

Perencanaan Sistem Kendali Stabilisasi Octocopter UAV (Unmanned Aerial Vehicle)

Rizkyansyah A. Hidayatullah, Hendro Nurhadi, Bambang Sampurno
Syamsul Hadi
Jurusan D3 Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri Institut Teknologi
Sepuluh
Nopember Surabaya, Jalan Raya ITS, Surabaya, 60111
E-mail: rizkyansyah13@mhs.me.its.ac.id

Abstrak

Octocopter adalah salah satu jenis UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) dengan delapan buah *rotary wing* (balok-balok). Suatu wahana udara tanpa awak (UAV) dengan kendali jarak jauh membutuhkan kestabilan yang baik untuk suatu misi yang dijalankan. Untuk mencapai kestabilan tersebut dibutuhkan sistem pengendalian yang didesain sesuai dengan kondisi yang dibutuhkan. Metodologi yang digunakan adalah mendesain gambar hexacopter 3D dengan *software Modelling 3D*, membuat bentuk pemodelan matematika dari hexacopter, kemudian membuat konsep sistem kendali PID serta mensimulasikannya dengan *software simulink design* untuk mengetahui dan mengatur respon yang dihasilkan dari sistem tersebut. Setelah dilakukan simulasi, pada sistem roll dan pitch $K_p=6,5$, $K_i=0$, dan $K_d=4$ menghasilkan respon dengan settling time 2.134detik, overshoot 3% dan error saat detik ke tiga (3) adalah 0,5% (rata-rata). Pada sistem yaw $K_p=16$, $K_i=0$, dan $K_d=11$ menghasilkan respon dengan settling time 2.35 detik, overshoot 1,03 %, error saat detik ke 3 adalah 1% (rata-rata)

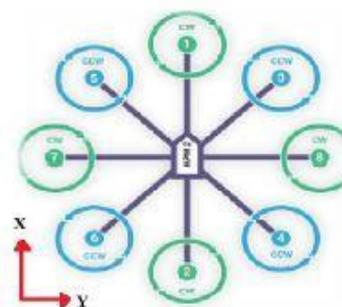
Kata kunci: *Octocopter, UAV, Stabil, Simulink design*

PENDAHULUAN

Pekerjaan tim *Search and Rescue* (SAR) dalam usaha penyisiran dan evaluasi keadaan wilayah bencana alam di ring 1 juga sering terkendala kondisi sekitar. Tak jarang personel tim SAR berspekulasi dalam hal keselamatan dalam suatu misi penyisiran. Untuk memudahkan pekerjaan tersebut maka dibutuhkan UAV sebagai alat bantu pencarian demi mengurangi resiko korban jiwa dari tim SAR.

Octocopter merupakan UAV dengan delapan *rotary wing* yang memiliki karakteristik kendali kestabilan yang berbeda dengan wahana terbang lainnya. Wahana ini dapat membawa beban yang relatif lebih berat dengan kecepatan yang lebih lambat daripada fix wing sehingga dapat menyisir daerah bencana dengan lebih akurat.

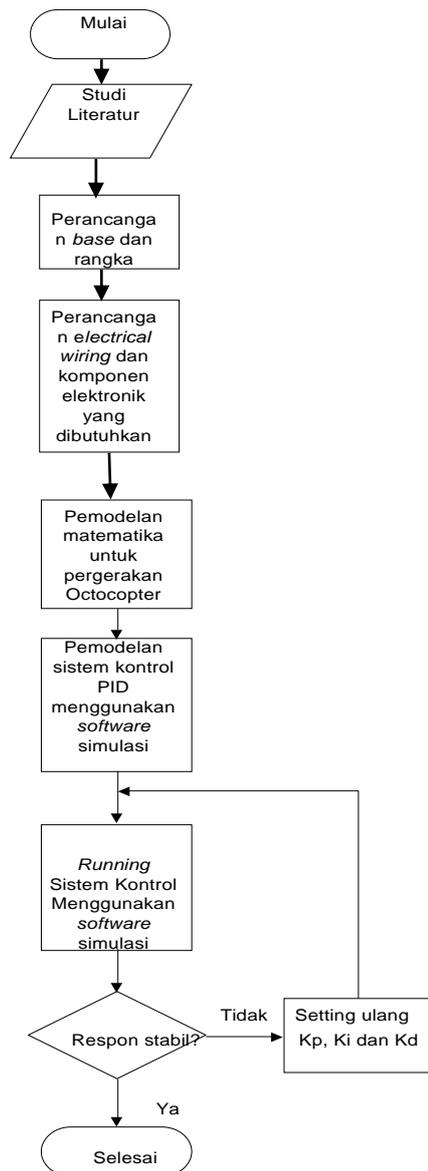
Untuk dapat menyisir dengan akurat maka dibutuhkan kestabilan wahana octocopter yang cukup baik.



