

Kontrol Kestabilan *Altitude* dan *Attitude* Quadcopter terhadap Gangguan Eksternal menggunakan PID

Haykal Ikhsan Wijaya¹, Imam Taufiqurrahman², Sutisna³

^{1,2,3} Program Studi Elektro, Universitas Siliwangi, Jl. Mugarsari, Kec. Tamansari, Kota Tasikmalaya, Indonesia

INFORMASI ARTIKEL

Received: November 05, 2025

Reviewed: December 24, 2025

Available online: December 31, 2025

KORESPONDEN

E-mail: 217002032@student.unsil.ac.id

ABSTRACT

The development of quadcopters has progressed rapidly in recent years and has been widely used in various fields of application, but resistance to external disturbances such as wind gusts remains a major challenge. This study analyzes how well PID control functions to maintain drone stability in terms of attitude and altitude through testing using Simulink. A mathematical model of the quadcopter was created using the Newton-Euler method and tested with PID control. The test shows that under ideal conditions, PID control can keep the system stable without any problems. However, when there is a disturbance moment of 0.005 Nm, its performance declines, especially on the roll and pitch axes, which deviate up to 114.5% from their intended positions and have steady-state errors of 0.0145 and 0.0144. In addition, the yaw angle experienced an overshoot of up to 42.5% and had a steady-state error of 0.0126. These results show that even though PID control is a conventional control with limitations, its ability to return the system to a stable state after a disturbance makes it a good and useful solution for applications that do not require extreme resistance to disturbances.

KEYWORD:

Altitude, Attitude, External Disturbances, Stability, PID Control, Quadcopter.

ABSTRAK

Perkembangan quadcopter, telah mengalami kemajuan yang sangat pesat dalam beberapa tahun terakhir dan telah dimanfaatkan secara luas dalam berbagai macam bidang aplikasi, namun ketahanan terhadap gangguan eksternal seperti hembusan angin masih menjadi tantangan utama. Penelitian ini menganalisis seberapa baik kontrol PID berfungsi untuk menjaga kestabilan drone dalam menjaga *attitude* dan *altitude* melalui pengujian menggunakan Simulink. Model matematis quadcopter dibuat menggunakan metode Newton-Euler dan diuji dengan kontrol PID. Uji coba menunjukkan bahwa ketika kondisi ideal, kontrol PID dapat menjaga sistem tetap stabil tanpa masalah. Namun, ketika terdapat momen gangguan sebesar 0.005 Nm, kinerjanya menurun, terutama pada sumbu *roll* dan *pitch*, yang melenceng hingga 114.5% dari posisi seharusnya dan memiliki kesalahan *steady-state* sebesar 0.0145 dan 0.0144. Selain itu, sudut *yaw* mengalami *overshoot* hingga 42.5% dan memiliki kesalahan *steady-state* sebesar 0.0126. Hasil ini menunjukkan bahwa meskipun pengendali PID adalah pengendali konvensional dengan batasan, kemampuannya untuk mengembalikan sistem ke keadaan stabil setelah terganggu membuatnya tetap menjadi solusi yang baik dan berguna untuk aplikasi yang tidak memerlukan ketahanan ekstrem terhadap gangguan.

KATA KUNCI:

Altitude, Attitude, Gangguan Eksternal, Kestabilan, Kontrol PID, Quadcopter.

PENDAHULUAN

Perkembangan teknologi *drone*, khususnya quadcopter, telah mengalami kemajuan yang sangat pesat dalam beberapa tahun terakhir dan telah dimanfaatkan secara luas dalam berbagai bidang aplikasi seperti pemetaan wilayah, fotografi dan videografi udara, pengawasan keamanan, hingga misi pencarian dan penyelamatan. Salah satu tantangan utama dalam operasional quadcopter adalah kemampuannya dalam menghadapi gangguan. Quadcopter merupakan sistem non-linear yang rentan terhadap gangguan eksternal, menyebabkan guncangan dan ketidakstabilan yang dapat mengganggu kemampuan mempertahankan ketinggian dan posisi [1], [2]. Karena hal itu masalah ketahanan menjadi masalah yang krusial pada pengendalian quadcopter yang memiliki dinamika yang kompleks. Sebab itu dibutuhkan pengontrol yang andal untuk mengurangi efek gangguan tersebut.

Penggunaan pengendali PID (*Proportional-Integral-Derivative*) pada quadcopter sudah lama digunakan sebagai pilihan utama dan sudah menjadi standar industri berkat kesederhanaannya, ketahanannya, dan efektivitas praktisnya. Dengan struktur tiga parameter yang melibatkan komponen proporsional, integral, dan derivatif, kontrol PID menjadi intuitif dan efisien untuk implementasi, secara alami menangani keadaan saat ini, masa lalu, dan masa depan dari dinamika quadcopter yang sangat non-linier dan terhubung [3]. Pada penelitian yang dilakukan [4], pengontrol PID mampu melakukan menstabilkan *attitude* dan *altitude* quadcopter dengan cukup baik dalam kondisi ideal. Meskipun demikian, performa kontroler PID konvensional seringkali dihadapkan pada tantangan besar saat beroperasi di lingkungan nyata yang penuh dengan gangguan dinamis, seperti hembusan angin. Kurangnya analisis mendalam mengenai kapabilitas pengendali PID dalam mengatasi gangguan eksternal secara sistematis menjadi celah penting yang perlu diisi.

