

Pengendalian Sudut *Pitch* dan *Roll* Pesawat *Flying Wing*

Try Susanto¹

[Submission: 25-10-2022, Accepted: 30-11-2022]

Abstract— The development of the aviation world in recent years has increased, including in the field of unmanned aerial vehicles (UAV). This development is in line with the importance of using of UAVs in various fields, such as military missions, natural disaster monitoring missions, and aerial photography missions. Many types of aircraft can be used to complete these missions, and one type of aircraft that is widely used is the flying wing type aircraft. This type of aircraft is triangular and does not have a tail. This aircraft controller uses elevons on the right and left sides of its wings, and its form is relatively small, which are susceptible to surrounding disturbances and causes flight mission failures. To overcome this problem, a control system is needed to maintain flight stability. In this study, the Linear Quadratic Regulator (LQR) control method was applied to overcome the problem. The LQR can control the pitch and roll angles of the aircraft. Based on the test results, the interference given can be handled well by the aircraft. It was proven by given a disturbance, the aircraft experienced an overshoot of 4.24° at the pitch angle and 4.26° at the roll angle, but could quickly return to the setpoint within 1.2 seconds at the pitch angle, and 1.3 seconds at the roll angle. Thus, the aircraft can maintain flight stability.

Intisari— Perkembangan dunia penerbangan beberapa tahun ini mengalami peningkatan yang, salah satunya bidang pesawat tanpa awak atau *unmanned aerial vehicle*. Perkembangan tersebut seiring dengan meningkatnya penggunaan UAV diberbagai bidang, diantaranya yaitu untuk misi militer, misi pemantauan bencana alam, dan misi foto udara. Banyak jenis pesawat yang dapat digunakan untuk menyelesaikan misi-misi tersebut, salah satu jenis pesawat pesawat yang banyak digunakan adalah pesawat tipe *flying wing*. Pesawat dengan tipe ini bentuknya segitiga dan tidak memiliki ekor. Pengendali pesawat ini menggunakan elevon pada sisi kanan kiri sayapnya, dan bentuknya relative kecil, sehingga pesawat ini rentan terhadap gangguan lingkungan dan menyebabkan kegagalan misi penerbangan. Untuk mengatasi masalah tersebut, maka diperlukan sebuah sistem kendali yang mampu membuat pesawat mempertahankan stabilitas terbang. Dalam ini diterapkan metode kendali *Linier Quadratic Regulator* untuk mengatasi hal tersebut. Metode kendali LQR digunakan untuk mengendalikan sudut *pitch* dan *roll* pada pesawat. Berdasarkan hasil pengujian, gangguan yang diberikan mampu diatasi dengan baik oleh pesawat. Terbukti ketika diberikan gangguan, pesawat mengalami *overshoot* sebesar 4,24° pada sudut *pitch* dan 4,26° pada sudut *roll*, namun dapat dengan cepat kembali ke setpoint dalam waktu 1,2 detik pada sudut *pitch*, dan 1,3 detik pada sudut *roll*. Dengan demikian pesawat mampu mempertahankan

Kata Kunci— Unmanned Aerial Vehicle, Roll, Pitch, LQR

I. PENDAHULUAN

Perkembangan dunia penerbangan beberapa tahun ini mengalami peningkatan yang signifikan, salah satunya di bidang pesawat tanpa awak atau *unmanned aerial vehicle*. Perkembangan tersebut seiring dengan meningkatnya penggunaan diberbagai bidang, diantaranya yaitu digunakan untuk misi militer, pemantauan bencana alam, dan foto udara [1][2][3]. Pembuatan pesawat tak berawak membutuhkan banyak disiplin ilmu, diantaranya adalah matematika, fisika, dan sistem kendali. Ketiga ilmu tersebut menjadi bagian yang sangat penting sehingga pesawat tak berawak mampu untuk terbang secara stabil, selain itu juga mampu terbang secara mandiri [4][5]. Ketika terbang, pesawat tak berawak menggunakan prinsip gaya *aerodinamika* untuk pergerakannya [6][7].

Banyak jenis pesawat tanpa awak berawak, salah satunya pesawat berjenis *flying wing*. Pesawat jenis ini memiliki ukuran yang relatif kecil, berbentuk segitiga, dan dilengkapi dengan elevon pada bagian kiri dan kanan sayapnya sebagai pengendali gerakan [8][9]. Karena memiliki bentuk yang relatif kecil, menyebabkan pesawat ini sensitif terhadap gangguan lingkungan sehingga pesawat dapat kehilangan kestabilan dan terjadi *stall*. *Stall* adalah kondisi yang terjadi pada pesawat karena kehilangan daya angkat pesawat. Hal ini terjadi karena sudut yang terbentuk antara pesawat (*angle of attack*) dengan arah terbang pesawat sangat kecil. Keadaan ini dapat menyebabkan terjadinya *spinning* [10]. *Spinning* adalah kondisi pesawat berputar terhadap sumbu lateral dan longitudinal, pesawat memerlukan beberapa waktu untuk memulihkan kondisi ini. Secara umum, pergerakan stabilitas pesawat dibagi menjadi dua bagian, yaitu pergerakan *lateral* dan pergerakan *longitudinal*, kedua pergerakan tersebut dipengaruhi oleh sudut *pitch* dan sudut *Roll* [11]. Pergerakan *lateral* berada pada sumbu melintang pesawat, dan gerakan *pitching* [12]. Sedangkan pergerakan *longitudinal* terletak sejajar dengan garis *referensi fuselage*, dan disebut gerak *rolling* [13][14].

