

Respon Gerak Kestabilan Dinamik Quadcopter Akibat Input Kendali pada Matra Longitudinal dan Lateral

Budi Hartono

Prodi Teknik Aeronautika, Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung
Jl. Gegerkalong Hilir, Ds. Ciwaruga, Bandung 40012
email : buhar.aero@gmail.com

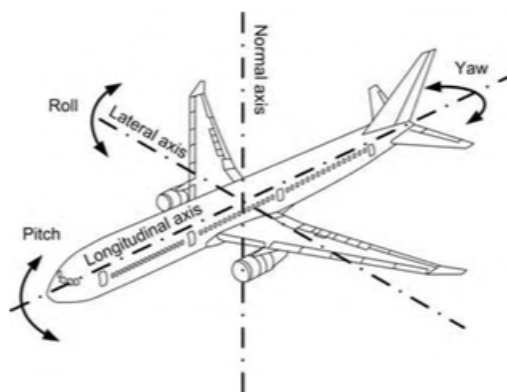
Abstrak

Kestabilan dinamik *fixed-wing* ditandai dengan lima respon gerak. Pada matra longitudinal terdapat modus gerak *short period* dan *phugoid*. Pada kopling gerak matra lateral dan direksional terdapat modus gerak *roll damping*, *spiral*, dan *dutch roll*. Metode uji terbang dengan memberikan input kendali impuls dan doublet pada *fixed-wing* bertujuan untuk mendapatkan modus kestabilan dinamik pesawat. Kestabilan statik *fixed-wing* terjadi akibat penempatan bidang kendali, sedangkan kestabilan quadcopter diperoleh melalui pengaturan keempat rotor oleh *flight controller*. Penelitian ini bertujuan untuk merancang teknik manuver uji terbang yang mensimulasikan input kendali impuls dan doublet pada kendali elevator dan aileron quadcopter. Dengan pengaturan nilai konstanta PID yang tepat, maka pada *pitch rate* tidak terjadi delay antara perintah input dan output gerak pesawat dengan damping sebesar 303 mili-detik. Sedangkan hasil *roll rate tuning* terjadi delay 0.77% dengan damping sebesar 401 mili-detik. Hasil uji terbang dengan input kendali impuls dan doublet elevator, diperoleh gerak quadcopter yang menyerupai *short period*. Hal ini ditandai dengan terjadinya perubahan tinggi terbang dan durasi oksilasi *pitch* kurang dari 2.0 detik. Hasil uji terbang dengan input kendali impuls dan doublet aileron, diperoleh gerak quadcopter yang mirip *roll damping*. Hal ini ditandai dengan tidak adanya perubahan sudut yaw dan durasi oksilasi *roll* kurang dari 2.0 detik.

Kata kunci: quadcopter, impuls dan doublet, modus gerak

1. Pendahuluan

Tata acuan koordinat benda pesawat udara sayap-tetap (*fixed-wing*) ditunjukkan pada Gambar 1. Dengan asumsi bahwa pusat gravitasi (*centre of gravity*) pesawat tetap dan bergerak sepanjang garis lurus, maka gangguan pada pesawat menyebabkan gerak rotasi terhadap pusat gravitasi tersebut.



Gambar 1. Tata acuan koordinat benda pada pesawat udara [1]

Terdapat tiga gerak rotasi yang masing-masing terkait dengan kestabilan dinamik pesawat udara. Pertama, gerak rotasi terhadap sumbu longitudinal (sumbu- x) disebut momen rolling dan merupakan kestabilan matra lateral (bidang $y-z$). Kedua, gerak rotasi terhadap sumbu lateral (sumbu- y) disebut momen pitching dan merupakan kestabilan matra longitudinal (bidang $x-z$). Ketiga, gerak rotasi terhadap sumbu normal/direksional (sumbu- z) disebut momen yawing dan merupakan kestabilan

matra direksional (bidang x - y). Pada pesawat sayap-tetap terdapat kopling gerak matra lateral-direksional.

Pada pesawat sayap-tetap yang mendapat gangguan dari kondisi terbang datar tunak (*steady level flight*) akan terbangkitkan gaya dan momen yang akan cenderung mengembalikan pesawat udara ke kondisi keseimbangan awal. Kecenderungan ini disebut kestabilan statik. Proses sikap pesawat udara menuju kondisi awal tersebut merupakan proses kestabilan dinamik.

Kestabilan dinamik fixed-wing ditandai dengan lima respon gerak pesawat. Pada matra longitudinal terdapat modus gerak short period (*short period pitching oscillation*) dan phugoid. Pada kopling gerak matra lateral-direksional terdapat modus gerak roll damping, spiral, dan dutch roll.

