

SISTEM PENGENDALIAN KESTABILAN PESAWAT TANPA AWAK BERBASIS KONTROL PID

Agus Sofwan¹, M Ikrar Yamin², Budi Santoso³

Teknik Elektro S1, Fakultas Teknologi Industri, Institut Sains dan Teknologi Nasional
Jl.Moh. Kahfi II, Bumi Srengseng Indah, Jagakarsa, Jakarta Selatan 12630

asofwan@istn.ac.id, bsantoso24@gmail.com

ABSTRAK

Pesawat tanpa awak yang dikenal dengan drone atau Unmanned Aerial Vehicle (UAV), dengan penggunaan multirotor sudah banyak digunakan., tetapi UAV mempunyai kendala di sistem kontrol . Hal itu karena pengaruh altitude yang menjadi kendala terhadap stabilitas UAV. Untuk menjaga stabilitasnya pada saat terbang perlu ditambahkan sistem kendali terhadap pengaruh altitude tersebut. Kontrol PID merupakan salah satu metode yang banyak digunakan untuk menjaga kestabilan suatu sistem. Dengan memanfaatkan inputan umpan balik yang berasal dari sensor-sensor yang terpasang di UAV seperti accelerometer dan gyroscope serta dikendalikan oleh kendali PID, maka diharapkan UAV menjadi stabil dengan menjaga kecepatan masing-masing rotor sesuai dengan perintah yang dikirimkan melalui kendali jarak jauh (remote control). Dengan menggunakan kontrol PID dan umpan balik dari sensor accelerometer dan gyroscope, maka UAV dapat menjaga stabilitas altitude sesuai dengan yang diinginkan.

Kata Kunci : Sistem Kendali, Drone, UAV, PID, Umpan balik

ABSTRACT

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) is known by drone, which uses multirotor that has been widely used, but UAV has problems in its control system. This is due to the altitude effect, which is an obstacle to UAV stability. To obtain stability when UAV flying, the UAV needs to be equipped with a control system for altitude effect. PID Control is one method that is widely used to maintain the stability of system. By using a feedback input from the sensors installed on the UAV and controlled by PID control, it is hoped that the UAV will be stable. This stability is obtained by maintaining the speed of each rotor according to the command sent via the remote control. By using the PID control and sensors feedback, the UAV can maintain altitude stability as desired.

Keywords: Control System, Drone, UAV, PID and feedback

I. PENDAHULUAN

Latar Belakang

Unmanned Aerial Vehicle, disingkat UAV (*drone*) merupakan pesawat tanpa awak yang mampu terbang baik secara kontrol manual maupun otomatis. UAV terdiri atas dua jenis, yakni tipe *Fixed-wing* dan *Multi rotarywing*. UAV jenis *fixed wing* merupakan tipe pesawat bersayap. Pada kedua sisi pesawat terdapat *aileron* yang berfungsi mengarahkan pesawat pada ketinggian tertentu. Selain itu, pada UAV tipe *fixed wing* terdapat *rudder* dan *elevator* agar pesawat dapat bermanuver dengan baik. Sedangkan UAV jenis multi rotary (*multi rotor / multi copter*) tidak memiliki sayap layaknya pesawat pada umumnya, namun pada setiap lengan pesawat terdapat baling-baling yang berfungsi sebagai pendorong (*Thrust Force*). UAV multi rotary-wing sendiri memiliki

banyak model ditinjau dari jumlah rotor yang digunakan seperti *tricopter*, *quadcopter*, *hexacopter* dan *octocopter*.

Drone mampu terbang dengan menggunakan hukum aerodinamika untuk mengangkat dirinya baik tanpa muatan maupun dengan membawa muatan. Penggunaan terbesar dari drone adalah di bidang militer. Namun demikian, seiring dengan perkembangan teknologi drone dengan berbagai variasi perangkat dan ukuran maka penggunaan drone saat ini telah meluas ke berbagai bidang, seperti dalam bidang fotografi, pertanian, keamanan, pendidikan (riset dasar), dan lain-lain.

Kemampuan UAV jenis *copter* dapat *take-off* dan mendarat secara vertikal ini didukung oleh komponen utama yang disebut sistem kendali atau *flight controller*. *Flight controller* membutuhkan komponen berupa *microcontroller* dan sensor

untuk membaca perubahan *attitude*, kemudian nilai yang sudah didapat dihitung menggunakan metode *Proportional, Integral, Derivative* atau PID. Metode PID merupakan metode yang bekerja dengan cara menganalisis kesalahan yang ada untuk dijadikan koreksi saat sistem bekerja [3]. *Quadcopter* membutuhkan kehadiran PID karena berfungsi sebagai penyeimbang saat melakukan gerakan *manuver* pada sumbu-x (*roll*), sumbu-y (*pitch*) dan sumbu-z (*yaw*) ataupun dalam kondisi melayang [1], setiap nilai kecepatan yang diberikan pada motor untuk bergerak berasal dari perhitungan yang dilakukan oleh PID, PID melakukan kalkulasi terhadap nilai error atau perubahan yang terjadi kemudian memberikan respon dengan mengubah kecepatan motor pada UAV agar dapat bergerak menyeimbangkan frame secara mandiri sesuai dengan situasi yang diinginkan ketika terbang. Menurut [2], PID populer dikarenakan pemrosesannya yang ringan namun kemampuannya fleksibel untuk setiap sistem dengan melakukan pengaturan nilai gain untuk Konstanta *proportional* (K_p), Konstanta *integral* (K_i), dan Konstanta *derivative* (K_d). Nilai gain K_p , K_i , K_d merupakan nilai tetap yang dijadikan sebagai penentu kinerja sistem, nilai gain ini tidak bisa digunakan secara universal yang artinya setiap sistem tidak memiliki nilai gain yang sama meskipun komponen fisik yang digunakan identik. K_p berlaku sebagai Gain (penguat) tanpa memberikan efek dinamik kepada kinerja sistem, K_i dapat memperbaiki respon dari sistem, sedangkan K_d dapat mengurangi efek berlebihan yang dihasilkan oleh sistem. Berdasarkan penelitian [5] nilai gain PID yang mereka dapatkan menghasilkan kemampuan terbang yang cukup baik dengan waktu respon sekitar tiga detik tanpa adanya bantuan kontrol dari pilot. Pada penelitian [4]. Berdasarkan penelitian di atas selain menggunakan komponen yang berbeda-beda membuktikan bahwa nilai gain K_p , K_i , K_d yang dibutuhkan tidak akan sama untuk tiap 1 sistem dan akan menghasilkan performa yang berbeda, sehingga dibutuhkan proses tuning agar dapat menentukan nilai yang tepat. Tuning dilakukan dengan cara melihat respon keseimbangan quadcopter terhadap nilai K_p , K_i , K_d yang diuji secara bergantian. dan ditujukan untuk menentukan parameter nilai kecepatan empat motor pada *quadcopter* agar dapat terbang secara stabil saat melakukan *take-off* maupun bergerak kearah yang diinginkan. Kecepatan motor ini nantinya akan dapat dilihat nilainya dan disesuaikan dengan konsep pergerakan motor ketika bergerak maju, mundur, maupun berbelok.