Gambar 1. Konfigurasi Octocopter

METODOLOGI PENELITIAN

Metodologi penelitian dapat dijelaskan pada diagram alir berikut:



Gambar 2. Diagram alir penelitian

A. Tahap-Tahap Penelitian

Metodologi penelitian dimulai dengan studi literatur mengenai konfigurasi bentuk octocopter dan komponen elektrik yang dibutuhkan, kemudian mulai merancang bentuk octocopter dengan software desain. Setelah itu merancang wiring dan kebutuhan spesifikasi komponen elektrik. Kemudian mulai untuk membuat model matematika pergerakan dari octocopter, dari persamaan tersebut dirancang sebuah kendali PID dengan menggunakan software simulasi control agar dapat dianalisa hasil

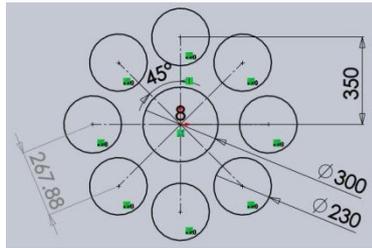
respon dari control wahana tersebut. Jika respon belum stabil maka K_p , K_i dan K_d dari sistem PID di setting berulang kali hingga mendapatkan kestabilan yang sesuai.

B. Komponen Elektrik

- Propeller
Propeller adalah baling-baling yang memiliki kemampuan mengonversi kecepatan rotasi menjadi gaya dorong
- Motor DC Brushless
Motor DC Brushless merupakan suatu motor sinkron yang dialiri arus searah (DC) dan memiliki sistem komutator elektronik, tidak menggunakan komutator mekanik dan sikat (brushless)
- ESC
ESC adalah Electric Control Speed yang berguna untuk mengatur arus ke motor sehingga sesuai perintah dari controller
- APM
APM adalah ArduPilot Mega yang berguna sebagai controller (otak) dari system octocopter
- RC (Remote Control)
Remote control atau pengendalian jarak jauh adalah sebuah alat elektronik yang digunakan untuk mengoperasikan sebuah mesin dari jarak jauh. Remote control biasa digunakan untuk alat-alat nirkabel
- Baterai
Baterai litium (Li-ion) dikenal memiliki kemampuan penyimpanan energi yang tinggi per satuan volume.

C. Rancangan Kerangka dan Base Octocopter

Kerangka dan base Octocopter didesain menggunakan software desain:



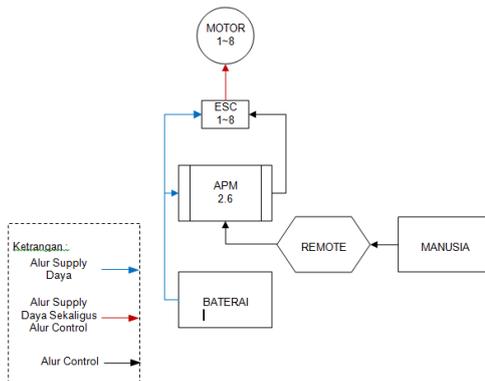
Gambar 3. Dimensi octocopter dalam mm



Gambar 4. Desain 3D Octocopter

Arah	Kec.motor	Kec.motor
Up	$\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4, \omega_5, \omega_6, \omega_7, \omega_8$	-
Down	-	$\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4, \omega_5, \omega_6, \omega_7, \omega_8$
Left	$\omega_3, \omega_4,$	$\omega_5, \omega_6,$
Right	$\omega_5, \omega_6,$	$\omega_3, \omega_4,$
Forward	$\omega_2, \omega_4,$	$\omega_1, \omega_3, \omega_5$
Backward	$\omega_1, \omega_3, \omega_5$	$\omega_2, \omega_4,$

