monitoring, and area mapping. However, crash can be caused by environmental disturbances that hinders the completion of the mission. Moreover, an automatic control system is needed to handle this. In this study, the LQR control method is used to control the roll and pitch angle so that the drone is able to maintain a stable lateral attitude. This control method has a fast and strong response in reaching a point of balance. Based on the test results, it show that the LQR control method applied is able to control the pitch angle and is able to make the drone maintain a lateral attitude, as evidenced by the disturbance at a pitch 20° the drone is able to maintain a lateral attitude with overshoot of 4.23%, risetime of 0,7 second, settling time of 1,2 second with a steady state error trend of 0,78°**

Keywords—**LQR Control, Lateral Attitude, Steady State Error**

I. PENDAHULUAN

Teknologi *Unnamed Aerial Vehicle* (UAV) atau pesawat tanpa awak semakin berkembang dengan sering meningkatnya penggunaan diberbagai bidang. Pesawat tanpa awak dapat digunakan untuk melakukan misi fotografi, pemantauan bencana, dan pemetaan wilayah. Dalam menjalankan misinya, pesawat tanpa awak dapat dikendalikan secara manual maupun secara mandiri dengan mode autopilot. Pengendalian secara manual dilakukan oleh operator dengan menggunakan remote control, sedangkan pengendalian secara autopilot dengan memanfaatkan sensor yang terpasang pada sistem pesawat [1][2].

Salah satu tipe pesawat tanpa awak yang banyak digunakan adalah jenis pesawat *flying wing*. Jenis pesawat ini memiliki sayap tetap berbentuk segitiga yang dilengkapi dua buah servo dan tidak memiliki ekor (*tailless*) sehingga konfigurasinya sangat sederhana. Kontrol *surface* dari pesawat jenis ini terdiri dari elevon (*elevator aileron*). Pesawat jenis ini mampu terbang secara efektif dengan kemampuannya gliding di udara, selain itu pesawat ini mampu menjelajah jauh sekaligus membawa muatan didalamnya [3][4].

Beberapa kondisi yang dihindari oleh pesawat ketika terbang menjalankan misinya agar tidak terjadi *crash*, salah satunya adalah *stall*. *Stall* adalah kondisi sudut serang (*angle of attack*) pesawat meningkat melebihi titik tertentu yang menyebabkan gaya angkat menjadi berkurang [5]. Sudut kritis yang dapat menyebabkan *stall* pada pesawat adalah 25 derajat. Kondisi ini menyebabkan pesawat mengalami *spinning* (berputar) terhadap sumbu *lateral* dan sumbu *longitudinal*. Ketika kondisi ini terjadi, perlu waktu yang lama untuk pesawat memulihkan kondisi ini [6].

Proses pengendalian pesawat tidak menjadi masalah ketika terbang secara manual oleh pilot, namun ketika terbang secara *autopilot* pesawat dituntut untuk mampu menjaga kestabilansikap sehingga mampu terbang menjalankan misinya dengan baik [5]. Salah satu faktor penting dalam mengendalikan kestabilan terbang adalah pengendalian sikap *lateral*. Sikap *lateral* pesawat terletak pada sumbu melintang dan pergerakan pada sumbu ini disebut dengan gerak *pitching*. Gerak *pitching* adalah gerakan hidung pesawat keatas dan kebawah. Gerakan pitch pada sayap di peroleh dengan mengatur elevon ke posisi yang sama [7][8].