Tujuan utama penelitian ini adalah merancang, menerapkan, dan menganalisis kinerja pengendali PID untuk mempertahankan kestabilan *attitude* dan *altitude* quadcopter di bawah pengaruh gangguan eksternal. Pada penelitian ini juga akan secara khusus mengevaluasi kemampuan pengendali PID yang telah dioptimalkan untuk menangani momen dan gaya gangguan yang disimulasikan, seperti hembusan angin, dan membandingkan kinerjanya sebelum dan sesudah gangguan. Studi ini membantu dengan memberikan bukti empiris melalui simulasi mengenai sejauh mana pengendali PID yang sederhana dapat secara efektif mengatasi gangguan eksternal pada quadcopter.

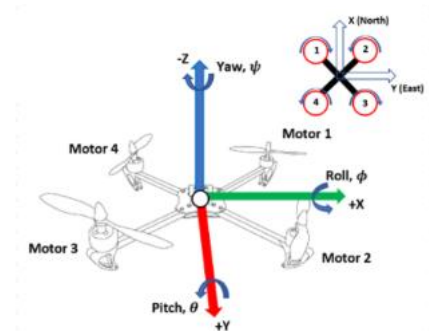
METHOD

Model Matematika Quadcopter

Sistem udara tak berawak yang dikendalikan oleh empat rotor utama dikenal sebagai quadcopter. Setiap rotor dapat dikonfigurasi menjadi "+" atau "X". Pada konfigurasi "X", setiap rotor ditempatkan pada sudut 45° terhadap sumbu tubuh. Distribusi gaya dan momen dipengaruhi oleh perbedaan konfigurasi ini, terutama dinamika translasi dan rotasi. Dalam penelitian ini, model quadcopter dibuat dengan beberapa asumsi penyederhanaan, seperti menganggap quadcopter sebagai benda tegar (*rigid body*), pusat massa bertepatan dengan pusat geometris bingkai, dan struktur bingkai simetris. Model ini memiliki enam derajat kebebasan, yang terdiri dari tiga gerakan translasi (X, Y, Z) dan tiga rotasi (*roll*, *pitch*, *yaw*), yang dianalisis menggunakan metode *Newton-Euler*.

Untuk mendeskripsikan gerakan quadcopter, digunakan dua kerangka acuan (*reference frame*):

1. **Kerangka Acuan Inersia Lokal (Lokal NED)**, digunakan untuk mendefinisikan posisi dan kecepatan linier relatif terhadap bumi. Dalam kerangka ini, sumbu X mengarah ke utara, sumbu Y ke timur, dan sumbu Z ke bawah.
2. **Kerangka Acuan Badan (*Body Frame*)**, berada di pusat massa quadcopter dan digunakan untuk mendefinisikan orientasi, yang diwakili oleh sudut Euler: ϕ (*roll*), θ (*pitch*), dan ψ (*yaw*).



Gambar 1. Konfigurasi kerangka acuan quadcopter tipe 'X'

Apabila kita menyusun masing-masing matriks rotasi elementer terhadap ketiga sumbu maka, di dapat matriks rotasi individu untuk setiap sumbu adalah:

$$R_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$R_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (3)$$

Hubungan antara kedua kerangka acuan ini dijelaskan melalui matriks rotasi (R). Matriks ini mentransformasikan vektor dari kerangka acuan badan ke kerangka acuan inersia.

$$R = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi) \quad (4)$$

$$R = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (5)$$

Dimana c adalah cos dan s adalah sin.

Dinamika Rotasi Quadcopter

Dinamika rotasi quadcopter dijelaskan melalui hukum Euler di mana momen total yang bekerja pada quadcopter akan menghasilkan percepatan sudut [4].

$$I\dot{\omega}^B + \omega^B \times (I\omega^B) = \tau^B \quad (6)$$

Dimana I adalah matriks inersia, ω^B adalah kecepatan sudut dalam B -frame, dan τ^B adalah total momen gaya. Dapat kita tulis ulang menjadi,

$$\dot{\omega}^B = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = I^{-1}(\tau^B - \omega^B \times (I\omega^B)) \quad (7)$$

Quadcopter dapat dimodelkan seperti dua batang tipis seragam yang bersilangan di titik asal dengan massa titik (motor) di ujung masing-masing. Dengan demikian, jelas bahwa simetri menghasilkan matriks inersia diagonal berbentuk.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (8)$$

Dimana τ^B diberikan sebagai,

$$\tau^B = \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} \quad (9)$$

Dengan memasukan persamaan (7) dan (8) ke dalam persamaan (6), maka di dapat persamaan rotasi pada *body frame* sebagai berikut,

$$\dot{\omega}^B = \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_\phi I_{xx}^{-1} \\ \tau_\theta I_{yy}^{-1} \\ \tau_\psi I_{zz}^{-1} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\theta}\dot{\psi} \\ \frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\phi}\dot{\psi} \\ \frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\phi}\dot{\theta} \end{bmatrix} \quad (10)$$

Dinamika Translasi Quadcopter

Dinamika translasi quadcopter diturunkan dari hukum kedua newton, yaitu resultan gaya yang bekerja pada pusat massa sama dengan massa dikalikan percepatan linear[4], [5]:

$$F = m \left(\frac{dv}{dt} \right) = m \left(\frac{d^2\xi}{dt^2} \right) = m\ddot{\xi} = F_g + F_T + F_D \quad (11)$$