Beberapa penelitian telah dilakukan berkaitan dengan kestabilan sikap terbang pesawat, diantaranya penerapan metode *Proporsional Integral Derivatv* untuk mengendalikan gerak *lateral* seperti yang dilakukan Fajar & Afrianto [15]. Metode yang diterapkan mampu mengurangi *overshoot* yang terjadi pada pesawat, namun *risetime* yang dihasilkan besar, menyebabkan respon pesawat menjadi lambat. Erwin dan Erwan [16] melakukan penelitian pengendalian gerak *longitudinal* dan gerak *lateral* dengan menggabungkan dua metode, yaitu metode *Proporsional Integral Derivatv* dengan metode *adaptif neuro fuzzy*. Penggabungan dua metode yang

p-ISSN:1693 – 2951; e-ISSN: 2503-2372

¹ Dosen, Teknik Elektro, Universitas Teknokrat Indonesia Jl. ZA.Pagar Alam No.9-11, Labuhan Ratu, Kec Kedaton, Kota Bandar Lampung, Kode Pos: 35132; fax: (0721) 774065; e-mail: try_susanto@teknokrat.ac.id

stabilitas terbangnya.

Try Susanto: Pengendalian Sudut Pitch dan ...



dilakukan berhasil mengkompensasi gangguan, sehingga respon dari sistem menjadi cepat, namun memiliki kekurangan yaitu *overshoot* cukup besar.

Pengendalian gerak *lateral* dan *longitudinal* sangat penting agar pesawat dapat terbang dengan stabil, maka diperlukan sebuah sistem kendali dengan respon yang cepat serta mampu mengurangi *overshoot* sehingga mampu menangani kedua pergerakan tersebut. Metode kendali LQR telah diterapkan oleh [13] untuk mengendalikan stabilitas gerak *longitudinal*, metode tersebut berhasil memperkecil *overshoot* yang dialami sistem serta memiliki respon waktu yang cepat. Pada penelitian lainnya, penerapan metode kendali LQR juga diterapkan oleh [17] untuk mengendalikan stabilitas terbang quadcopter. Metode yang diterapkan berhasil mengurangi kesalahan sistem dengan respon yang cepat. Berdasarkan penelitian-penelitian tersebut, metode kendali LQR memiliki kemampuan untuk mengakomodasi permasalahan tersebut, memiliki respon yang cepat, serta mampu menghasilkan kesalahan minimal [18]. Dengan menerapkan metode kendali LQR ini, diharapkan mampu membuat pesawat mengendalikan sudut *pitch* dan *roll* sehingga dapat menjaga kestabilan sikap *lateral* dan *longitudinal*, dengan demikian pesawat dapat mempertahankan kestabilan sikap terbang.

II. METODE PENELITIAN

A. Kendali Linier Quadratic Regulator (LQR)

Metode LQR merupakan sebuah metode kendali yang bisa memanfaatkan waktu secara optimal, karena bentuk dan model kontrolernya linier [19]. Metode ini disebut juga regulator karena referensi masukannya bukan merupakan fungsi waktu [20][21]. Persamaan system linier dituliskan pada persamaan (1) dan (2).

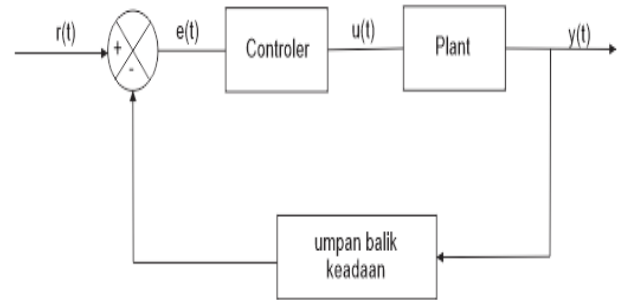
$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (1)$$

$$u = Cx \quad (2)$$

Selain model kontrolernya yang linier, metode kendali ini juga menggunakan *feedback* (umpan balik) untuk mengurangi kesalahan (*error*). Persamaan umpan balik keadaan dituliskan pada persamaan (3)