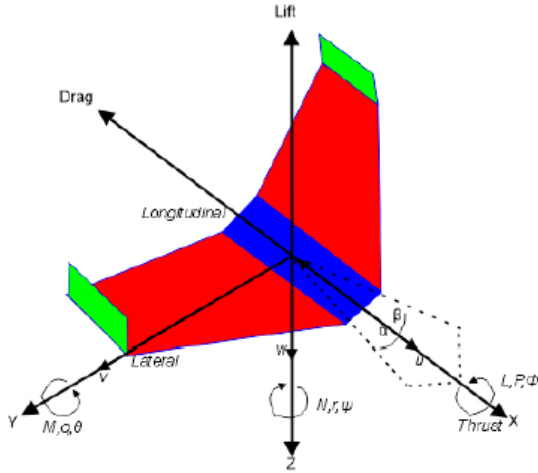
Penelitian tentang pengendalian sikap lateral pada pesawat tak berawak telah dilakukan dengan menerapkan metode kendali PID oleh [9], metode kendali tersebut mampu mengurangi *overshoot* pada sistem namun menghasilkan *rise time* yang besar yang mengakibatkan respon menjadi lebih lambat. Kontroler proporsional pernah diterapkan oleh [10], tetapi menghasilkan *error* yang relative besar. Pengendalian gerak pitch sangat penting karena dapat mempengaruhi sikap lateral pesawat dalam mencapai keseimbangan atau kondisi datar pada pesawat. Oleh karena itu dibutuhkan sistem kendali yang cepat dan kuat untuk mencapai titik kestabilan menjadi sangat penting. Salah satu metode yang memiliki kemampuan tersebut adalah metode kendali LQR [11]. Mengacu penelitian yang dilakukan oleh [12], ia menerapkan metode kendali LQR untuk kestabilan sikap pada quadrotor. Metode tersebut mampu membuat wahana memiliki sikap terbang yang baik. Berdasarkan keunggulan yang dimiliki oleh metode kendali LQR tersebut, penelitian ini menerapkan

Pengendalian Sikap Lateral Pesawat Flying Wing Menggunakan Metode LQR

metode kendali LQR untuk menangani sikap *lateral* pada pesawat *flying wing*.

II. PEMODELAN FLYING WING

Penelitian ini menggunakan tipe pesawat tipe *flying wing* sebagai objek penelitiannya. *Flying wing* adalah pesawat tanpa awak yang memiliki sayap berbentuk segitiga dan dilengkapi dua buah servo serta tidak memiliki ekor. Model dinamika pesawat *flying wing* ditunjukkan pada gambar 1



Gambar 1. Dinamika gerak pesawat *flying wing*

A. Gerak Translasi

Penentuan gerak translasi pesawat menggunakan hukum Newton-Euler didasarkan pada hukum kedua Newton

$$\sum F = ma \quad (1)$$

$$\sum F = F + F_{\text{gravitasi}} \quad (2)$$

$$\sum F = m \frac{d}{dt} v_T = m \frac{d}{dt} + (\omega \times v_T) \quad (3)$$

Vektor kecepatan linier dan angular total dihitung menggunakan (4) dan (5),

$$v_T = iU + jV + kW \quad (4)$$

$$\omega = iP + jQ + kR \quad (5)$$

Dengan menggunakan aturan perkalian matriks, maka gaya yang bekerja dapat dituliskan menjadi (6)

$$\omega \times v_T = \begin{bmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ U & V & W \end{bmatrix} = (QW - VR) + (UR - PW) + (PV - UQ) \quad (6)$$

Karena adanya pengaruh gaya gravitasi pada setiap sumbu, maka persamaan gaya menjadi,

$$X = (U + QW - VR + g \sin \theta) \quad (7)$$

$$Y = (V + UR - PW - g \cos \theta \sin \phi) \quad (8)$$

$$Z = (W + PV - UQ + g \cos \theta \cos \phi) \quad (9)$$

B. Gerak Rotasi

Pada pesawat tidak hanya terjadi gerak translasi saja, tetapi juga mengalami gerak rotasi. Gerak rotasi ini menyebabkan terjadi momentum angular. Momentum angular adalah momentum suatu benda yang berotasi pada porosnya hingga membentuk sudut tertentu. Momentum angular pada pesawat dituliskan pada (10),

$$H = I\omega \quad (20)$$

Sedangkan torsi yang bekerja pada pesawat dituliskan pada (11),

$$M = I \frac{d}{dt} (\omega + \omega \times \omega) + \omega \times H \quad (31)$$

Karena $\omega \times \omega = 0$, maka persamaan diatas menjadi (12),

$$\frac{d}{dt} \omega = iP + jQ + kR \quad (42)$$

Dengan menggunakan aturan matriks, maka menjadi (13),

$$\omega \times H = \begin{bmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ h_x & h_y & h_z \end{bmatrix} \quad (53)$$