Dengan $\xi = [X \ Y \ Z]^T$ posisi dalam kerangka inersial, F_g gaya gravitasi, F_T gaya angkat (*thrust*), dan F_D gaya hambat aerodinamika. Dinamika translasi quadcopter didapatkan dengan menghubungkan kedua kerangka acuan: kerangka acuan NED dan kerangka acuan tubuh (*body frame*). Hubungan itu dijembatani oleh matriks rotasi (R),

$$\ddot{\xi} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} - \frac{1}{m} R T_B - \frac{1}{m} A \dot{\xi} \quad (12)$$

Dengan $T_B = [0 \ 0 \ U_1]^T$ merupakan gaya angkat total pada kerangka tubuh, dan A adalah matriks hambat aerodinamika. Dengan memasukkan persamaan (5) ke dalam persamaan (11), maka didapat model lengkap percepatan translasi pada masing-masing sumbu dalam kerangka NED, dituliskan sebagai:

$$\begin{cases} m\ddot{X} = (\sin\psi\sin\phi - \cos\psi\sin\theta\cos\phi)U_1 - A_x\dot{X} \\ m\ddot{Y} = (\cos\psi\sin\phi + \sin\psi\sin\theta\cos\phi)U_1 - A_y\dot{Y} \\ m\ddot{Z} = mg - (\cos\theta\cos\phi)U_1 - A_z\dot{Z} \end{cases} \quad (13)$$

Dengan $U_1 = b \sum_{i=1}^4 \Omega_i^2$, dimana b adalah konstanta gaya angkat, dan Ω_i adalah kecepatan sudut rotor ke-i. Pada konfigurasi "X", pengendalian *roll* dan *pitch* dipengaruhi oleh selisih kecepatan rotor serta faktor geometris yang disebabkan oleh posisi rotor pada sudut 45° dari sumbu tubuh.

$$\begin{cases} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = b \sin\left(\frac{p}{4}\right) (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_3 = b \sin\left(\frac{p}{4}\right) (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ U_4 = d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{cases} \quad (14)$$

Dengan U_1 adalah *thrust* total, U_2 komponen roll, U_3 komponen pitch, dan U_4 komponen yaw.

Linearisasi pada Titik Hover

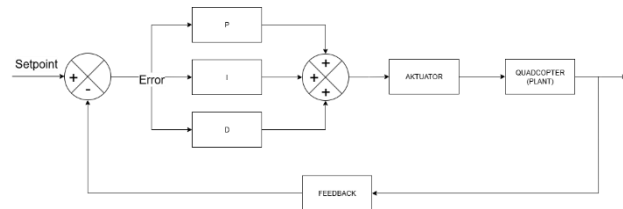
Dalam perancangan kendali, persamaan nonlinear dilinearisasi pada kondisi hover ($\phi, \theta \approx 0, \psi \approx \text{konstan}$, dan $U_1 \approx mg$). Hasil linearisasinya menjadi:

$$\begin{cases} \ddot{X} = -g\theta - \frac{A_x}{m}\dot{X} \\ \ddot{Y} = -g\phi - \frac{A_y}{m}\dot{Y} \\ \ddot{Z} = -\frac{1}{m}\Delta U_1 - \frac{A_z}{m}\dot{Z} \end{cases} \quad (15)$$

Dengan $\Delta U_1 = U_1 - mg$.

Desain Sistem Kontrol

PID merupakan jenis kontrol umpan balik yang berfungsi dengan mengukur selisih (*error*) antara posisi target dan posisi saat ini, kemudian melakukan penyesuaian gerakan sistem menggunakan tiga komponen parameter utama [6]. Dalam penelitian ini, pengendali PID (*Proportional-Integral-Derivative*) digunakan.



Gambar 2. Kontrol PID

Persamaan fungsi domain waktu dari PID ditunjukkan sebagai berikut:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t)dt + K_d \frac{de}{dt} \quad (16)$$

Dimana $u(t)$ merupakan sinyal kontrol yang dikirim ke aktuator (misalnya, kecepatan motor pada quadcopter), $e(t)$ adalah eror, yaitu selisih antara posisi atau orientasi yang diinginkan dan posisi aktual, K_p untuk konstanta proporsional, K_i untuk konstanta integral dan K_d untuk konstanta derivatif. Berikut merupakan kontrol turunan untuk *altitude* dan *attitude*.

Kontrol Altitude PID

$$U_1 = K_p^z e_z + K_d^z \dot{e}_z + K_i^z \int (e_z), e_z = z - z_d \quad (17)$$

Dimana K_p, K_d, K_i merupakan penguatan proporsional, derivatif dan integral, e_z merupakan perubahan rasio dari *altitude* yang diinginkan dan z_d merupakan *altitude* yang diinginkan.

Kontrol Attitude PID

Roll:

$$U_2 = K_p^\phi e_\phi + K_d^\phi \dot{e}_\phi + K_i^\phi \int (e_\phi), e_\phi = \phi - \phi_d \quad (18)$$

Dimana K_p, K_d, K_i merupakan penguatan proporsional, derivatif dan integral, e_ϕ merupakan perubahan rasio dari *roll* yang diinginkan dan ϕ_d merupakan *roll* yang diinginkan.