II. TINJAUAN PUSTAKA

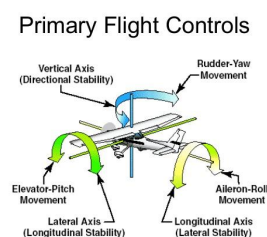
A. *Unmanned Aerial Vehicle*, disingkat *UAV* (*drone*)

UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) merupakan suatu pesawat nirawak atau tanpa awak yang dikendalikan dengan *Remote Control* (*RC*) maupun Komputer (*Autonomous*). *UAV* terdiri dari 2 buah tipe pesawat, yaitu *Fixed wings* dan *Rotary wings*. *UAV* tipe *fixed wings* memiliki desain yang mirip dengan pesawat terbang dengan *flap* pada kedua lengan pesawat dan *rudder* pada ekornya yang dapat dikendalikan sesuai keinginan. *UAV fixed wing* memiliki kecepatan dan efisiensi energi yang besar, namun manuverabilitasnya kecil. Sedangkan *UAV* tipe *rotary wings* lebih mirip dengan *helicopter*.

Dewasa ini perkembangan pesawat dengan jenis Multi Rotary semakin pesat, hal ini tidak terlepas dari keunggulannya yang tidak membutuhkan lahan landing untuk *take off* maupun mendarat atau yang lebih dikenal dengan VTOL (*Vertical Take Off Landing*). *UAV multi rotary* memiliki banyak kegunaan, diantaranya: untuk penginderaan jarak jauh, transportasi, penelitian ilmiah, penyerang bersenjata, SAR (*Search And Rescue*) dan sebagainya. *UAV* jenis *rotary wings* efisiensinya lebih kecil, namun dengan kemampuan VTOL dan kemampuan melayang statis, jenis ini memiliki manuverabilitas yang baik walau tingkat jelajahnya tidak seluas *tipe fixed wing*.

UAV memiliki dasar pergerakan yang memanfaatkan 6 (enam) derajat kebebasan sehingga memiliki 3 (tiga) axis pergerakan saat terbang diudara [6], yaitu pergerakan pada sumbu *longitudinal*, *lateral* dan *vertikal* dengan rincian :

1. *Roll*, gerakan *UAV* terhadap sumbu longitudinal ataupun pada sumbu X yang menggunakan aileron sebagai penggerak.
2. *Pitch*, gerakan *UAV* terhadap sumbu *lateral* ataupun sumbu Y yang menggunakan *elevator* sebagai penggerak.
3. *Yaw*, gerakan *UAV* terhadap sumbu vertikal ataupun sumbu Z yang menggunakan *rudder* sebagai penggerak.



Gambar 2.1 Konsep umum gerakan UAV

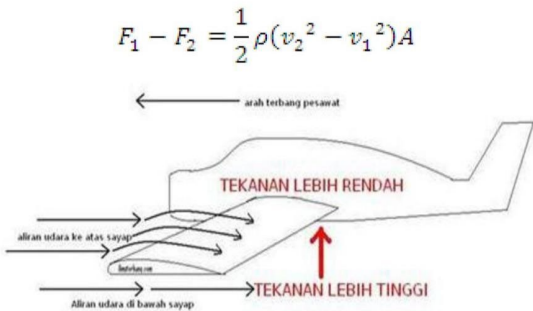
UAV memiliki 2 (dua) kategori utama yang dibedakan dari desain aerodinamikanya seperti desain bentuk ataupun kemampuannya, 2 (dua) kategori tersebut ialah :

1. *Fixed-Wing*

Fixed-Wing merupakan rumpun *UAV* dengan konsep pergerakan seperti pesawat terbang

layaknya pesawat konvensional yang kita ketahui, memiliki sayap pada badannya dan menggunakan satu motor atau lebih sebagai penggerak utama. Konsep kerja aerodinamika nya pun sama yaitu memanfaatkan gaya angkat yang dihasilkan 5 dari pergerakan sayap terhadap angin sehingga *fixed-wing* memiliki salah satu keuntungan terhadap *endurance* saat terbang