Momentum angular yang bekerja pada pesawat dapat dituliskan pada matriks menjadi:

$$H = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{yy} & -I_{zz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xy} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (64)$$

dengan h_x, h_y, h_z adalah

$$h_x = -I_{xx}P - I_{xy}Q - I_{xz}R \quad (75)$$

$$h_y = -I_{xx}P + I_{yy}Q - I_{yz}R \quad (86)$$

$$h_z = -I_{xz}P - I_{yz}Q + I_{zz}R \quad (97)$$

maka

$$\frac{d}{dt} \omega = \begin{bmatrix} I_{xx} \dot{P} & -I_{yy} \dot{Q} & -I_{zz} \dot{R} \\ -I_{xy} \dot{P} & I_{yy} \dot{Q} & -I_{yz} \dot{R} \\ -I_{xy} \dot{P} & -I_{yz} \dot{Q} & I_{zz} \dot{R} \end{bmatrix} \quad (108)$$

Secara umum, badan pesawat simetri terhadap bidang XZ, sehingga $I_{xy} = I_{yz} = 0$, maka momen *roll*, *pitch* dan *yaw* dapat dituliskan menjadi;

$$M_x = I_{xx} \dot{P} - (\dot{R} + PQ) + (I_{zz} - I_{yy}) \quad (119)$$

Pengendalian Sikap Lateral Pesawat Flying Wing Menggunakan Metode LQR

$$M_y = I_{yy} \dot{Q} - (P2 + R2) + (I_{xx} - I_{zz}) \quad (20)$$

$$M_z = I_{zz} \dot{R} - I_{xz} - I_{xx} + RQI_{xz} \quad (212)$$

III. METODE KONTROLER

Metode LQR merupakan kontrol yang model dan bentuk kontrolernya berupa linier. Persamaan (22) dan (23) merupakan persamaan sistem linier.

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (22)$$

$$u = Cx \quad (23)$$

Selain itu, metode ini juga menggunakan hukum umpan balik keadaan

$$u = -Kx \quad (24)$$

Model rancangan sistem kendali pesawat *flying wing* diperoleh dengan cara menurunkan persamaan (7) hingga persamaan (9), yang merupakan persamaan torsi pada pesawat. Penyesuaian variabel untuk model pada penelitian ini tertulis dalam Table 1

Tabel 1. Penyesuaian variabel

Variabel awal	Variabel Penyesuaian	Keterangan
L	τ_1	Torsi <i>roll</i>
M	τ_2	Torsi <i>pitch</i>
P	ω_ϕ	Kecepatan sudut <i>roll</i>
Q	ω_θ	Kecepatan sudut <i>pitch</i>

Berdasarkan Tabel 1, maka persamaan gerak rotasi pesawat terhadap sumbu x dan y dapat dituliskan menjadi,

$$\tau_1 = I_{xx} p + (I_{xz} - I_{yy}) \omega_\theta r \quad (25)$$

$$\tau_2 = I_{yy} q + (I_{xx} - I_{zz}) \omega_\phi r \quad (26)$$

Dimana I_{xx} adalah inersia pada sumbu x pesawat,

I_{yy} adalah inersia pada sumbu y, p adalah

percepatan sudut *roll*, q adalah percepatan sudut *pitch*, dan r adalah yaw rate. Parameter sistem yang digunakan untuk pengendalian kestabilan lateral pesawat melibatkan 8 state, yaitu:

- Posisi x kecepatan translasi sumbu x (v_x)
- Posisi y dan kecepatan translasi sumbu y (v_y)
- Sudut roll (ϕ) dan kecepatan sudut roll (ω_ϕ)
- Sudut pitch (θ) dan kecepatan sudut pitch (ω_θ)

Dengan demikian, bentuk *statet space* pesawat *flying wing* dapat dituliskan menjadi (27)

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{V} \\ \dot{P} \\ \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{Q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ v_x \\ y \\ v_y \\ \phi \\ \omega_\phi \\ \theta \\ \omega_\theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{m} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{m} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_{xx}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_{yy}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ L \\ M \end{bmatrix} \quad (27)$$

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

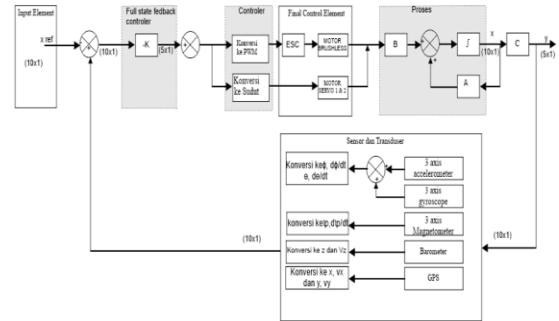
Persamaan (28) hingga (30) digunakan untuk menghitung inersia di masing-masing sumbu