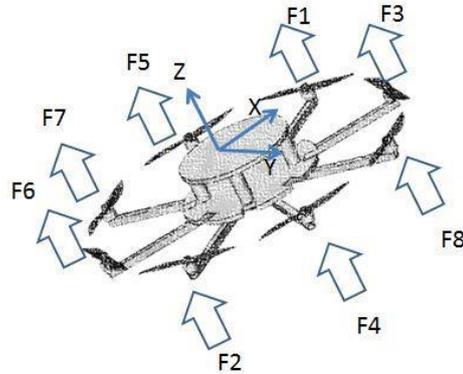
D. Rancangan Wiring



Gambar 5. Desain Wiring Octocopter

Wiring diagram didesain sesuai dengan kebutuhan octocopter yaitu dengan delapan buah MOTOR dan 8 buah ESC

E. Pemodelan Matematika



Gambar 6. Free Body Diagram Octocopter

Dimana: T adalah Torsi, F adalah Gaya angkat, dan ω atau Ω adalah kec.angular

Dengan model matematika sebagai berikut:

$$\ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1$$

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta} \Omega + \frac{1}{I_x} U_2$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi} \Omega + \frac{1}{I_y} U_3$$

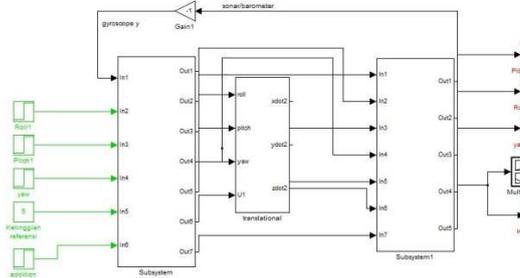
$$\ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} U_4$$

Dimana U1 : Hovering
 U2 : Roll
 U3 : Pitch
 U4 : Yaw

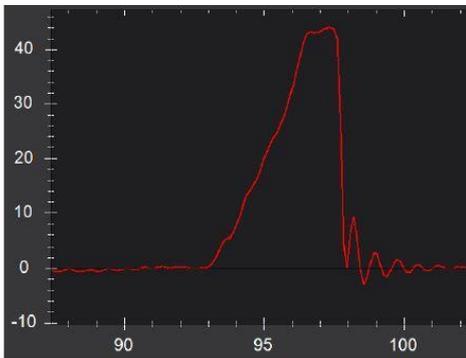
Dari permodelan dengan menggunakan software desain dan pengukuran diperoleh massa(m)= 2kg; panjang lengan (l)= 0,35 m; dengan inersia $I_x= 4,2 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$; $I_y=4,2 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$; dan $I_z=8,3 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$.

HASIL DAN PEMBAHASAN

A. Sistem Kendali Octocopter



Gambar 7. Rancangan sistem kendali menggunakan software simulasi



Gambar 8. Respon sistem kendali secara keseluruhan

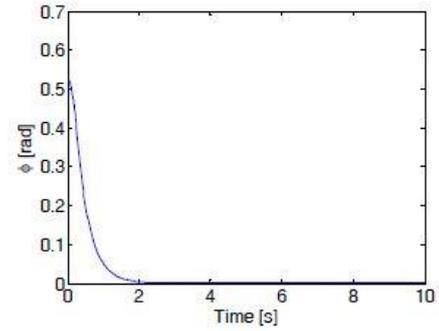
a. Sistem kendali roll

Pergerakan octocopter untuk roll

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}\left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right) - \frac{J_r}{I_x}\dot{\theta}\Omega + \frac{1}{I_x}U_2$$

U_2 adalah torsi akibat selisih kecepatan putar propeller 5, 6, dan 7 dan propeller 3, 4 dan 8. Dengan melakukan linierisasi maka persamaan U_2 menjadi

Sistem kendali roll berpengaruh terhadap pitch dan yaw, dan sebaliknya, sehingga blok diagram untuk sistem kendali roll tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun karena pengaruhnya relatif kecil, maka dapat diabaikan. Grafik respon untuk roll dengan PID control adalah seperti gambar dibawah ini