Pitch:

$$U_3 = K_p^\theta e_\theta + K_d^\theta \dot{e}_\theta + K_i^\theta \int (e_\theta), e_\theta = \theta - \theta_d \quad (19)$$

Dimana K_p, K_d, K_i merupakan penguatan proporsional, derivatif dan integral, e_θ merupakan perubahan rasio dari *pitch* yang diinginkan dan θ_d merupakan *pitch* yang diinginkan.

Yaw:

$$U_4 = K_p^\psi e_\psi + K_d^\psi \dot{e}_\psi + K_i^\psi \int (e_\psi), e_\psi = \psi - \psi_d \quad (20)$$

Dimana K_p, K_d, K_i merupakan penguatan proporsional, derivatif dan integral, e_ψ merupakan perubahan rasio dari *yaw* yang diinginkan dan ψ_d merupakan *yaw* yang diinginkan.

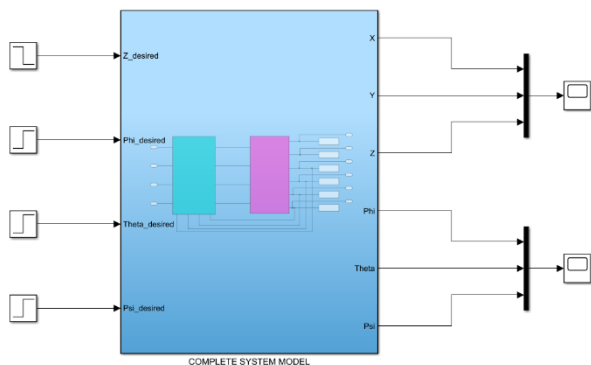
Parameter Quadcopter

Tabel 1. Parameter Quadcopter

Parameter	Value	Unit
m	0.5	Kg
g	9.81	m/s ²
l	0.23	m
I_{xx}	7.5×10^{-3}	Kg.m ²
I_{yy}	7.5×10^{-3}	Kg.m ²
I_{zz}	1.3×10^{-2}	Kg.m ²
J_r	6.5×10^{-7}	Kg.m ²
b	1.144×10^{-8}	N.s ² /rad ²
d	9.94×10^{-10}	N.m.s ² /rad ²
A_x	0.2	Kg/s
A_y	0.2	Kg/s
A_z	0.5	Kg/s

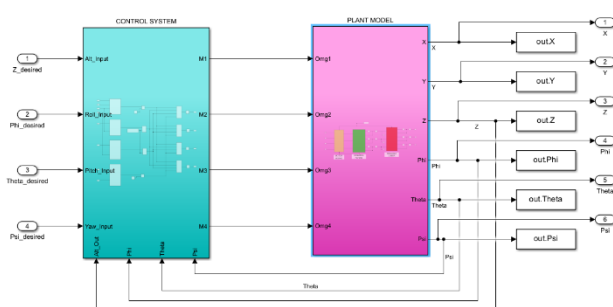
HASIL DAN PEMBAHASAN

Kontroler quadcopter dan model sistemnya ditampilkan pada simulink, terlihat pada gambar berikut.



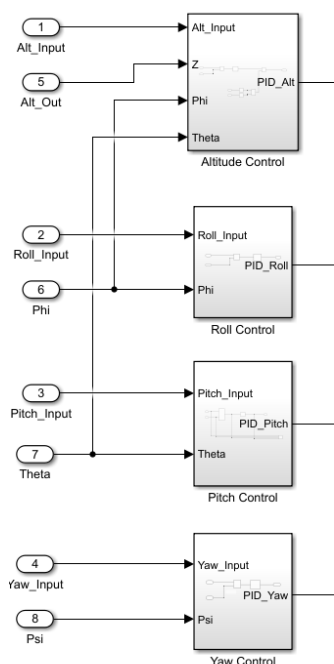
Gambar 3. Kontroler quadcopter dan model sistem

Serangkaian blok masukan dan keluaran ini ditampilkan di bawah ini.



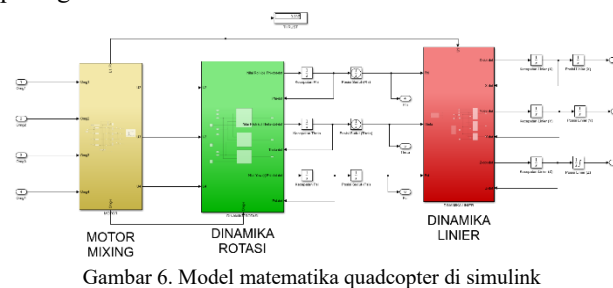
Gambar 4. Blok masukan dan keluaran dalam simulink

Nilai *attitude* yang diinginkan yang dihitung oleh pengendali sikap digabungkan dengan kontrol *altitude* yang diinginkan seperti yang ditunjukkan pada gambar di bawah ini.



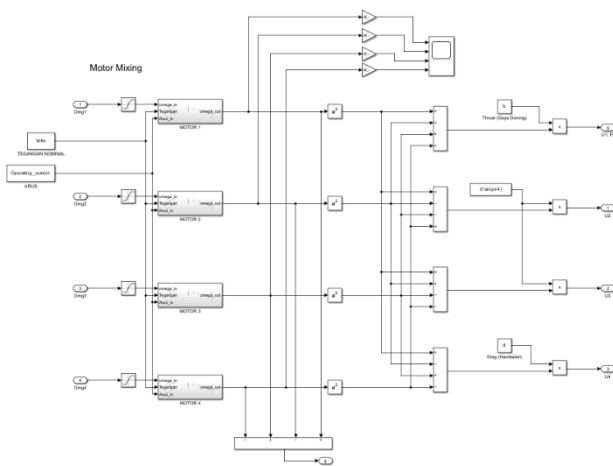
Gambar 5. Kontrol *attitude* dan *altitude* di simulink

Berikut blok untuk model quadcopter yang ditunjukkan pada gambar di bawah ini.