Metode uji terbang dengan memberikan input kendali impuls dan doublet pada fixed-wing bertujuan untuk mendapatkan modus kestabilan dinamik pesawat [2]. Kedua input kendali tersebut dilakukan pada bidang kendali elevator dan aileron untuk mendapatkan karakteristik gerak pada matra longitudinal dan kopling gerak pada matra lateral-direksional. Kestabilan statik fixed-wing terjadi akibat penempatan bidang kendali, sedangkan kestabilan quadcopter diperoleh melalui pengaturan keempat rotor oleh flight controller. Hal menarik untuk mengetahui apakah pengaruh input kendali impuls dan doublet terhadap karakteristik gerak yang terjadi pada pesawat sayap-tetap juga terjadi pada quadcopter.

2. Metodologi

Pada penelitian ini dilakukan rancang-bangun quadcopter dan in-flight PID tuning untuk mendapatkan nilai K_p , K_i , dan K_d yang tepat agar quadcopter terbang stabil dan terkendali. Selain itu, perlu dirancang teknik manuver uji terbang yang mensimulasikan input kendali impuls dan doublet pada kendali elevator dan aileron quadcopter. Analisa respon gerak quadcopter pada ketiga matra kestabilan dilakukan untuk mengetahui apakah quadcopter memiliki karakteristik gerak seperti pada pesawat sayap-tetap.

3. Hasil dan Pembahasan

3.1 Rancang-Bangun Quadcopter v3

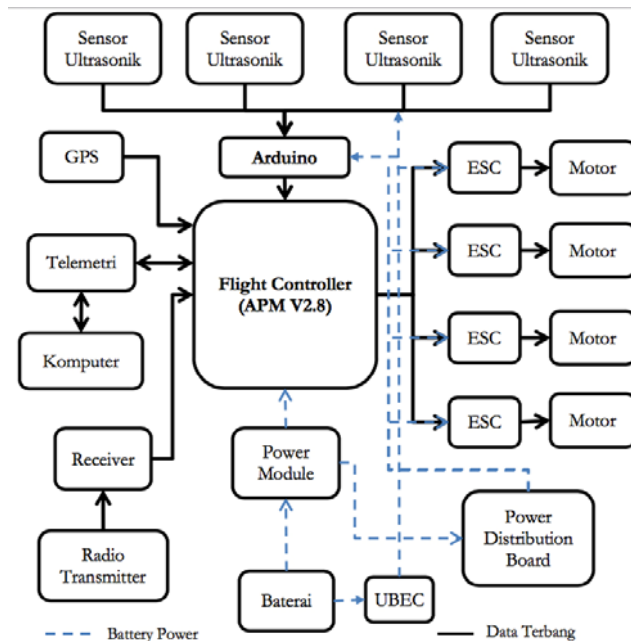
Quadcopter v3 yang digunakan pada penelitian ini merupakan quadcopter tipe-x (perhatikan Gambar 2) dan memiliki spesifikasi sebagai berikut:

Massa take off : 905 gr
Panjang lengan : 45 cm
Flight controller: Ardupilot Mega (APM) 2.8
GPS : GPS Ublox Neo M8N
Brushless motor: T-Motor Air 2213 / 920KV
Propeller : 9450 propeller 10 x 4.5



Gambar 2.(a) Quadcopter v3 yang memiliki kemampuan anti-collision;
(b) konfigurasi rotor pada quadcopter tipe + dan quadcopter tipe x [3]

Gambar 3 menunjukkan diagram blok sistem Quadcopter v3. Flight controller APM v2.8 mendapatkan data posisi quadcopter dari sensor accelerometer dan magnetometer; data sikap terbang roll, pitch, dan yaw dari sensor gyroscope; dan data ketinggian terbang dari sensor barometer. Data-data tersebut diolah flight controller dan dikirimkan dalam bentuk sinyal PWM (pulse width modulation) ke ESC (electronic speed controller) untuk menggerakkan motor. Data-data yang diolah APM juga dapat dikirim ke GCS (ground control station) melalui telemetri. Quadcopter v3 memiliki kemampuan anti-collision melalui penggunaan empat sensor ultrasonik.



Gambar 3. Diagram blok sistem *Quadcopter v3*

3.2 Gerak Quadcopter

Gerak quadcopter dilakukan melalui pengaturan kecepatan putar keempat rotornya. Untuk terbang maju ke depan, quadcopter tipe-x harus terbang pitch down dengan kedua lengan depan ke bawah (lihat Gambar 2). Rotor bagian belakang, yaitu rotor #2 dan rotor #4, berputar lebih cepat dibandingkan rotor bagian depan, yaitu rotor #1 dan #3 (perhatikan Tabel 1). Dengan demikian, gaya angkat bagian belakang quadcopter lebih besar dan quadcopter pitch down.