$$u = -Kx \quad (3)$$

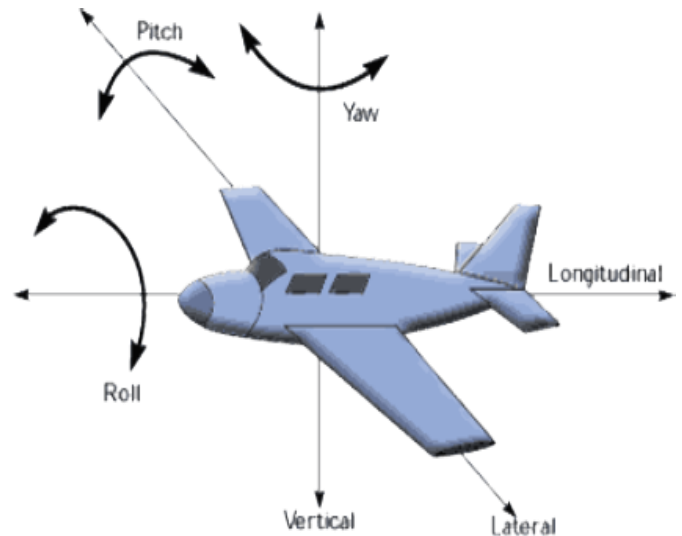
Kendali LQR bekerja berdasarkan pemberian nilai bobot matrix Q dan R. Pemberian nilai bobot matrix dilakukan untuk memperoleh nilai feedback (nilai umpan balik) terbaik. Pemberian nilai bobot matrix Q dan R dimulai dengan memberikan nilai 1, yang selanjutnya bisa dilakukan penambahan ataupun dilakukan pengurangan [22]. Penambahan dan pengurangan dilakukan hingga diperoleh nilai feedback terbaik agar diperoleh respon sistem sesuai dengan spesifikasi yang diinginkan. Secara umum penggambaran diagram blok kendali LQR ditampilkan pada gambar 1.



Gambar 1. Diagram Blok Kendali LQR

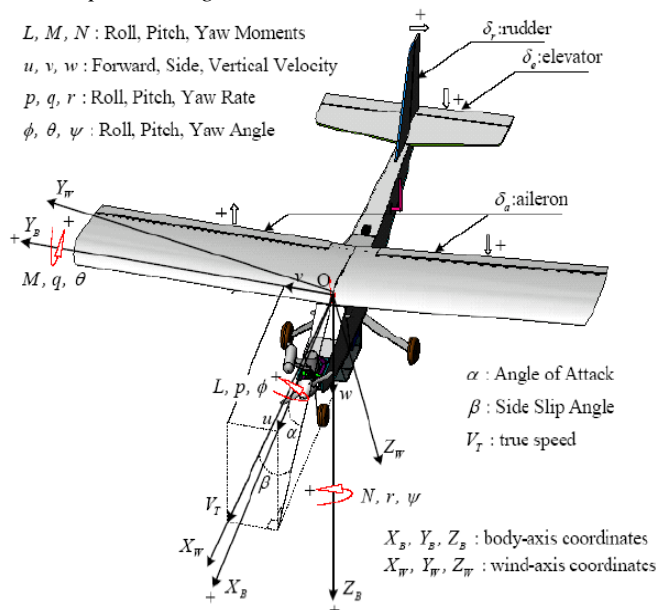
B. Gerak Translasi dan Rotasi

Ketika pesawat sedang terbang, terdapat tiga sumbu putar yang dilalui, yaitu sumbu x, sumbu y, dan sumbu z. Ketiga sumbu tersebut terletak dititik pusat massa pesawat. Pengaturan posisi pesawat terhadap ketiga sumbu tersebut direpresentasikan kedalam posisi sudut pesawat, yaitu sudut *roll*, sudut *pitch* dan sudut *yaw* [11][23]. Sudut *roll* berpengaruh terhadap gerakan berguling pesawat yang terletak pada sumbu *longitudinal*. Sudut *pitch* berpengaruh terhadap gerakan mengangguk (*pitching*) pesawat yang terletak pada sumbu *lateral*, sedangkan sudut *yaw* berpengaruh terhadap gerakan menggeleng (*yawing*) pesawat yang terletak pada sumbu *vertical* [24]. Letak sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* pada pesawat terlihat seperti pada gambar 2.



Gambar 2. Sudut Roll, Pitch & Yaw Pesawat

Terdapat beberapa macam gaya yang bekerja pesawat ketika sedang terbang, gaya-gaya tersebut ialah gaya aerodinamika yang meliputi gaya angkat (*lift*), daya dorong (*thrust*), dan gaya berat [25]. Ketiga gaya tersebut yang mempengaruhi pesawat ketika terbang diudara, sumbu pergerakan pesawat ditampilkan pada gambar 3



Gambar 3. Sumbu Pergerakan Pesawat

Terjadi dua gerakan pada pesawat saat sedang terbang yaitu gerak *translasi* yang terjadi pada sumbu *vertical*, dan gerak rotasi yang terjadi pada sumbu *horizontal*. Gerak *translasi* berkaitan dengan hukum kedua Newton

$$\sum F = ma \quad (3)$$

$$\sum F = F + F_{\text{gravitasi}} \quad (4)$$

Karena setiap sumbu mendapatkan pengaruh gaya gravitasi, maka yang terjadi pada gerak *translasi* adalah

$$Fx = m(U + QW - VR + g \sin \theta) \quad (5)$$

$$Fy = m(V + UR - PW - g \cos \theta \sin \phi) \quad (6)$$

$$Fz = m(W + PV - UQ + g \cos \theta \cos \phi) \quad (7)$$

Berbeda dengan gerak *translasi*, gerakan rotasi terjadi pada sumbu putar pesawat. Gerak rotasi yang terjadi pada sumbu-sumbu tersebut menyebabkan adanya *momentum angular*. *Momentum angular* yang terjadi pada ketiga sumbu tersebut dituliskan pada persamaan berikut.