Gambar 6. Model matematika quadcopter di simulink

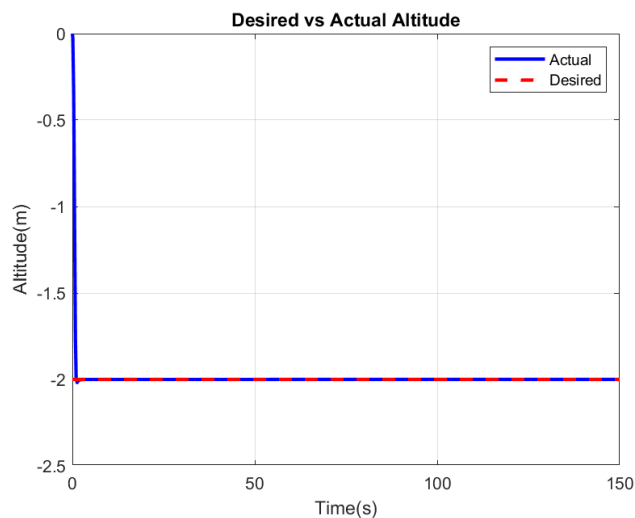
Penghitung kecepatan motor digunakan untuk merubah kecepatan sudut menjadi U. Kecepatan sudut ini dihasilkan dari masukan kontrol *attitude* dan *altitude*.



Gambar 7. Blok *motor mixing* di simulink

Respon Kontrol PID untuk Altitude

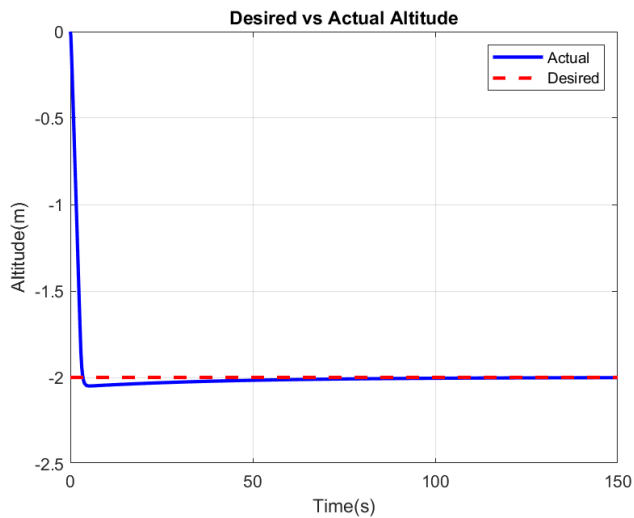
Pengujian kontrol PID untuk *altitude* diberikan parameter PID, $K_P = 18$, $K_I = 0.44$, dan $K_D = 6.8$ dengan *setpoint* 2 meter dengan kondisi tanpa gangguan. Gambar 8 menampilkan respon kontrol PID *altitude* pada quadcopter sebagai berikut.



Gambar 8. Respon kontrol PID *altitude* tanpa gangguan

Pada pengujian selanjutnya quadcopter diberikan gangguan berupa hembusan angin konstan dengan

kecepatan 2 m/s pada sumbu Z dengan parameter kontrol PID dengan nilai yang sama. Grafik perbandingan hasil PID dan nilai yang diinginkan ditampilkan pada gambar 9.



Gambar 9. Respon kontrol PID *altitude* dengan gangguan

Berikut diberikan tabel perbandingan kontrol PID pada *altitude* dengan dan tanpa gangguan.

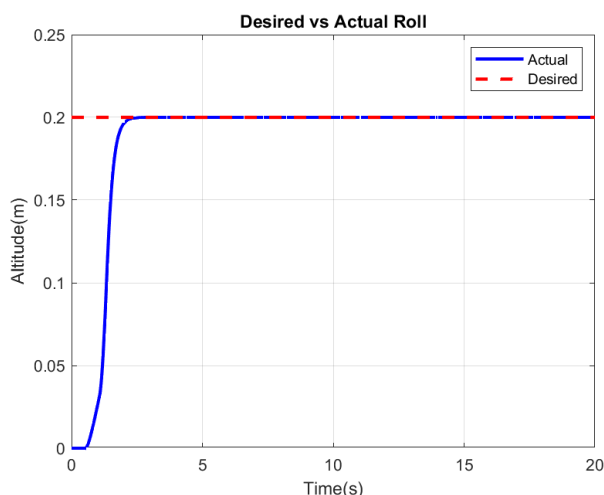
Tabel 2. Perbandingan kontrol PID pada *altitude*

Parameter Uji	Tanpa Gangguan	Dengan Gangguan
Waktu Stabilisasi (s)	3.2	95
Overshoot (%)	0.5	2.45
<i>Steady-state Error</i>	0.0005	0.005