Tabel 1. Hubungan gerak *quadcopter tipe-x* dengan kecepatan putar keempat rotor

Gerak Quadcopter	Kecepatan Putar			
	Rotor #1	Rotor #2	Rotor #3	Rotor #4
hover	tetap	tetap	tetap	tetap
roll kanan	tetap	dipercepat	dipercepat	tetap
roll kiri	dipercepat	tetap	tetap	dipercepat
pitch up	dipercepat	tetap	dipercepat	tetap
pitch down	tetap	dipercepat	tetap	dipercepat
yaw kanan	dipercepat	dipercepat	tetap	tetap
yaw kiri	tetap	tetap	dipercepat	dipercepat

Pada penelitian ini, quadcopter melakukan simulasi input kendali elevator dan aileron pesawat sayap-tetap. Pilot menggerakkan tuas kendali pitch dan roll pada radio transmitter, sehingga keempat rotor berputar sesuai dengan gerak quadcopter yang diharapkan (lihat Tabel 1).

3.3 In-Flight PID Tuning

Kestabilan pada quadcopter dilakukan dengan mengatur gaya dorong pada keempat rotor. ESC mengendalikan kecepatan putar brushless motor agar diperoleh gaya dorong yang diinginkan. Flight controller membandingkan hasil penginderaan sensor accelerometer berupa kecepatan terbang dan sensor gyroscope berupa sikap terbang quadcopter dengan perintah kendali yang diberikan. Flight controller APM v2.8 menggunakan metoda PID (proportional, integral, and derivative) untuk mengendalikan quadcopter agar dapat terbang stabil.

Pitch rate merupakan gerak quadcopter pada matra longitudinal, yaitu turunan kecepatan sudut pitch terhadap waktu. Sedangkan roll rate merupakan gerak quadcopter pada matra lateral, yaitu turunan kecepatan sudut roll terhadap waktu. Proses tuning konstanta PID dapat dilakukan dengan metoda auto-tune maupun trial and error^[4]. Pada penelitian ini dilakukan in-flight PID tuning untuk mendapatkan nilai konstanta PID (K_p , K_i , dan K_d) yang tepat (lihat Tabel 2).

Tabel 2. Hasil *in-flight* PID tuning

	Pitch Rate	Roll Rate
K_p	0.15	0.25
K_i	0.1	0.1
K_d	0.004	0.01
Delay [%]	0	0.77
Output [%]	13	14.07
Damping [ms]	303	401

3.4 Input Kendali Impuls dan Doublet

Mengingat quadcopter tidak memiliki bidang kendali, maka defleksi bidang kendali disimulasikan melalui pengaturan tuas kendali pada radio control (RC). Input kendali manuver uji terbang pada penelitian ini berupa impuls dan doublet yang diterapkan pada elevator dan aileron. Kedua input kendali impuls dan doublet disimulasikan menggunakan tuas kendali elevator dan aileron.

Impuls adalah gerakan tuas kendali dengan sudut defleksi positif tertentu selama satu detik, setelah itu tuas kendali kembali ke posisi normal (perhatikan Gambar 4). Doublet merupakan gerakan tuas kendali dengan sudut defleksi positif tertentu selama satu detik, kemudian dilanjutkan dengan sudut defleksi negatif tertentu selama satu detik, setelah itu tuas kendali kembali ke posisi normal (perhatikan Gambar 5).



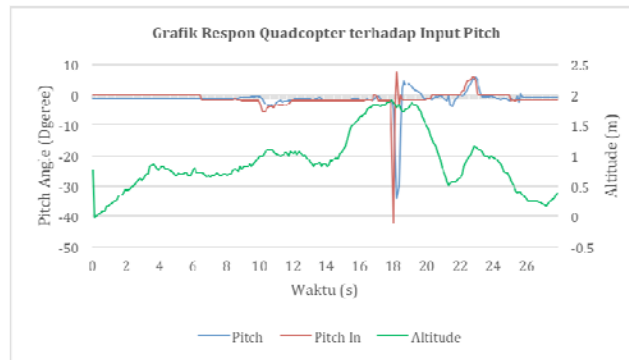
Gambar 4. Input kendali impuls pada *Quadcopter v3*