$$I_{xx} = \frac{1}{12} m(b^2 + c^2) \quad (28)$$

$$I_{yy} = \frac{1}{12} m(a^2 + b^2) \quad (29)$$

$$I_{zz} = \frac{1}{12} m(a^2 + c^2) \quad (30)$$

Rancangan diagram sistem kendali LQR seperti pada gambar 2



Gambar 2. Rancangan Digram Blok Sistem

Metode kendali LQR bekerja berdasarkan pembobotan matriks Q dan R untuk mendapatkan nilai K terbaik, yang berpengaruh kepada respon sistem sesuai dengan spesifikasi yang di inginkan. Nilai Q berbanding lurus dengan nilai R berbanding lurus dengan nilai variabel bantu dari persamaan riccati (P) untuk memperoleh nilai K . pembobotan nilai Q dan R dimulai dari 1, akan ditambah dan dikurang sesuai dengan respon sistem [13]. Konstanta Q dan R memiliki fungsi yang berlawanan, apabila nilai R besar, maka nilai umpan balik menjadi tidak mempengaruhi sistem, maka dari itu nilai matrix R diberi nilai 1. Metode kendali LQR ini memiliki kekhususan sebagai metode kendali yang digunakan untuk regulator, sehingga jika sistem ingin merubah *state* maka perlu diberikan *state* referensi (x_{ref}). *State* referensi ini berguna untuk sistem mempertahankan kondisinya pada posisi tertentu.

$$\dot{x} = Ax + (-K(x - x_{ref})) \quad (31)$$

Pengendalian Sikap Lateral Pesawat Flying Wing Menggunakan Metode LQR

IV. HASIL DAN PEMBAHASAN

Pesawat tanpa awak yang digunakan pada penelitian ini adalah pesawat jenis *flying wing*. Sistem peenggerak pesawat menggunakan motor *brushless* dan *propeller* sebagai pendorong. Sedangkan sistem pengendali gerakan naik, turun, belok kiri dan kanan menggunakan elevon pada masing-masing sayapnya.

Sebelum dilakukan pengujian sistem, terlebih dahulu dilakukan pembobotan konstantan Q yang digunakan untuk mendapatkan nilai umpan balik K . Pembobotan konstanta Q terbaik ditandai dengan pesawat *flying wing* mampu terbang dengan stabil di tandai dengan besar sudut *pitch* mendekati 0° . Hasil pembobotan nilai Q dengan umpan balik (*gain*) K yang menghasilkan respon terbaik disajikan pada tabel 2.

Tabel 2. Konversi Q_θ dan Q_{ω_θ} ke gain K

Q	K
$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1,69 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 12,49 \end{bmatrix}$	$[0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1,33 \ 6,6]$

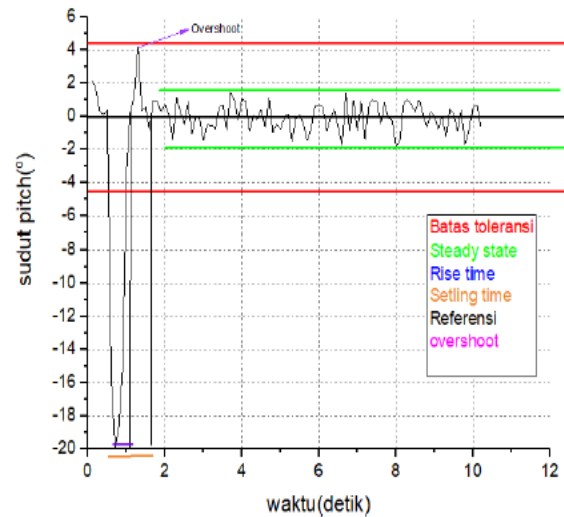
Nilai Q_θ terbaik yang di peroleh dari pembobotan adalah 1,69 dan Q_{ω_θ} adalah 12,49. Berdasarkan hasil pembobotan Q_θ menghasilkan gain K sebesar 1,33 mampu membuat pesawat terbang stabil dan mendekati nilai referensi (*setpoint*) 0° . Penguatan nilai Q berbanding lurus dengan perubahan nilai sudut dan mempengaruhi respon pesawat dalam mempertahankan sikap. Semakin besar nilai K , maka semakin cepat respon sistem dalam memperbaiki sikap menuju *setpoint*, namun dapat menghasilkan *overshoot* yang cukup besar. Sebaliknya, jika nilai K kecil, maka respon sistem untuk memperbaiki sikap menuju *setpoint* semakin lambat.