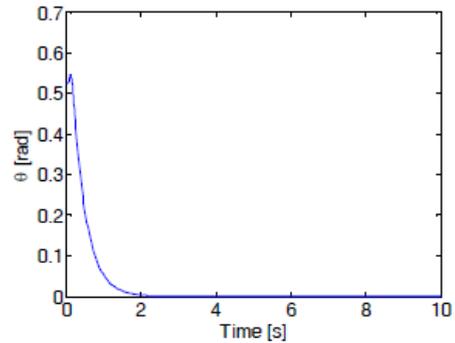


b. Sistem kendali pitch

Pergerakan octocopter untuk pitch

$$\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}\left(\frac{I_z - I_x}{I_y}\right) + \frac{J_r}{I_y}\dot{\phi}\Omega + \frac{1}{I_y}U_3$$

U_3 adalah torsi akibat selisih kecepatan putar propeller 3 dan propeller 1. Dengan melakukan linierisasi maka persamaan U_2 menjadi sistem kendali pitch berpengaruh terhadap roll dan yaw, dan sebaliknya, sehingga blok diagram untuk sistem kendali pitch tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun karena pengaruhnya relatif kecil, maka dapat diabaikan. Grafik respon untuk pitch dengan PID control adalah seperti gambar dibawah ini



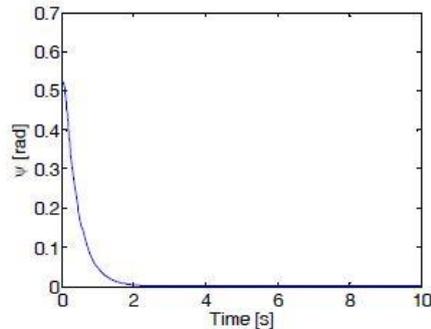
c. Sistem kendali yaw

Pergerakan octocopter untuk yaw

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}\left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right) + \frac{1}{I_z}U_4$$

U_4 adalah torsi terhadap sumbu z hexacopter, akibat selisih kecepatan putar keenam propeller. Dengan melakukan linierisasi maka persamaan U_4 menjadi sistem kendali yaw berpengaruh terhadap

roll dan pitch, dan sebaliknya, sehingga blok diagram untuk sistem kendali pitch tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun dalam simulasi, pengaruh rotasi yaw terhadap roll dan pitch sangat kecil dan bisa diabaikan.



KESIMPULAN

Berdasarkan simulasi yang telah dilakukan, dapat ditarik kesimpulan tentang UAV octocopter sebagai berikut

1. Pada sistem roll dan pitch $K_p=6,5$, $K_i=0$, dan $K_d=4$ menghasilkan respon dengan settling time 134detik, overshoot 3% dan error saat detik ke tiga (3) adalah 0,5% (rata-rata).
2. Pada sistem yaw $K_p=16$, $K_i=0$, dan $K_d=11$ menghasilkan respon dengan settling time 2.35 detik, overshoot 1,03 %, error saat detik ke 3 adalah 1% (rata-rata).

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Nurhadi, hendro dkk. 2007. Rancang Bangun Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Empat Baling-baling (Quadrotor- Arducopter). Indonesia: Institut Teknologi Sepuluh Nopember
- [2] Hendro Nurhadi dan Ermawan Supramianto. 2012. Rancang Bangun dan Analisa Aerodinamis Sayap Autonomous Flying Wing UAV. Indonesia: Institut Teknologi Sepuluh Nopember
- [3] Hendro Nurhadi dan Miftah Ilhami 2014. Rancang Bangun Hexacopter Sebagai Aplikasi Alutsista Nusantara. Indonesia: Institut Teknologi Sepuluh

Nopember

- [4] Adrian 2012. Integral LQR Control of a Star-Shaped Octorotor. Bucharest: Pubished by POLITEHNICA University of Bucharest
- [5] Bouabdallah, Samir dkk. 2008. Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor. Lausanne: Swiss Federal Institute of Technology. Domingues, Jorge M.B. 2009.
- [6] Indoor Environment. Sweden: International Journal Departement of Automatic Control.
- [7] Montratama, Ian. 2014. Komparasi Kekuatan Alutsista TNI dan 6 Militer Asing
- [8] Periode 2015-2019. Indonesia: Institute of Strategic and Defence Studies.