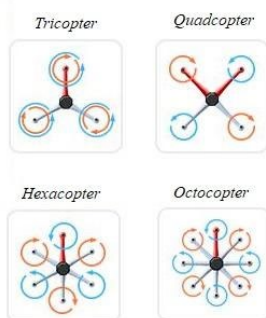
Gaya Angkat Sayap Pesawat Terbang



Gambar 2.2 Konsep gaya angkat *fixed-wing*

2. Multicopter

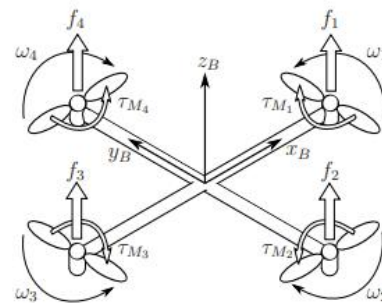
Multicopter merupakan rumpun UAV yang memiliki model desain yang tidak memiliki sedikitpun sayap melainkan hanya memiliki 3 (tiga) atau lebih lengan yang dipasangkan sebuah motor pada tiap lengan tersebut. *Multicopter* dibedakan atas jumlah lengan yang dimiliki, dan hingga saat ini desain model yang paling sedikit adalah Model dengan 3 (tiga) lengan atau disebut dengan *tricopter*. sedangkan yang paling banyak digunakan adalah Model dengan 8 (delapan) lengan yang disebut *octocopter*. Multicopter dapat terbang disebabkan oleh kombinasi dari 6 pergerakan searah dan berlawanan jarum jam *clockwise (cw)* dan *counterclockwise (ccw)* pada motor yang dimilikinya dari suatu, secara rinci dapat dilihat pada Gambar 2.3.



Gambar 2.3 Konsep gaya angkat *multicopter*

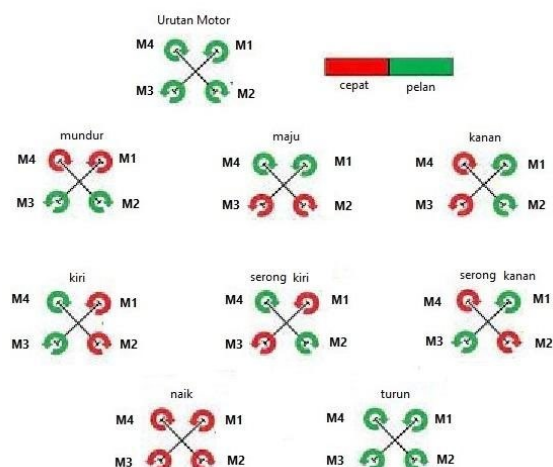
Quadcopter menjadi salah satu jenis dari *multicopter* yang paling umum digunakan, mulai dari bidang militer, kalangan penghobi, perlombaan *drone race* hingga berbagai bidang industri seperti videografi, pertanian dan beragam fungsi lainnya. *Quadcopter* memiliki 4 (empat) motor dimasing-masing lengannya mampu melakukan *take-off*

secara vertikal dan tidak membutuhkan wilayah yang luas, kemudian mampu diam ataupun tetap mempertahankan diri pada ketinggian tertentu. Karena tidak memiliki sayap layaknya model *fixed-wing*, *quadcopter* menghasilkan anginnya sendiri untuk menciptakan gaya angkat saat terbang, gaya angkat yang digunakan oleh *quadcopter* berasal dari akumulasi putaran motor dengan nilai kecepatan yang sama dan tabrakan gerakan angin yang dihasilkan dari gerakan motor yang berlawanan, dapat dilihat pada Gambar 2.4.



Gambar 2.4 Gaya angkat *quadcopter*

Dari Gambar 2.4 dapat dilihat bahwa adanya perbedaan gerakan motor pada setiap lengan *quadcopter* yang saling berlawanan sehingga terbentuk adanya putaran angin yang memberikan gaya angkat dari bawah keatas yang cukup terhadap *frame quadcopter*. Untuk gerakan *take-off* tersebut cukup mengandalkan konsistensi kecepatan motor yang sama tetapi tetap membutuhkan system pengendali. Hal itu diharapkan agar dapat *take-off* dengan kecepatan yang lebih stabil. Sedangkan untuk pergerakan *quadcopter* memiliki mekanisme putaran yang berbeda-beda dengan tetap mengandalkan kombinasi gerakan pada tiap motornya. Ketika drone akan bergerak maju, mundur, berbelok ataupun ke kanan maupun ke kiri harus memiliki pergerakan putaran yang berbeda, hal tersebut dapat dilihat pada Gambar 2.5.



Gambar 2.5 Kombinasi gerakan motor *quadcopter* saat bergerak

Pergerakan *roll*, *pitch*, *yaw* membutuhkan kombinasi kecepatan motor bergantung arah yang diinginkan, pada Gambar 2.5 terdapat deskripsi gambaran kecepatan motor yang digunakan ketika bergerak ke setiap arah yang diindikasikan dengan warna hijau memiliki arti bahwa motor bergerak dengan pelan dan warna merah berarti motor bergerak dengan cepat. Perbedaan kecepatan ini menghasilkan dorongan lebih kesalah satu sudut karena sudut pada motor lainnya bergerak lebih pelan, inilah yang membuat *quadcopter* dapat berbelok maupun maju dan mundur, pada Tabel 2.1 dapat dilihat lebih jelas urutan dari motor nomor berapa yang bergerak lebih cepat dan motor yang bergerak lebih lambat sehingga membentuk gerakan terhadap sudut yang diinginkan.

Tabel 2.1 Kombinasi gerakan motor *quadcopter* saat bergerak

Arah gerakan	Motor 1	Motor 2	Motor 3	Motor 4
Pitch Down (maju)	Pelan	Cepat	Cepat	Pelan
Pitch Up(mundur)	Cepat	Pelan	Pelan	Cepat
Roll Right (kanan)	Pelan	Pelan	Cepat	Cepat
Roll Left (kiri)	Cepat	Cepat	Pelan	Pelan
Yaw Right (serong kanan)	Cepat	Pelan	Cepat	Pelan
Yaw Left (serong kiri)	Pelan	Cepat	Pelan	Cepat

Pada Tabel 2.1 dapat disimpulkan bahwa ketika *quadcopter* bergerak maju, maka motor 1 dan 4 yang berada pada sisi depan *quadcopter* harus bergerak lebih pelan dari motor 2 dan 3 yang berada pada sisi belakang, sehingga membentuk sebuah dorongan dari belakang dan membuat *quadcopter* maju. Hal ini juga berlaku sama saat *quadcopter* bergerak mundur, kekanan, maupun kekiri, sedangkan untuk pergerakan *yaw*, kombinasi kecepatan motor memanfaatkan putaran pada garis diagonal motor *quadcopter*, ketika motor 1 dan 3 bergerak lebih cepat daripada motor 2 dan 4 maka *quadcopter* akan bergerak serong kekanan dan begitu pula sebaliknya.