Pengujian gerak lateral pesawat dilakukan dengan memberikan gangguan sebesar 20° pada sudut *pitch*. Sebanyak 3 kali percobaan. Ketika diberikan gangguan, pesawat mulai menyimpang dari *setpoint* dan terjadilah gerak *pitching* ke atas dan ke bawah, pergerakan tersebut merupakan multi *overshoot* yang di alami oleh pesawat. Hasil pengujian sistem disajikan pada Tabel 3.

Tabel 3. Karakteristik Respon Sistem

Respon Sistem	Hasil			
	Uji 1	Ujit 2	Uji 3	Spesfikasi Minimum
Rise Time (tr)	0.8	0.7	0.86	< 1 s
Settling Time (ts)	1.7	1.2	1.3	< 3 s
Overshoot	4.30	4.23	4.43	< 4.5°
Undershoot	0.7	0.3	0.5	> -4.5°
Steady State Error	0.88	0.78	0.85	$\pm 4.5^\circ$

Berdasarkan Table 3, secara keseluruhan pesawat memiliki karakteristik respon yang memenuhi spesfikasi minimum dengan hasil terbaik pada pengujian ke dua. Gambar 3 menampilkan grafik analisa respon sistem terbaik.



Gambar 3. Karakteristik gerak lateral

Berdasarkan Gambar 3, terlihat pesawat mengalami penyimpangan dari *setpoint* dan terjadi gerak *pitching*. Pengujian tersebut menghasilkan puncak *overshoot* sebesar $4,23^\circ$ dengan *rise time* 0,7 detik. Semakin besar nilai pembobotan Q_θ maka semakin besar pula perubahan sudut yang dihasilkan. Selain itu, perubahan kecepatan sudut juga berperan penting untuk pesawat mencapai titik kestabilan. Semakin kecil pembobotan Q_{ω_θ} maka perubahan kecepatan sudut juga semakin kecil dan menyebabkan pesawat memerlukan waktu yang lebih lama untuk menuju *setpoint*. Perubahan kecepatan sudut juga berfungsi untuk meredam multi *overshoot* yang terjadi, sehingga diperlukan pembobotan Q_{ω_θ} terbaik untuk mendapatkan respon pesawat yang sesuai dengan spesfikasi kebutuhan sistem. Waktu yang diperlukan pesawat untuk menuju *setpoint* setelah terjadinya *overshoot* sebesar 1,2 detik. Dengan menerapkan metode kendli LQR, gangguan yang diterima sistem mampu di minimalisir dan berhasil mempertahankan sikap dengan kecendrungan *steady state error* sebesar $0,78^\circ$.

Pada Gambar 3 terlihat sistem mengalami osilasi setelah sistem *steady*. Osilasi pada sistem tersebut merupakan critical stable yang dialami oleh sistem. Sistem akan terus beresilasi dan memiliki kecendrungan *error* mendekati batas atas maupun batas bawah, dan masih dalam batas toleransi yaitu tidak melebihi $\pm 4,5^\circ$. Nilai *error* yang terjadi tersebut di jumlahkan lalu dicari nilai rata-rata untuk mendapatkan *steady state error*.

Berdasarkan pengujian yang telah dilakukan tersebut, membuktikan penerapan metode kendali LQR mampu mengendalikan sudut *pitch* dan meminimalisir gangguan yang terjadi pada pesawat, sehingga mampu membuat pesawat terbang dengan baik mempertahankan kestabilan sikap lateral.

Pengendalian Sikap Lateral Pesawat Flying Wing Menggunakan Metode LQR

V. KESIMPULAN

Dari hasil pengujian sistem yang telah dilakukan dapat disimpulkan bahwa penerapan metode kendali LQR mampu membuat pesawat *flying wing* mempertahankan sikap *lateral*, terbukti ketika diberikan gangguan pada sudut *pitch* sebesar 20° pesawat mampu kembali ke posisi semula. Pesawat *flying wing* mampu mempertahankan sikap *lateral* dengan kecenderungan *steady state error* sebesar $0,78^\circ$ dengan batas atas $1,26^\circ$ dan batas bawah $-1,74^\circ$ didalam batas toleransi yaitu $\pm 4,5^\circ$. Respon sistem tersebut telah memenuhi spesifikasi kebutuhan sistem yang diinginkan, yakni dengan *rise time* 0,7 detik, *settling time* 1,2 detik, *overshoot* dengan 4,23. Untuk penelitian selanjutnya, perlu ditambahkan pengendalian sikap *longitudinal* agar mendapatkan kestabilan pesawat yang lebih baik.