$$H = I\omega \quad (8)$$

Secara umum, bodi dari wahana simetri terhadap sumbu X dan Z, sehingga $I_{xy} = I_{yz} = 0$, dengan demikian *momentum angular* yang terjadi pada sumbu *roll*, *pitch* dan *yaw* dapat dituliskan menjadi;

$$L = I_{xx} \dot{P} - (\dot{R} + PQ) + (I_{zz} - I_{yy})r \quad (9)$$

$$M = I_{yy} \dot{Q} - (P\dot{R} + R\dot{P}) + (I_{xx} - I_{zz})p \quad (10)$$

$$N = I_{zz} \dot{R} - I_{xz} \dot{p} - I_{xy} \dot{q} + RQI_{xz} \quad (11)$$

III. PERANCANGAN SISTEM KENDALI

Perancangan sistem kendali diperoleh dengan menurunkan persamaan torsi mengacu pada (9) hingga (11), sehingga diperoleh persamaan gerak rotasi seperti tertulis pada persamaan (11) dan persamaan (12) dibawah ini

$$\tau_1 = I_{xx} \dot{p} + (I_{xz} - I_{yy})\omega_\theta r \quad (12)$$

$$\tau_2 = I_{yy} \dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})\omega_\phi p \quad (13)$$

Pengendalian pesawat agar dapat mempertahankan kestabilan sikap terbang melibatkan 8 state, yaitu Posisi x, kecepatan translasi sumbu x (v_x), posisi y, kecepatan translasi sumbu y (v_y), sudut *pitch*(θ), kecepatan sudut *pitch* (ω_θ) sudut *roll*(ϕ), kecepatan sudut *roll* (ω_ϕ). Dari pengendalian ke delapan state tersebut, maka diperoleh *state space system* seperti tertulis pada persamaan (14).

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \\ \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ v_x \\ y \\ v_y \\ \phi \\ \omega_\phi \\ \theta \\ \omega_\theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{m} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{m} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_{xx}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_{yy}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ L \\ M \end{bmatrix} \quad (14)$$

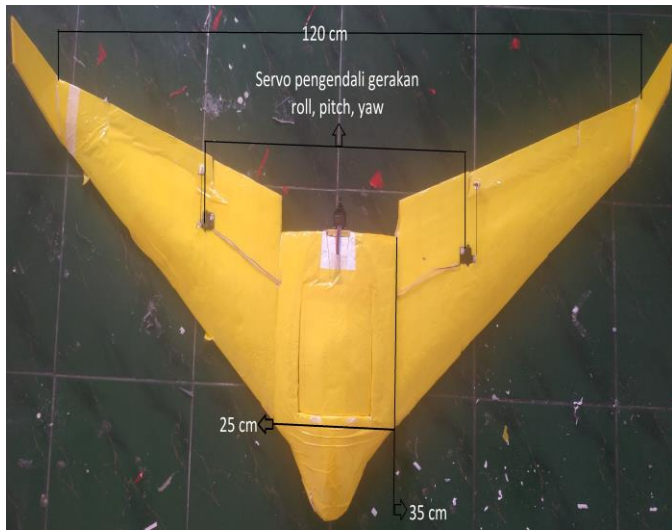
$$\dot{x} = Ax + Bu$$

IV. DESAIN SISTEM

A. Spesifikasi Sistem

Pada penelitian ini wahana yang digunakan adalah jenis pesawat *flying wing* (sayap terbang). Pesawat jenis *flying wing* berbentuk segitiga, tidak memiliki ekor seperti pesawat pada umumnya. Pesawat tipe ini dilengkapi dengan dua buah servo yang terletak satu di sayap kanan dan satu di sayap kiri. Fungsi servo tersebut sebagai pengendali sudut *roll*, *pitch* dan *yaw* sehingga pesawat dapat berbelok ke kanan dan ke kiri, selain itu juga untuk pengontrol naik dan turun pesawat. Pesawat ini terbuat dari bahan foam dengan dimensi ukuran bentang sayap sekitar 120 cm dan bobot pesawat 1,5 kg. Pesawat ini memiliki kemampuan untuk terbang menjelajah dengan membawa muatan karena memiliki kemampuan *gliding*. Secara keseluruhan, mekanik pesawat *flying wing* ditunjukkan pada gambar 4.