Respon Kontrol PID untuk Attitude

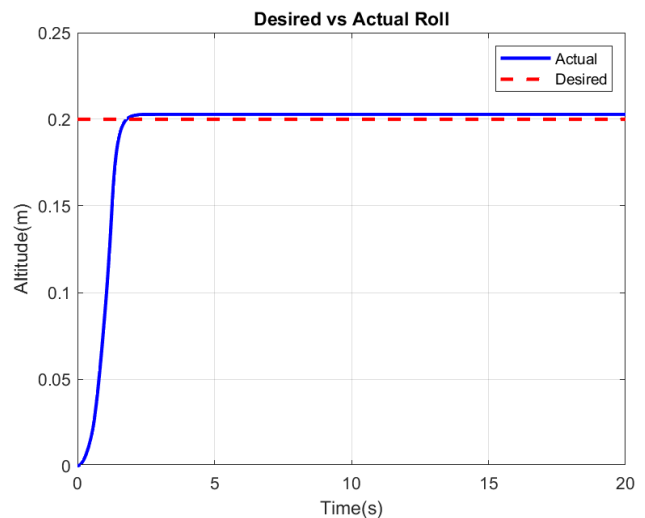
Kontrol Roll

Pada sudut *roll* diberikan parameter nilai PID, $K_P = 0.35$, $K_I = 0$, dan $K_D = 0.1$ dengan *setpoint* 0.2 rad/s dengan kondisi tanpa gangguan. Gambar 10 menampilkan respon kontrol PID *roll* pada quadcopter sebagai berikut.

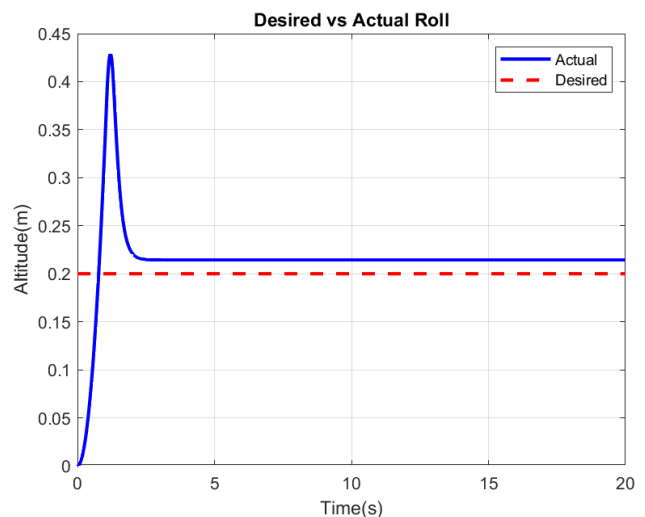


Gambar 10. Respon kontrol PID *roll* tanpa gangguan

Pada pengujian selanjutnya sudut *roll* akan diberi gangguan konstan berupa momen torsi di sekitar pusat massa quadcopter sebesar 0.001 Nm dan 0.005 Nm. Nilai parameter PID dan *setpoint* tetap. Grafik perbandingan ditunjukkan pada gambar 11 dan 12.



Gambar 11. Respon kontrol PID *roll* dengan gangguan 0.001 Nm



Gambar 12. Respon kontrol PID *roll* dengan gangguan 0.005 Nm

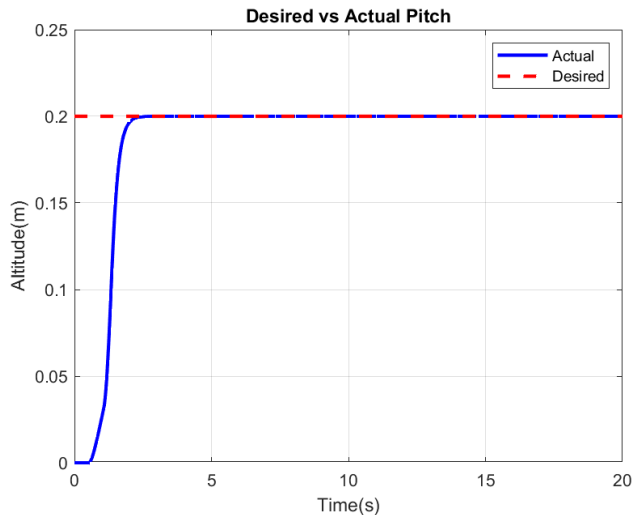
Pada tabel 3 diberikan perbandingan kontrol PID dengan dan tanpa gangguan.

Tabel 3. Perbandingan kontrol PID pada *roll*

Parameter Uji	Tanpa Gangguan	Dengan Gangguan (0.001Nm)	Dengan Gangguan (0.005Nm)
Waktu Stabilisasi (s)	2.85	2.7	2.8
Overshoot (%)	0	0	114.5
<i>Steady-state Error</i>	0	0.0029	0.0145

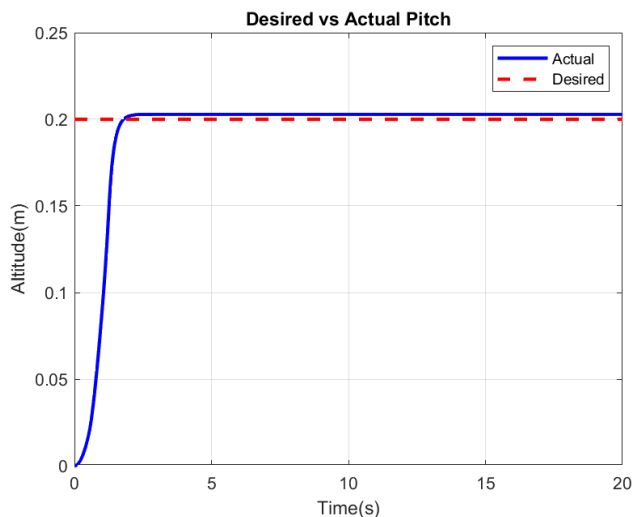
Kontrol Pitch

Pada sudut *pitch* diberikan parameter nilai PID, $K_P = 0.35$, $K_I = 0$, dan $K_D = 0.1$ dengan *setpoint* 0.2 rad/s dengan kondisi tanpa gangguan. Gambar 13 menampilkan respon kontrol PID *pitch* pada quadcopter sebagai berikut.