B. Kontrol PID

PID merupakan salah satu jenis kontroler yang sering digunakan untuk aplikasi pengontrolan suatu sistem. Sehingga sampai saat ini kontrol PID merupakan satu-satunya strategi yang paling banyak diadopsi pada sistem pengontrolan. Pengendali PID terdiri atas tiga komponen pengendali utama yaitu *proportional*, *integral*, dan *derivative*, yang dapat dipakai secara bersamaan maupun sendiri-sendiri tergantung dari tanggapan atau respon yang diinginkan dari suatu sistem. Pengendali PID ini secara berkesinambungan menghitung kesalahan (*error*) sebagai pembeda antara nilai acuan *setpoint* yang diinginkan.

Prinsip dasar skema kontrol PID adalah untuk bertindak pada variabel yang akan dimanipulasi melalui kombinasi yang tepat dari tiga aksi

pengendalian. Pada pengendali *proporsional*, aksi kendali sebanding dengan sinyal *error*, hal ini berguna untuk mengurangi *error* dan mempercepat respon waktu. Pengendali *integral*, aksi kendali sebanding dengan integral dari sinyal *error*, digunakan untuk menghilangkan *error* pada kondisi tunak (*steady state error*). Pengendali *derivatif*, aksi kendali sebanding dengan turunan dari sinyal *error*, yang digunakan untuk mengurangi *overshoot* dan *settling time*.

Pengendali PID dinyatakan dalam:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \dots\dots\dots(1)$$

$u(t)$ adalah variabel yang dikendalikan, sedangkan $e(t)$ adalah galat yang merupakan selisih antara nilai referensi dengan nilai sinyal keluaran, sementara K_p , K_i , dan K_d merupakan koefisien dari bagian *proporsional*, *integral*, dan *derivatif* parameter PID yang harus ditentukan. K_i dapat dinyatakan dengan K_p/T_i dan K_d dapat dinyatakan dengan $K_p T_d$, menjadi:

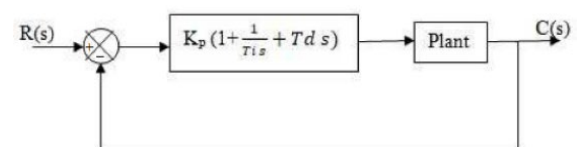
$$u(t) = K_p e(t) + \frac{K_p}{T_i} \int_0^t e(t) dt + K_d T_d \frac{de(t)}{dt} \dots\dots\dots(2)$$

Keuntungan menggunakan T_i dan T_d adalah mewakili beberapa pengertian fisik yang dapat dimengerti, karena masing-masing mewakili waktu integrasi (*integration time*) dan waktu turunan (*derivative time*).

Dalam domain s , fungsi alih pengendali PID dari persamaan (7) dapat dituliskan sebagai berikut:

$$G_c(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) \dots\dots\dots(3)$$

Diagram blok pengendali PID pada sistem berumpan balik atau sistem *closed loop* ditunjukkan pada Gambar 2.6.



Gambar 2.6. Pengendali PID pada sistem *closed loop*

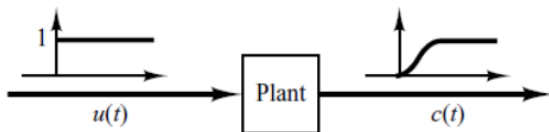
Pada kenyataannya, pengontrolan PID pada sistem dinamik yang tidak diketahui atau yang tidak bisa didefinisikan dengan baik, parameter pengendali harus ditentukan secara eksperimental. Penentuan atau penalaan tersebut dapat dilakukan dengan menggunakan perubahan langkah pada sinyal referensi atau gangguan. Pada dasarnya, penyetulan konstanta K_p , K_i (atau T_i), dan K_d (atau T_d) dilakukan dengan memvariasikan nilai

secara skematis hingga diperoleh karakteristik respons yang cukup baik.

Metode Penalaan Ziegler-Nichols

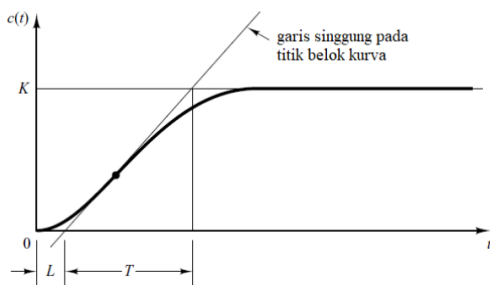
Banyak metode telah dikembangkan selama bertahun-tahun untuk menjawab permasalahan mengenai bagaimana menyetel pengendali PID. Yang paling terkenal adalah metode Ziegler-Nichols. Proses pemilihan parameter pengendali untuk memenuhi spesifikasi kinerja yang ditentukan dikenal sebagai penyetelan atau penalaan pengendali (*controller tuning*). Ziegler dan Nichols mengusulkan aturan untuk menentukan nilai K_p , T_i , dan T_d berdasarkan karakteristik respon transien dari sebuah sistem. Terdapat dua metode dalam aturan penalaan Ziegler-Nichols, yang disebut sebagai metode pertama dan metode kedua.