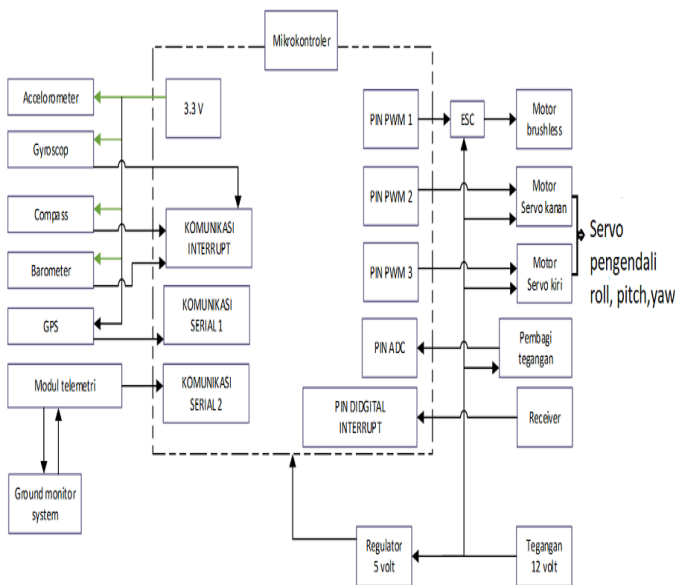




Gambar 4. Wahana Flying Wing

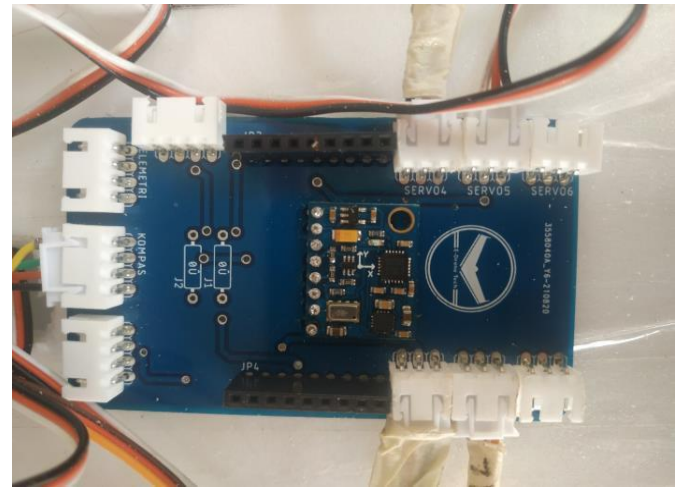
B. Sistem Elektronis

Desain hasil rancangan sistem kendali di implementasikan pada sebuah perangkat *embedded system* yang terdiri dari dua buah servo yang berfungsi untuk mengatur gerakan, *roll*, *pitch* dan *yaw*. *Embeeded system* berfungsi sebagai satuan komponen terintegrasi yang melakukan komputasi pada pekerjaan yang khusus [26]. Karena pesawat yang digunakan adalah jenis *flying wing*, maka ketiga gerakan tersebut dikendalikan oleh kedua servo tersebut, yang membedakan pada data sensor yang digunakan. Sistem elektronis juga dilengkapi sensor IMU yang berfungsi untuk membaca kemiringan pesawat yang berupa sudut *pitch* dan *roll*, modul telemetri digunakan untuk mengirim dan terima data, receiver dan remote control yang digunakan untuk mengendalikan pesawat ketika terbang manual dan sebuah mikrokontroler teensy sebagai pengolah data sensor. Perancangan sistem elektronis yang akan implementasi ditampilkan pada gambar 5



Gambar 5. Rancangan Sistem Elektronis

Sistem elektronis yang telah dirancang, selanjutnya didesain sedemikian rupa tata letaknya menggunakan software eagle, dan selanjutnya dicetak pada sebuah papan pcb. Hasil implementasi sistem elektronis ditampilkan pada gambar 6



Gambar 6. Sistem Elektronik

V. HASIL DAN PEMBAHASAN

Setelah wahana dan sistem elektronik berhasil dibuat, selanjutnya dilakukan integrasi antara ke dua komponen tersebut. Setelah sistem berhasil di integrasikan selanjutnya dilakukan pengujian sistem secara keseluruhan. Pengujian dilakukan dengan cara menerbangkan langsung pesawat secara manual. Setelah pesawat berhasil mengudara, selanjutnya mode terbang dirubah ke autonomus menggunakan remote control oleh pilot, dan selanjutnya dilakukan diberikan gangguan secara langsung menggunakan remote control oleh pilot sesuai dengan sudut yang akan di uji. Data terbang pesawat dikirim dan di catat secara *realtime* ke *ground station* menggunakan telemetri yang terpasang pada pesawat.

A. Pengujian Sudut Pitch

Sudut *pitch* pada pesawat berpengaruh terhadap pergerakan pesawat pada sumbu *lateral*. Pengujian pada ini bertujuan untuk mengetahui kemampuan pesawat dalam mempertahankan sikap *lateral* dari gangguan yang diberikan. Pengujian dilakukan sebanyak tiga kali dengan memberikan gangguan sebesar 25°. Pengujian diawali dengan melakukan tuning nilai konstanta Q untuk memperoleh nilai gain K terbaik. Hasil tuning nilai Q yang menghasilkan nilai gain K_{pitch} yang menghasilkan respon terbaik pada sudut *pitch* disajikan pada Tabel 1.