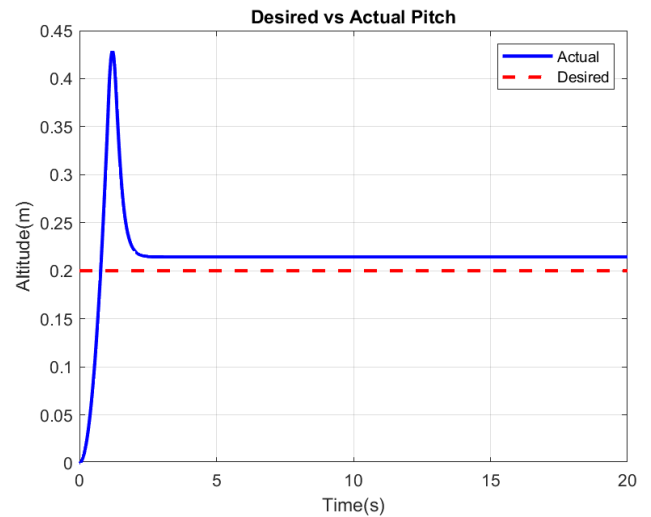


Gambar 13. Respon kontrol PID *pitch* tanpa gangguan

Pada pengujian selanjutnya sudut *pitch* akan diberi gangguan konstan berupa momen torsi di sekitar pusat massa quadcopter sebesar 0.001 Nm dan 0.005 Nm. Nilai parameter PID dan *setpoint* tetap. Grafik perbandingan ditunjukkan pada gambar 14 dan 15.



Gambar 14. Respon kontrol PID *pitch* dengan gangguan 0.001 Nm



Gambar 15. Respon kontrol PID *pitch* dengan gangguan 0.005 Nm

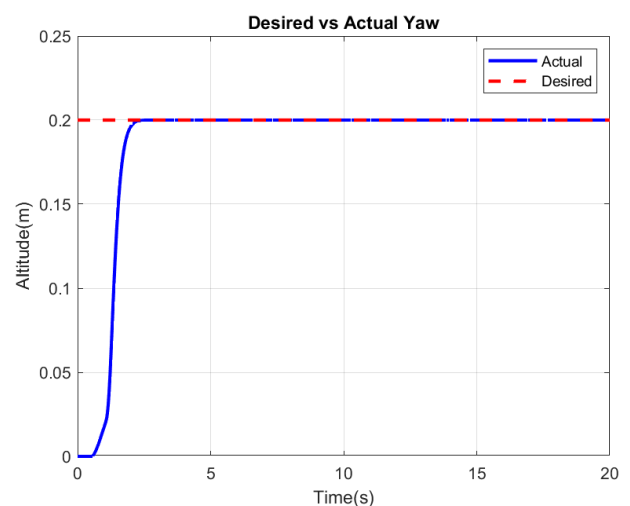
Pada tabel 4 diberikan perbandingan kontrol PID dengan dan tanpa gangguan.

Tabel 4. Perbandingan kontrol PID pada *pitch*

Parameter Uji	Tanpa Gangguan	Dengan Gangguan (0.001Nm)	Dengan Gangguan (0.005Nm)
Waktu Stabilisasi (s)	2.85	2.7	2.83
Overshoot (%)	0	0	114.5
Steady-state Error	0	0.0029	0.0144

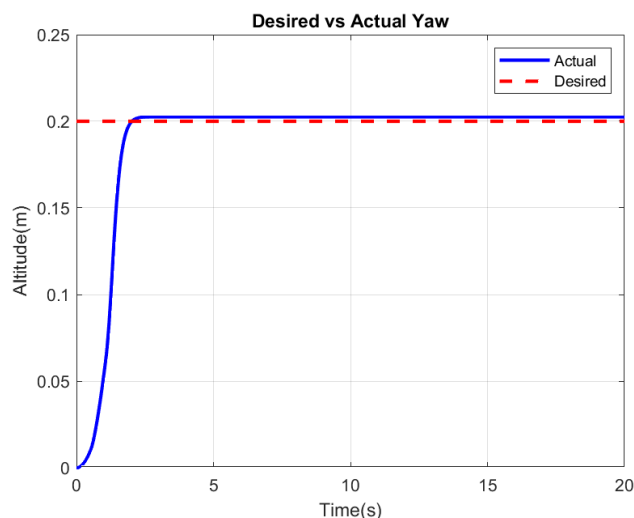
Kontrol Yaw

Pada sudut *yaw* diberikan parameter nilai PID, $K_P = 0.4$, $K_I = 0$, dan $K_D = 0.13$ dengan *setpoint* 0.2 rad/s dengan kondisi tanpa gangguan. Gambar 16 menampilkan respon kontrol PID *yaw* pada quadcopter sebagai berikut.