Pada metode pertama, tanggapan atau respon sistem atau plant terhadap masukan satu satuan fungsi step ditentukan secara eksperimental, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.7. Jika respon yang dihasilkan melalui eksperimen ataupun dari simulasi dinamik sistem menunjukkan kurva berbentuk S, maka metode ini dapat diterapkan.



Gambar 2.7. Respon sistem terhadap masukan fungsi step

Kurva berbentuk S pada Gambar 2.8, dapat dicirikan oleh dua konstanta yaitu waktu tunda L dan konstanta waktu T . Kedua konstanta ini ditentukan berdasarkan garis singgung pada titik belok kurva S, perpotongan garis singgung dengan sumbu waktu dan garis $c(t) = K$ menghasilkan konstanta L dan T [7][9].



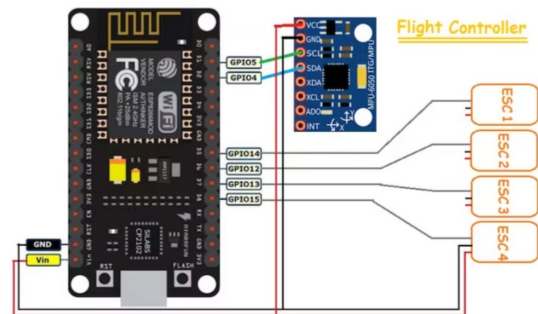
Gambar 2.8. Respon sistem berbentuk kurva S

C. Flight Controller

Didalam *Flight Controller* terdapat komponen inti, yaitu *microcontroller*. *Microcontroller* tersebut akan berfungsi untuk memproses dan mengolah *input* data dari *receiver* dan *feedback* dari sensor-sensor guna menghasilkan *output* berupa sinyal PWM (*Pulse Width Modulation*)

untuk mendrive ESC dan untuk memberikan perintah kepada peralatan yang terkait UAV seperti kamera .

Flight controller yang paling berkembang saat ini untuk *autopilot* adalah *Ardu Pilot Mega* (APM), merupakan produk yang dikembangkan oleh *Chris Anderson* dan *Jordi Munoz* dari *DIY Drones*, modul ini berbasis *open-source* . Baik *autopilot* untuk pesawat (*ArduPlane*), *Multicopter* (*ArduCopter*) dan kendaraan darat (*ArduRover*). Modul ini menggunakan mikrokontroler *Arduino* yang populer di bidang instrumentasi. Maka dari itu *Multicopter* yang menggunakan modul ini disebut *Arducopter*. Secara umum *flight controller* ditunjukkan pada gambar 2.9



Gambar 2.9 Flight Controller

Pada *flight controller* ini sensor yang digunakan lebih banyak termasuk didalamnya terdapat sensor untuk mengukur ketinggian, disisi lain program yang ada didalamnya pun sudah dapat melakukan *handle* apabila ada sensor tambahan dari luar yang digunakan, seperti sensor barometer untuk mengukur kecepatan angin membuat *flight controller* bahkan mampu melakukan *takeoff* dan *landing* secara otomatis. Sedangkan rancangan *flight controller* pada penelitian ini hanya memiliki beberapa sensor dan algoritma perhitungan, sensor utama yang digunakan sebagai pembaca *attitude UAV* atau membaca sudut dan algoritma PID sebagai pengendali kerja dari *flight controller*, kedua hal ini memiliki peran penting agar UAV mampu melakukan kemampuan dasar seperti melayang dan bergerak kearah yang diinginkan.

Flight controller yang hanya memiliki fungsi dasar karena hanya mengandalkan dua komponen utama sebagai input (modul sensor dan *receiver*) dan kemudian hasil dari dua komponen tersebut dijadikan *output* kecepatan untuk keempat ESC yang bekerja menggerakkan motor pada *quadcopter*

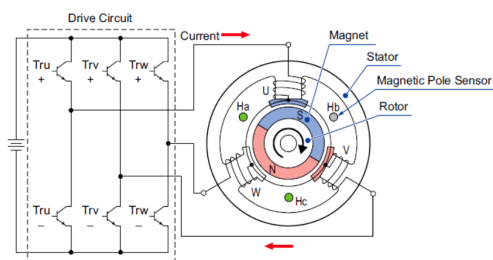
D. Electronic Speed Controller (ESC)

Kendali kecepatan elektronik (*Electronic speed controller*) adalah sebuah sirkuit elektronik dengan tujuan untuk memvariasi dan mengatur kecepatan motor BLDC, arahnya dan bisa berfungsi sebagai rem dinamis. ESC

menginterpretasikan informasi bagaimana memvariasikan kecepatan *switch* dari transistor / Mosfet yang menyebabkan motor berubah kecepatannya. Hal ini dapat memungkinkan variasi kecepatan motor lebih halus dan tepat dengan efisiensi tinggi. ESC menerima input pulsa PWM dari *Flight Controller* dan mengkonversikan pulsa ke dalam bentuk pengaturan daya yang akan disuplai dari catu daya ke motor BLDC.

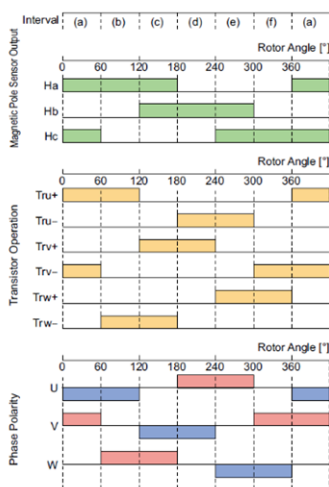
Rangkaian *driver* motor yang terdiri dari pengatur kecepatan putar motor dan pengatur posisi sudut putaran motor. Pada pengaturan kecepatan putar motor pulsa PWM digunakan dalam mengatur tegangan, tegangan beban diatur dengan cara mengatur *duty cycle* dari gelombang kotak yang disupplykan ke basis dari transistor/mosfet. *Duty cycle* adalah persentase besar siklus aktif didalam satu frekuensi pita tegangan. Untuk mengukur *duty cycle* dapat menggunakan rumus Persamaan 4.

$$Duty\ cycle = \frac{\text{siklus aktif}}{\text{siklus total}} \times 100\% \dots\dots\dots(4)$$



Gambar 2.9 Motor Driver

Pada Gambar 2.2 menunjukkan rangkaian inverter yang ada didalam modul ESC yang terhubung dengan motor BLDC yang akan digunakan untuk menggerakkan rotor UAV.