Tabel 1. Penalaan Gain Pitch

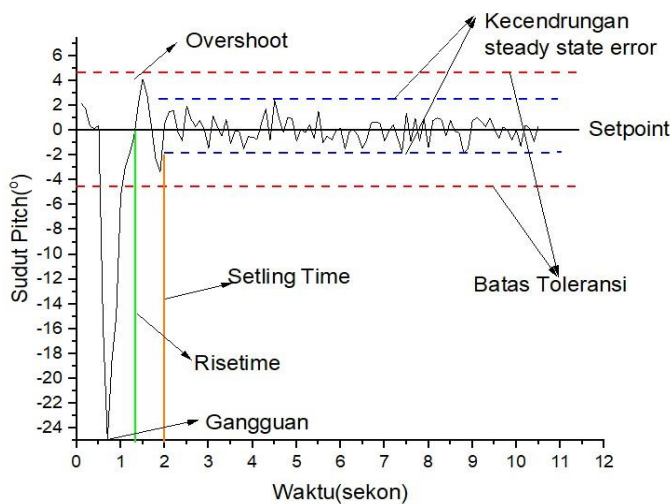
Q	K_{pitch}
$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1,67 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 12,51 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1,35 & 6,9 \end{bmatrix}$

Berdasarkan table 2, nilai Q yang menghasilkan gain K_{pitch} yang mampu membuat pesawat mempertahankan stabilitas terbang pada sumbu lateral ketika diberikan gangguan pada sudut *pitch* adalah Q_{θ} sebesar 1.67 dan $Q_{\omega\theta}$ sebesar 12.51. Hasil uji coba sistem pada sudut *pitch* dapat dilihat pada tabel 2.

Tabel 2. Pengujian Sudut Pitch

Respon Pesawat	Banyak Pengujian			Spesifikasi Minimum
	Uji 1	Uji 2	Uji 3	
Rise time	0.9	0.87	0.6	< 1s
Settling time	1.6	1.4	1.2	< 3s
Overshoot	4.26	4.33	4.24	< 4.5°
Steady State Error	0.89	0.93	0.76	± 4.5°

Berdasarkan tabel hasil pengujian sudut *pitch*, respon pesawat ketika diberikan gangguan secara keseluruhan baik dan memenuhi spesifikasi minimum yang ditentukan. Hasil terbaik diperoleh pada percobaan ke 3. Grafik analisa hasil respon terbaik pada sudut pitch ditampilkan pada gambar 7.



Gambar 7. Grafik Analisa Sudut Pitch

Berdasarkan gambar 7, sesaat setelah diberikan gangguan pesawat mengalami penyimpangan dari *setpoint* dan mengalami gerak *pitching*, yaitu gerakan ke atas dan ke bawah pada hidung pesawat. Akibat dari diberikannya gangguan, terlihat pada grafik sistem mengalami *overshoot*. Besar *overshoot* yang terjadi adalah 4.24° dengan *rise time* sebesar 0.6 detik. Sistem mampu kembali ke *setpoint* dalam waktu 1.2 detik, dan besar *steady state error* yang dimiliki adalah 0.76°. Pembobotan nilai Q_θ berpengaruh terhadap besar perubahan sudut yang dihasilkan, semakin besar Q_θ maka perubahan sudut juga semakin besar, begitu juga sebaliknya. Selain besar perubahan sudut, besar perubahan kecepatan sudut juga sangat berpengaruh terhadap sistem untuk mencapai titik kestabilan. Besar perubahan kecepatan sudut dipengaruhi oleh $Q_{\omega\theta}$; semakin kecil nilai $Q_{\omega\theta}$ maka respon sistem akan lebih lambat karena perubahan kecepatan sudut semakin juga lambat. Hal ini menyebabkan sistem memerlukan waktu yang lebih lama menuju *set point*. Semakin besar nilai $Q_{\omega\theta}$ maka perubahan kecepatan sudut akan semakin cepat. Perubahan kecepatan sudut berfungsi untuk meredam terjadinya multi *overshoot* pada sistem.

Try Susanto: Pengendalian Sudut Pitch dan ...

B. Pengujian Sudut Roll

Sudut *roll* berpengaruh terhadap Pergerakan pesawat pada sumbu *longitudinal*. Pengujian ini bertujuan untuk mengetahui kemampuan pesawat dalam mempertahankan sikap longitudinal dari gangguan yang diberikan. Pengujian pada sumbu ini sama seperti pada pengujian gerak *lateral*, jika pada gerak *lateral* sudut yang diberikan gangguan adalah sudut *pitch*, pada gerak *longitudinal* sudut yang diberikan gangguan adalah sudut *roll*. Pengujian dilakukan dengan diawali melakukan penalaan nilai Q pada sistem untuk sudut roll. Hasil tuning terbaik pada sumbu ini ditampilkan pada tabel 3

Tabel 3. Penalaan Gain Roll

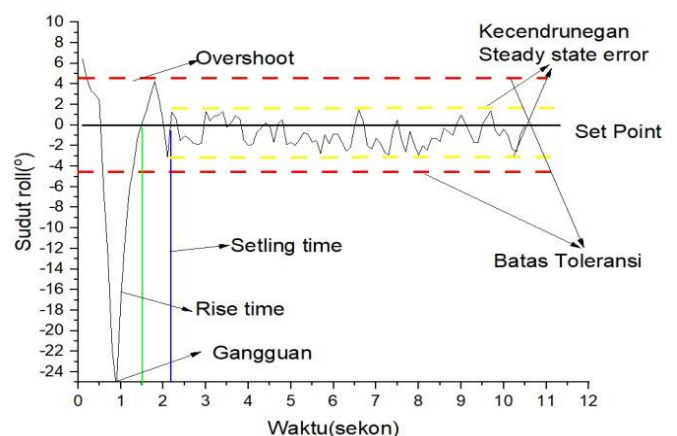
Q	K_{roll}
$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1.03 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3.94 & 0 & 0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 4.2 & 2.5 & 0 & 0 \end{bmatrix}$