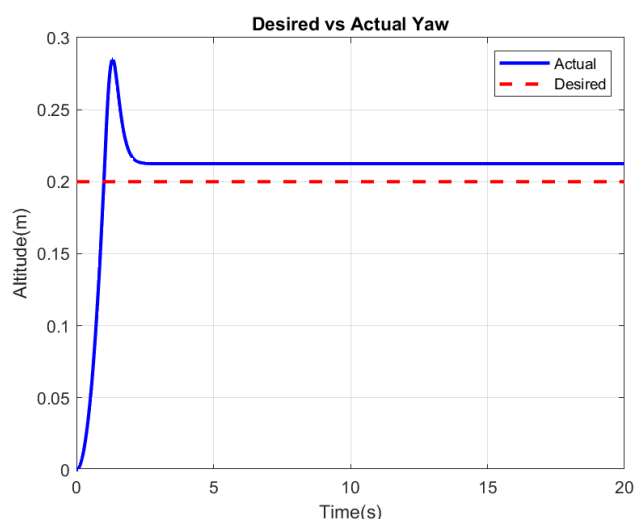


Gambar 16. Respon kontrol PID *yaw* tanpa gangguan

Pada pengujian selanjutnya sudut *yaw* akan diberi gangguan konstan berupa momen torsi di sekitar pusat massa quadcopter sebesar 0.001 Nm dan 0.005 Nm. Nilai parameter PID dan *setpoint* tetap. Grafik perbandingan ditunjukkan pada gambar 17 dan 18.



Gambar 17. Respon kontrol PID *yaw* dengan gangguan 0.001 Nm



Gambar 18. Respon kontrol PID *yaw* dengan gangguan 0.005 Nm

Pada tabel 5 diberikan perbandingan kontrol PID dengan dan tanpa gangguan.

Tabel 5. Perbandingan kontrol PID pada *yaw*

Parameter Uji	Tanpa Gangguan	Dengan Gangguan (0.001Nm)	Dengan Gangguan (0.005Nm)
Waktu Stabilisasi (s)	2.54	2.5	2.62
Overshoot (%)	0	0	42.5
Steady-state Error	0	0.0025	0.0126

KESIMPULAN

Pemodelan quadcopter pada penelitian ini digunakan untuk melihat sejauh mana pengontrol PID mampu merespons gangguan secara konstan. Hasil dari pengujian menunjukkan bahwa pengendali PID dapat menstabilkan quadcopter ketika beroperasi dalam kondisi yang ideal, tetapi kinerjanya menurun saat mengalami gangguan. Ini terlihat dari pengujian pada sumbu *roll* dan *pitch*, di mana pemberian momen gangguan sebesar 0.005 Nm menyebabkan *overshoot* yang cukup besar, mencapai 114.5% dari *setpoint* dan kondisi ini juga menghasilkan kesalahan *steady-state* sebesar 0.0145 untuk *roll* dan 0.0144 untuk *pitch*, yang menunjukkan masih ada kekurangan dalam menangani gangguan. Selain itu, sudut *yaw* mengalami *overshoot* hingga 42.5% dan memiliki kesalahan *steady-state* sebesar 0.0126. Namun, kemampuan pengendali PID untuk membawa kembali quadcopter ke keadaan stabil membuktikan bahwa kontrol klasik ini, jika diatur dengan baik, tetap merupakan solusi yang efektif untuk mengatasi gangguan eksternal.

REFERENSI

- [1] Zoel Fachri and Muhammad Ichsan, "PENGENDALIAN QUADCOPTER MENGGUNAKAN CC3D FLIGHT CONTROLLER," *J-Innovation*, vol. 11, no. 2, pp. 44–49, Dec. 2022, doi: 10.55600/jipa.v11i2.156.
- [2] M. Qasim, E. Susanto, and A. S. Wibowo, "PID Control for Attitude Stabilization of an Unmanned Aerial Vehicle Quad-copter," in *International Conference on Instrumentation, Control, and Automation (ICA)*, Yogyakarta: IEEE, 2017, pp. 9–11. doi: <https://doi.org/10.1109/ICA.2017.8068423>.
- [3] I. Lopez-Sanchez and J. Moreno-Valenzuela, "PID control of quadrotor UAVs: A survey," *Annu Rev Control*, vol. 56, p. 100900, 2023, doi: <https://doi.org/10.1016/j.arcontrol.2023.100900>.
- [4] C. A. Cárdenas R, V. H. Grisales, C. A. Collazos Morales, H. D. Cerón-Muñoz, P. Ariza-Colpas, and R. Caputo-Llanos, "Quadrotor Modeling and a PID Control Approach," *Lecture Notes in Computer Science (including subseries Lecture Notes in Artificial Intelligence and Lecture Notes in Bioinformatics)*, vol. 11886 LNCS, no. April, pp. 281–291, 2020, doi: 10.1007/978-3-030-44689-5_25.
- [5] A. Gibiansky, "Quadcopter Dynamics and Simulation." Accessed: Sep. 18, 2025. [Online]. Available: <https://andrew.gibiansky.com>
- [6] Z. Li, "Review of PID control design and tuning methods," *J Phys Conf Ser*, vol. 2649, no. 1, 2023, doi: 10.1088/1742-6596/2649/1/012009.