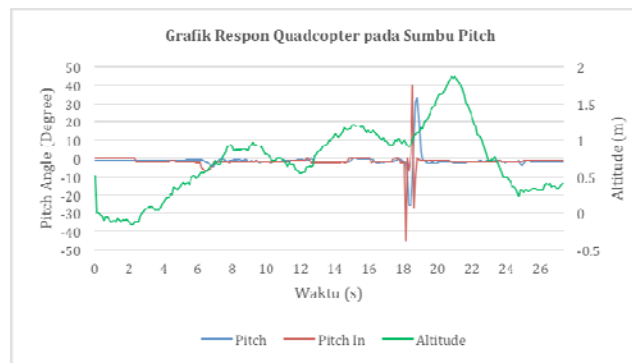
Gambar 5. Input kendali doublet pada *Quadcopter v3*

3.5 Uji Terbang

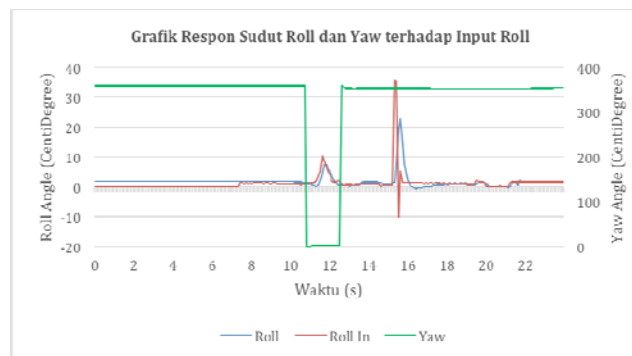
Uji terbang dilakukan pada kondisi terbang hovering dengan kendali manual dari RC. Sampling data pada uji terbang ini diperoleh dari nilai input kendali quadcopter dan respon gerak quadcopter akibat impuls dan doublet tuas kendali.



Gambar 6. Input kendali impuls pitch dan respon gerak pada matra longitudinal



Gambar 7. Input kendali doublet pitch dan respon gerak pada matra longitudinal



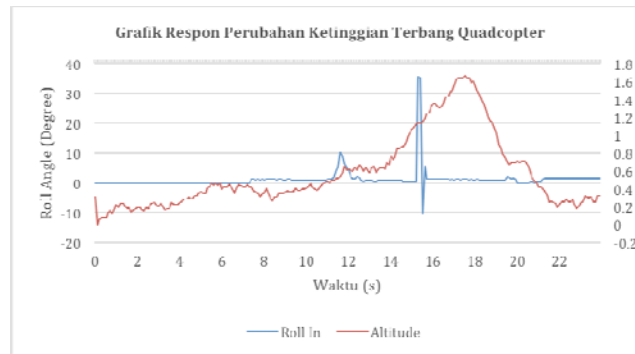
Gambar 8. Input kendali impuls roll dan respon gerak pada matra lateral-direksional

Gambar 6 menunjukkan input impuls elevator (garis merah) pada detik ke-18.565 sampai detik ke-19.568. Pada matra longitudinal terjadi perubahan sudut pitch quadcopter (garis biru) dengan peredaman oskilasi dalam durasi 1.002 detik. Hal ini menunjukkan peredaman oskilasi yang terjadi cukup cepat, atau waktu yang dibutuhkan quadcopter untuk kembali ke kondisi datar tidak begitu lama. Pada respon perubahan ketinggian terbang quadcopter (garis hijau), terjadi perubahan tinggi terbang 10 cm saat impuls pitch diberikan diikuti perubahan tinggi terbang hingga 1.5 meter.

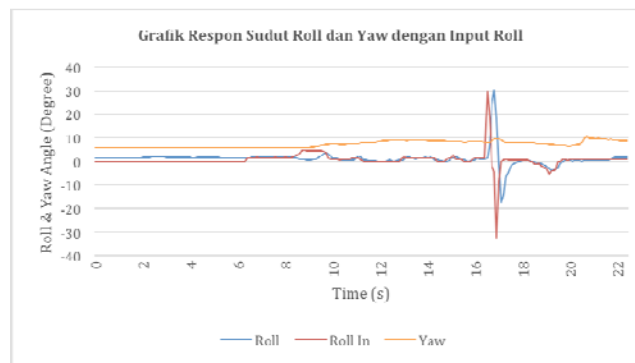
Gambar 7 menunjukkan input doublet elevator (garis merah) pada detik ke-19.155 sampai detik ke-19.856. Pada matra longitudinal terjadi perubahan sudut pitch quadcopter (garis biru) dengan peredaman oskilasi dalam durasi 0.701 detik. Pada respon perubahan ketinggian terbang quadcopter (garis hijau), terjadi perubahan tinggi terbang 60 cm setelah doublet pitch diberikan.