Berdasarkan tabel 3, nilai Q yang menghasilkan gain K_{roll} yang mampu membuat pesawat mempertahankan stabilitas terbang pada sumbu *longitudinal* ketika diberikan gangguan pada sudut *roll* adalah Q_ϕ sebesar 1.03 dan $Q_{\omega\phi}$ sebesar 3.94. Hasil uji coba sistem pada sudut roll dapat dilihat pada tabel 2.

Tabel 4. Hasil Pengujian Sudut Roll

Respon Pesawat	Banyak Pengujian			Minimum Sistem
	Uji 1	Uji 2	Uji 3	
Rise time	0.8	0.7	0.86	< 1s
Settling time	1.7	1.3	1.4	< 3s
Overshoot	4.30	4.26	4.43	< 4.5°
Steady State Error	0.88	0.78	0.85	± 4.5°

Berdasarkan tabel hasil pengujian sudut *roll*, respon pesawat ketika diberikan gangguan secara keseluruhan baik dan memenuhi spesifikasi minimum yang ditentukan. Hasil terbaik diperoleh pada percobaan ke 2. Grafik analisa hasil respon terbaik pada sudut *roll* ditampilkan pada gambar 8.



Gambar 8. Grafik Analisa Sudut Roll



Sama halnya seperti pengujian pada sudut *pitch*, pengujian pada sudut *roll* juga diberikan gangguan sebesar 25° . Sesaat setelah pesawat diberikan gangguan terjadi penyimpangan dari *setpoint* dan terjadi gerak *rolling*. Gerak *rolling* adalah pergerakan pada kedua sayap yang saling berlawanan. Berdasarkan grafik analisa pengujian pada sudut *roll*, akibat diberikannya gangguan pesawat mengalami *overshoot* $4,26^\circ$ dengan *rise time* sebesar 0,7 detik. Waktu yang diperlukan oleh pesawat untuk mencapai *setpoint* sebesar 1,3 detik dengan besar *steady state error* untuk sudut *roll* adalah sebesar $0,78^\circ$.

Pada grafik analisa pada sudut *pitch* dan pada sudut *roll* terlihat pesawat mengalami mengalami osilasi setelah mencapai *setpoint*. Keadaan tersebut merupakan *critical stable* dari pesawat. Keadaan tersebut akan terus terjadi oleh pesawat dalam rangka mempertahankan keadaan sistem tetap pada *setpoint* yang telah ditentukan. Pesawat akan terus beresilasi namun tidak akan melebihi batas atas dan batas bawah yang telah ditentukan yaitu sebesar $\pm 4,5^\circ$.

VI. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil uji coba sistem yang telah dilakukan, dapat ditarik kesimpulan menerapkan metode kendali *Linier Quadratic Regulator* yang diterapkan memiliki kemampuan untuk mengurangi besar *overshoot* yang terjadi pada sistem, metode kendali tersebut juga memiliki respon waktu yang cepat dalam mencapai kestabilan terbang. Terbukti ketika pesawat diberikan gangguan, sistem dapat dengan cepat merespon gangguan tersebut dan kembali ke titik kestabilan. Waktu yang dibutuhkan oleh sistem untuk dapat mencapai *setpoint* sebesar 1.2 detik untuk sudut *pitch*, sedangkan untuk sudut *roll* diperlukan waktu sebesar 1.3 detik. Keberhasilan metode tersebut dalam menangani sudut *pitch* dan *roll* sangat mempengaruhi dalam stabilitas pesawat ketika terbang. Untuk penelitian-penelitian yang akan datang, perlunya dilakukan pengembangan dalam penelitian ini.