UCAPAN TERIMA KASIH

Direktorat Riset dan Pengabdian Masyarakat
Direktorat Jenderal Penguatan Riset dan Pengembangan
Kementerian Riset, Teknologi, dan Pendidikan tinggi
Nomor : 839/SP2H/LT/MONO/LL2/2020.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] P. Tanpa, A. Menggunakan, P. S. Ardiantara, R. Sumiharto, and S. B. Wibowo, "Purwarupa Kontrol Kestabilan Posisi dan Sikap pada Pesawat Tanpa Awak Menggunakan IMU dan Algoritma Fusion Sensor Kalman Filter," *IJEIS (Indonesian J. Electron. Instrum. Syst.*, vol. 4, no. 1, pp. 25–34, 2014, doi: 10.22146/ijeis.4219.
- [2] D. B. Widyantara, R. Sumiharto, and S. B. Wibowo, "Purwarupa Sistem Kendali Kestabilan Pesawat Tanpa Awak Sayap Tetap Menggunakan Robust PID," *IJEIS (Indonesian J. Electron. Instrum. Syst.*, vol. 6, no. 2, p. 139, 2016, doi: 10.22146/ijeis.15260.
- [3] S. Markin, "Multiple Simultaneous Specification Attitude Control of a Mini Flying-Wing Unnamed Aerial Vehicle", Graduate Department of Toronto, 2010.
- [4] E. Irmawan, P. Mulyono, P. Studi, T. Dirgantara, S. Tinggi, and T. Kedirgantaraan, "KENDALI FUZZY-PID PADA SIKAP LONGITUDINAL DAN SIKAP LATERAL PESAWAT TANPA AWAK FIXED WING," vol. 2, no. 2, pp. 1–7, 2018.
- [5] E. Irmawan and E. E. Prasetyo, "Kendali Adaptif Neuro Fuzzy PID untuk Kestabilan Terbang Fixed Wing UAV (Adaptive Control of Neuro Fuzzy PID for Fixed Wing UAV," vol. 9, no. 1, pp. 73–78, 2020.
- [6] A. Crasta and S. A. Khan, "EFFECT OF ANGLE OF INCIDENCE ON STABILITY DERIVATIVES OF A WING," pp. 1–6, 1978.
- [7] A. P. Wijaya, A. Triwiyatno, and B. Setiyono, "Perancangan Self Balancing Pitch Control Dengan Metode Kontrol Fuzzy Pada Unmanned Aerial Vehicle Fixed Wing," *Peranc. Self Balanc. Pitch Control Dengan Metod. Kontrol Fuzzy Pada Unmanned Aer. Veh. Fixed Wing*, vol. 17, no. 4, pp. 162–171, 2015, doi: 10.12777/transmisi.17.4.162-171.
- [8] C. P. R. Tuuk *et al.*, "Implementasi Pengendali PID Untuk Kestabilan Posisi Terbang Wahana Tanpa Awak," vol. 7, no. 1, pp. 53–62, 2018.
- [9] M. Fajar and O. Arifianto, "Perancangan Autopilot Lateral-Directional Pesawat Nirawak LSU-05", *Jurnal Teknologi Dirgantara*, vol. 05, pp. 93–104, 2017.
- [10] A. Hadi, "Desain Kontroler Proporsional Modifikasi pada Motor Servo," vol. 06, no. 2, pp. 59–62, 2019.
- [11] L. M. Argentim, P. E. Santos, and R. A. Aguiar, "PID , LQR and LQR-PID on a Quadcopter Platform."
- [12] O. A. Dhewa, A. Dharmawan, and T. K. Priyambodo, "Model of Linear Quadratic Regulator (LQR) Control Method in Hovering State of Quadrotor," vol. 9, no. 3, pp. 135–143, 1843.
- [13] A. B. Zakaria and A. Dharmawan, "Sistem Kendali Penghindar Rintangan Pada Quadrotor Menggunakan Konsep Linear Quadratic," *IJEIS (Indonesian J. Electron. Instrum. Syst.*, vol. 7, no. 2, p. 219, 2017, doi: 10.22146/ijeis.25503.