Berdasarkan respon gerak quadcopter di atas, maka respon tersebut menyerupai modus gerak short period matra longitudinal pada pesawat sayap-tetap karena durasi terjadinya oskilasi. Short period ditandai dengan terjadinya peredaman oskilasi dengan durasi pada rentang waktu 0.5-2.0 detik. Selain itu, short period ditandai dengan terjadinya perubahan tinggi terbang yang signifikan.

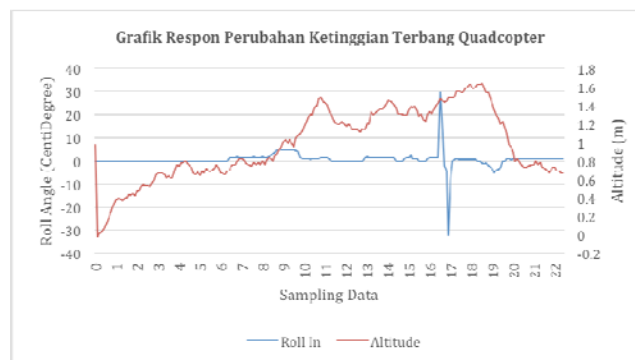
Gambar 8 menunjukkan input impuls aileron (garis merah) pada detik ke-16.159 sampai detik ke-17.762. Pada matra lateral terjadi perubahan sudut roll quadcopter (garis biru) dengan peredaman oskilasi dalam durasi 1.603 detik. Hal ini menunjukkan peredaman oskilasi yang terjadi cukup cepat. Pada matra direksional tidak terjadi perubahan sudut yaw quadcopter (garis hijau). Pada respon perubahan ketinggian terbang quadcopter (garis merah), terjadi perubahan tinggi terbang 40 cm setelah impuls roll diberikan (lihat Gambar 9).



Gambar 9. Input kendali impuls roll dan respon ketinggian terbang



Gambar 10. Input kendali doublet roll dan respon gerak pada matra lateral-direksional



Gambar 11. Input kendali doublet roll dan respon ketinggian terbang

Gambar 10 menunjukkan input doublet aileron (garis merah) pada detik ke-17.554 sampai detik ke-18.155. Pada matra lateral terjadi perubahan sudut roll quadcopter (garis biru) dengan peredaman oskilasi dalam durasi 0.601 detik. Hal ini menunjukkan peredaman oskilasi yang terjadi cukup cepat. Pada matra direksional tidak terjadi perubahan sudut yaw quadcopter (garis oranye). Pada respon perubahan ketinggian terbang quadcopter (garis merah), terjadi perubahan tinggi terbang 20 cm setelah doublet roll diberikan (lihat Gambar 11).

Berdasarkan respon gerak quadcopter di atas, maka respon tersebut menyerupai modus gerak roll damping matra lateral pada pesawat sayap-tetap karena durasi terjadinya oskilasi. Roll damping

ditandai dengan terjadinya peredaman oskilasi dengan durasi pada rentang waktu 0.5-2.0 detik. Selain itu, roll damping ditandai dengan tidak terjadinya perubahan sudut yaw.

4. Kesimpulan

Quadcopter yang dirancang-bangun dapat diterbangkan dengan stabil melalui pemilihan nilai K_p , K_i , dan K_d yang tepat. Input kendali impuls dan doublet berhasil diterapkan melalui tuas kendali elevator dan aileron pada radio control. Respons gerak yang mirip dengan short period matra longitudinal fixed-wing terjadi pada quadcopter akibat input kendali elevator. Short period ditandai dengan peredaman oskilasi kurang dari 2.0 detik dan terdapat kenaikan tinggi terbang quadcopter. Respons gerak yang mirip dengan roll damping matra lateral fixed-wing juga terjadi pada quadcopter akibat input kendali aileron. Roll damping ditandai dengan peredaman oskilasi kurang dari 2.0 detik dan tidak ada perubahan sudut yaw quadcopter.

Daftar Pustaka

- [1]. Barnard, R. H. and Philpott, D. R. 1989, *Aircraft Flight*, Longman Group Ltd., Singapore.
- [2]. Morelli, E.A. 2011, *Flight Test Maneuvers for Efficient Aerodynamic Modeling*, Virginia.
- [3]. Ardupilot, *Quadcopter*, dilihat 1 Juni 2018, <<http://ardupilot.org/copter/docs/advanced-pixhawk-quadcopter-wiring-chart.html> >.
- [4]. Hartono, B. 2017, Penerapan Kendali Terbang PID pada Fully Autonomous Quadcopter, *Rekayasa dan Aplikasi Teknik Mesin di Industri XVI*, p. TSKP 1-7.