REFERENSI

- [1] D. 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] L. A. Sutawati, I. N. S. Kumara, and W. Widiadha, "Pengembangan Three Degree of Freedom Hexapod sebagai Robot Pemadam Api dengan Sensor UVTron Hamamatsu," *Maj. Ilm. Teknol. Elektro*, vol. 17, no. 3, p. 417, 2018, doi: 10.24843/rite.2018.v17i03.p17.
- [3] J. Kurniati, Rezki, "Seminar Nasional Industri dan Teknologi (SNIT), Politeknik Negeri Bengkalis," *Peranc. Apl. Antrian Pasien Di Rumah Sakit Menggunakan Metod. Fast*, no. Lcm, pp. 270–276, 2019.
- [4] A. Majid, R. Sumiharto, and S. B. Wibisono, "Identifikasi Model dari Pesawat Udara Tanpa Awak Sayap Tetap Jenis Bixler," *IJEIS (Indonesian J. Electron. Instrum. Syst.)*, vol. 5, no. 1, p. 43, 2015, doi: 10.22146/ijeis.7152.
- [5] H. Purnawan, Mardlijah, and E. B. Purwanto, "Design of linear quadratic regulator (LQR) control system for flight stability of LSU-05," *J. Phys. Conf. Ser.*, vol. 890, no. 1, 2017, doi: 10.1088/1742-6596/890/1/012056.
- [6] E. Irmawan, P. Mulyono, P. Studi, T. Dirgantara, S. Tinggi, and T. Kedirgantaraan, "KENDALI FUZZY-PID PADA SIKAP LONGITUDINAL DAN SIKAP," vol. 2, no. 2, pp. 1–7, 2018.
- [7] Z. Angeline Rerung, E. Sofyan, and F. Setiawan, "Analisis Kestabilan Statik Dan Dinamik Pada Pesawat Lsu-05 Ng (Lapan Surveillance Uav 05 New Generation) Dengan Menggunakan Perangkat Lunak Xflr5," *Tek. STTKD J. Tek. Elektron. Engine*, vol. 6, no. 2, pp. 76–83, 2020, doi: 10.56521/teknika.v6i2.215.
- [8] T. kuntoro Priyambodo, A. Dharmawan, O. A. Dhewa, and N. A. S. Putro, "Desain of Flight Control System for Flying Wing UAV Based on Pitch and Roll Rotation," vol. 03, no. 09, pp. 6–9, 2016.
- [9] T. Susanto and S. Ahdan, "Pengendalian Sikap Lateral Pesawat Flying wing Menggunakan Metode LQR," *PRotek J. Ilm. Tek. Elektro*, vol. 7, no. 2, pp. 99–103, 2020, doi: 10.33387/protk.v7i2.2034.
- [10] A. Crasta and S. A. Khan, "EFFECT OF ANGLE OF INCIDENCE ON STABILITY DERIVATIVES OF A WING," pp. 1–6, 1978.
- [11] W. Ratnasari, E. Apriliani, and M. Mardlijah, "Desain Kontrol pada Model Gerak Lateral-Direksional Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Menggunakan Output Feedback Control," *J. Sains dan Seni ITS*, vol. 11, no. 2, 2022, doi: 10.12962/j23373520.v11i2.75502.
- [12] 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.
- [13] A. N. T. Susanto, S. D. Riskiono, Rikendry, "IMPLEMENTASI KENDALI LQR UNTUK PENGENDALIAN SIKAP LONGITUDINAL PESAWAT FLYING WING," *J. Electro Luceat*, vol. 6, no. 2, pp. 245–254, 2020.
- [14] P. Nu, W. Lin, N. L. Kham, and H. M. Tun, "Longitudinal And Lateral Dynamic System Modeling Of A Fixed-Wing UAV," *Int. J. Sci. Technol. Res.*, vol. 6, no. 4, pp. 171–174, 2017.
- [15] 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)," vol. 05, pp. 93–104, 2017.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] L. M. Argentim, W. C. Rezende, P. E. Santos, and R. A. Aguiar, "PID, LQR and LQR-PID on a quadcopter platform," *2013 Int. Conf. Informatics, Electron. Vision, ICIEV 2013*, no. February 2015, 2013, doi: 10.1109/ICIEV.2013.6572698.
- [19] G. E. Setyawan, W. Kurniawan, and A. C. L. Gaol, "Linear Quadratic Regulator Controller (LQR) for AR. Drone's Safe Landing," *Proc. 2019 4th Int. Conf. Sustain. Inf. Eng. Technol. SIET 2019*, pp. 228–233, 2019, doi: 10.1109/SIET48054.2019.8986078.
- [20] K. Ogata, *Modern Control Engineering*. 2009.
- [21] "C Balas Modelling and Linear Control of a Quadrotor School of Engineering."
- [22] J. P. Sembiring, F. Rossi, and T. Susanto, "Kendali Sudut Pitch dan Roll fase Lepas Landas pada Pesawat VTOL- plane," vol. 21, no. 1, 2022.
- [23] B. Liu and Z. Jiao, "LQR lateral-directional control law design for distributed propulsion layout flying wing," *2017 IEEE Int. Conf. Cybern. Intell. Syst. CIS 2017 IEEE Conf. Robot. Autom. Mechatronics, RAM 2017 - Proc.*, vol. 2018-Janua, pp. 715–719, 2018, doi: 10.1109/ICCIS.2017.8274866.
- [24] R. Nelson, "Robert Nelson Flight Stability and Automatic Control 2nd Ed." 1997.
- [25] R. Andini and Y. P. Astuti, "MATH unesa," *J. Ilm. Mat.*, vol. 9, no. 2, pp. 437–446, 2021, [Online]. Available: <https://media.neliti.com/media/publications/249234-model-infeksi-hiv-dengan-pengaruh-percoba-b7e3cd43.pdf>.
- [26] E. saputra E. I nyoman, I. R. Agung, and Y. Divayana, "ED-255EK Embedded Education Platform Sebagai Modul Praktikum Embedded System Dengan Robot Arm Module Dan Voice Module," *Maj. Ilm. Teknol. Elektro*, vol. 18, no. 1, p. 91, 2019, doi: 10.24843/rite.2019.v18i01.p13.