Gambar 2.10 Urutan kerja transistor dalam Modul ESC

Modul ESC akan akan mengendalikan Arah dan kecepatan motor BLDC, berikut ini urutan kerja transistor yang berada didalam modul ESC dengan putaran motor searah dengan jarum jam :

Dalam interval (a), sensor kutub magnet Ha dan Hc mendeteksi kutub utara dan mengeluarkan sinyal. Dalam hal ini, jika transistor Tru+ dan Trv- dihidupkan, arus mengalir dari kumparan *fase-U* ke kumparan *fase-V* di stator. Pada saat ini, *fasa-V* termagnetisasi di kutub utara (eksitasi), menarik kutub selatan, dan menolak kutub utara di magnet rotor. Fase-U dimagnetisasi di kutub selatan dan menolak kutub selatan di magnet rotor. Ini menyebabkan rotor berputar searah jarum jam.

Dalam interval (b), yang melewati 60°, hanya sensor kutub magnet Ha yang mendeteksi kutub utara dan mengeluarkan sinyal. Dalam hal ini, jika transistor Tru+ dan Trw- dihidupkan, arus mengalir dari kumparan *fase-U* ke kumparan *fase-W* di stator. Fase-U mempertahankan eksitasi, menarik kutub utara, dan menolak kutub selatan di magnet rotor. Fase-W tereksitasi sebagai kutub utara dan menolak kutub utara di magnet rotor. Ini menyebabkan rotor berputar searah jarum jam.

Untuk setiap putaran 60°, kombinasi status ON dan OFF untuk sensor kutub magnet Ha, Hb, dan Hc berubah. Untuk putaran tunggal motor, ada 6 kombinasi keluaran sensor kutub magnet yang berbeda, yang diwakili oleh (a) hingga (f). Melalui peralihan berurutan dari serangkaian fase tereksitasi yang ditentukan untuk setiap pola, medan magnet yang berputar terus dihasilkan.

E. Motor DC Brushless (BLDC)

BLCD adalah motor DC yang proses komutasinya tidak menggunakan sikat pada rotor seperti motor DC pada umumnya. Dibandingkan dengan motor DC dengan sikat, BLDC memiliki beberapa kelebihan yaitu : efisiensi yang tinggi, kecepatan dan torsi yang tinggi, masa operasi yang panjang dan beroperasi tanpa *noise*.

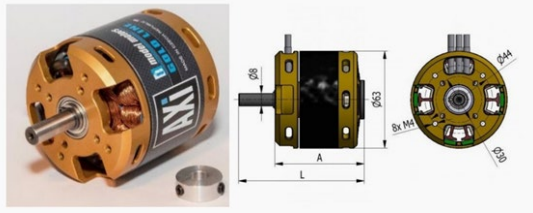
Motor BLCD adalah tipe motor sinkron, medan magnet yangdihasilkan oleh stator dan medan magnet oleh rotor mempunyai frekuensi yang sama. Rotor (bagian motor yang berputar) pada BLCD terdiri dari magnet permanen, sedangkan stator terdiri dari kumparan, berbeda dengan motor DC dengan sikat, dimana rotor berupa lilitan dan stator berupa magnet tetap.

$$N_s = (2 \times f \times 60) / P = 120 f / p \dots\dots\dots(5)$$

Dimana : N_s = Kecepatan Stator

f = frekuensi *power supply*

P = jumlah kutub



Gambar 2.11 Motor DC Brushless (BLDC)

Daya keluaran motor BLDC dapat dihitung menggunakan persamaan 6.

$$P_{out} = M * \omega = M * 2\pi * n/60 \quad (6)$$

Dimana : P_{out} = daya keluaran mekanis

- M = torsi dalam Nm,
- ω = kecepatan sudut dalam rad/s
- n = kecepatan rotasi dalam (Rpm)

Di motor BLDC di kenal istilah K_v , merupakan gambaran hubungan antara tegangan puncak dan kecepatan putaran pada motor *brushless* dalam kondisi tanpa beban. Satuan untuk K_v adalah RPM/V dan dapat diperkirakan dengan membagi kecepatan putaran motor tanpa beban dengan tegangan yang diberikan.

F. **Baterai**

Baterai yang biasanya diaplikasikan di electric drone adalah jenis *LiPo (Lithium Polimer)*, ilustrasinya dapat dilihat pada gambar 2.12.

Baterai *litium (Li-ion)* dikenal memiliki kemampuan penyimpanan energi yang tinggi per satuan volume. Energi yang tersimpan merupakan jenis energi elektrokimia yang berasal dari reaksi. Baterai litium ini termasuk jenis baterai isi ulang sehingga jika supply dayanya habis bisa diisi kembali dengan charger.

Kelebihan Baterai LiPo: memiliki kepadatan penyimpanan energi yang tinggi, tingkat debit tinggi dan ringan.

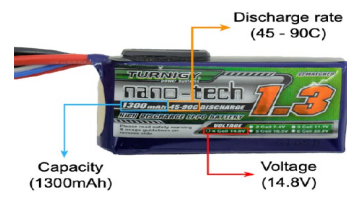
Salah satunya faktor yang mempengaruhi waktu terbang UAV adalah kapasitas baterai yang digunakan, pada persamaan 7 dan 8 dijelaskan terkait cara menghitung kapasitas baterai dan lamanya waktu UAV terbang.

$$\text{Battery capacity (Wh)} = \text{abattery} \times \text{Mbattery} \quad (7)$$

$$\text{Flight time (h)} = \frac{\text{Ebattery (Wh)}}{\text{Power (W)}} = \frac{\text{abattery} \times \text{Mbattery}}{\text{M/frames} \times \text{Mbattery} \times \text{Prop eff} \left(\frac{\text{M/frames} \times \text{Mbattery}}{\text{W} \times \text{Prop}} \right)}$$

8)

- Dimana : E = Capacity
- σ = energy density
- M = mass in grams



Gambar 2.12 Baterai LiPo

G. **Sensor**

1. *Accelerometer*

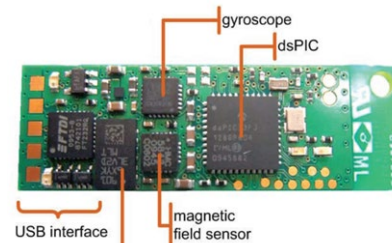
Accelerometer adalah sensor yang digunakan untuk mengukur percepatan atau perubahan kecepatan terhadap waktu. Sensor ini dipasang bersama benda yang akan diukur akselerasinya.

2. *Gyroscope*

Gyroscope adalah sensor yang cara kerjanya berorientasi pada gerak dengan bertumpu pada roda atau cakram yang berotasi dengan cepat pada sumbu. *Gyro* sensor sendiri memiliki fungsi untuk mendeteksi gerakan sesuai gravitasi, atau dengan kata lain mendeteksi gerakan pengguna.

3. Kompas Digital (*Magnetometer*)

Kompas menggunakan efek medan magnet Bumi yang mempengaruhi jarum magnet yang bebas sehingga jarum dapat menunjukkan arah garis medan, yakni arah kutub magnet utara dan selatan. Setiap arah yang didapat dari bentuk magnetik, maka harus dikoreksi untuk ketepatan penunjukkan utara/selatan.



Gambar 2.13 Sensor *Gyroscope, accelerometer* dan *compas*

H. *Global Positioning System (GPS)*

GPS adalah adalah sebuah sistem navigasi berbasis radio yang menyediakan informasi koordinat posisi, kecepatan, dan waktu, ketinggian dan informasi tambahan lainnya kepada pengguna di seluruh dunia berdasarkan perbedaan garis lintang (*latitude*) dan garis bujur (*longitude*).

Pengguna hanya membutuhkan *GPS receiver* untuk dapat mengetahui koordinat lokasi. Keakuratan koordinat lokasi tergantung pada tipe *GPS receiver*. GPS terdiri dari tiga bagian yaitu satelit pemancar yang mengorbit bumi (Satelit GPS

mengelilingi bumi 2 kali sehari), stasiun pengendali dan pemantau di bumi, dan GPS receiver. Untuk menunjukkan koordinat sebuah titik (dua dimensi), alat navigasi memerlukan paling sedikit sinyal dari 3 buah satelit. Untuk menunjukkan data ketinggian sebuah titik (tiga dimensi), diperlukan tambahan sinyal dari 1 buah satelit lagi. Tingkat akurasi GPS ditentukan dengan istilah GDOP (*Geometric Dilution Of Precision*).

I. Remote Controller

Remote controller digunakan untuk mengendalikan dari jarak jauh pergerakan drone. Melalui transmitter, remote control mengirimkan perintah yang selanjutnya perintah tersebut ditangkap oleh receiver dan diolah oleh flight controller. Transmitter mengirimkan sinyal kontrol menuju receiver melalui channel yang dimiliki secara wireless.

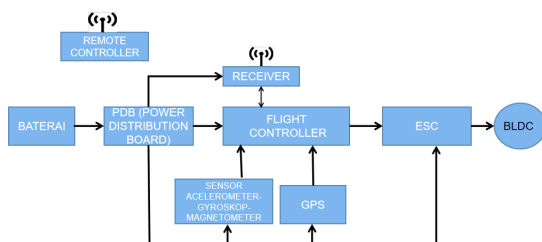
Remote control atau pengendalian jarak jauh adalah sebuah alat elektronik yang digunakan untuk mengoperasikan sebuah mesin dari jarak jauh. Remote control biasa digunakan untuk alat-alat nirkabel. Kebanyakan remote control berkomunikasi dengan perangkatnya masing-masing melalui sinyal-sinyal infra merah dan beberapa saja melalui sinyal radio. Remote control biasanya menggunakan baterai sebagai sumber daya. Remote control yang digunakan seperti pada Gambar 2.14.



Gambar 2.14 Remote Control

III. PERANCANGAN SISTEM

Dalam mewujudkan Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Sebelum diimplementasikan perlu dilakukan perancangan dan melakukan pemilihan bahan-bahan yang sesuai dengan aplikasi yang diinginkan. Pada gambar 4.1 ditunjukkan perancangan UAV secara hardware.



Pada gambar 4.1 Rancangan Sistem UAV

Didalam tahap pengonsepan UAV, terdapat beberapa komponen yang saling mendukung dan terhubung satu sama lain baik berupa kabel maupun nirkabel. Beberapa komponen tersebut dapat dilihat pada Gambar 4.2 berikut ini.



Gambar 4.2 Ground Station pada Pesawat Hexacopter

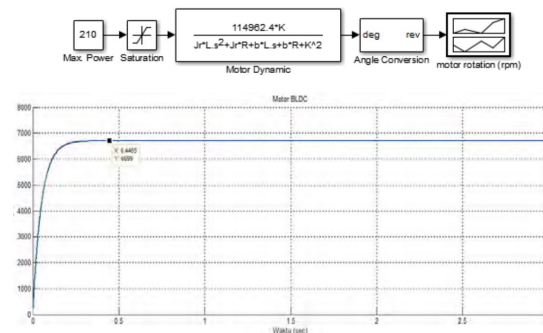
IV. PENGUJIAN SYSTEM

Pengujian dan analisis kestabilan terbang UAV dengan menggunakan simulasi Matlab Simulink, yang dibutuhkan beberapa parameter yang lain seperti daya maksimum, gaya Tarik maksimum, maupun putaran pada propeller dalam skala rpm. Untuk mempermudah dalam pembacaan data, maka parameter tersebut dibuat dalam bentuk Tabel 5.1 sebagai berikut.

Tabel 5.1 Parameter Pendukung Simulasi

No.	Parameter	Nilai	Satuan
1	Daya maksimum (Pmax)	210	Watt
2	Gaya tarik maksimum	8.73	Newton
3	Putaran propeller maksimum	± 6700	Rpm

Kendali motor Brushless DC dapat disimulasikan dengan menggunakan Matlab Simulink system open-loop seperti pada Gambar 5.1.



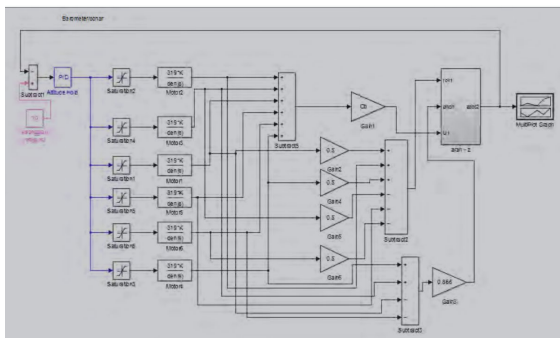
Gambar 5.1 Blok Diagram Simulink Motor DC (atas) dan Grafik Respon Motor DC (bawah)

Sistem akan disimulasikan dengan menggunakan controller PID. Analisis sistem kendali hexacopter dibagi menjadi sistem kendali hovering, roll, pitch, dan yaw. Tahapan berikutnya adalah membahas satu-persatu dari sistem kendali dari setiap pergerakan pada UAV. Dalam system

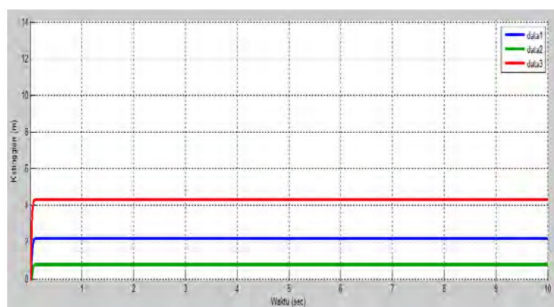
ini penulis menggunakan konroller berupa PID (*Proportional, Integral, dan Derivatif*). Dalam menentukan nilai P, I, dan D penulis melakukan prinsip *trial and error*. Penentuan nilai PID dengan *trial and error* tersebut dilakukan dengan beberapa pertimbangan, yaitu: Kendali P (*proporsional*) memiliki fungsi mempercepat *rise time* agar respon dari sistem lebih cepat mencapai titik referensi, namun pengendali ini masih memiliki kekurangan yaitu meninggalkan *offset*. Kelemahan ini dapat diatasi dengan menggabungkannya dengan kendali integral yang dapat menghilangkan *offset* dan juga mengurangi terjadinya *overshoot* yang terlalu luas, serta mampu menghilangkan *steady state error*. Akan tetapi, kendali integral dapat menyebabkan respon sistem menjadi lambat. Penanggulangan respon sistem yang lambat menggunakan kendali *derivatif*.

Sistem Kendali Hovering

Sistem kendali *hovering* berpengaruh terhadap *pitch* dan *roll*, sehingga blok diagram untuk kendali *hovering* tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan system. Namun, karena pengaruhnya system kecil, maka dapat diabaikan. Blok diagram dari system kendali *hovering* dapat dilihat pada Gambar 5.2



Gambar 5.2 Blok Diagram *Hovering Hexacopter*



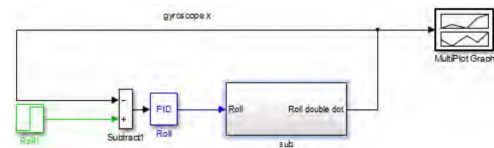
Gambar 5.3 Respon Ketinggian terhadap Waktu dengan Tiga Variasi Ketinggian

Berdasarkan grafik respon pada Gambar 5.3 diatas dengan waktu (dalam *second*) dihasilkan kondisi UAV dapat stabil dalam waktu kurang dari satu detik. *Controller* yang digunakan berupa *Proportional* = 15, *Integral*= 0, dan *Derivative*= 0.

Pada saat pesawat berada pada ketinggian 4 meter (warna merah) grafik stabil pada waktu 0.1 detik, saat ketinggian 2 meter (**warna biru**) grafik stabil pada waktu 0.08 detik, dan pada ketinggian 1 meter (**warna hijau**) grafik stabil pada waktu 0.05 detik.

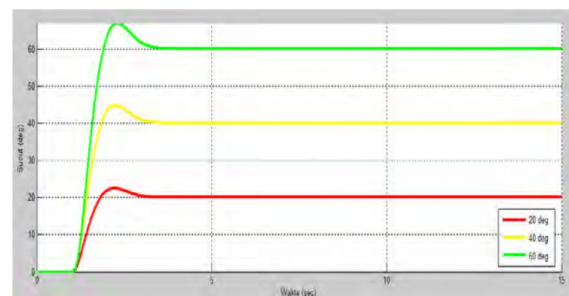
Sistem Kendali Roll

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 sehingga blok diagram dapat disederhanakan sebagai berikut.



Gambar 5.4 Blok Diagram Sistem Kendali *Roll*

Sistem kendali roll merupakan sistem *closed-loop* dengan sensor posisi sudut (*gyroscope*) bertujuan untuk mengendalikan posisi sudut *hexacopter* sesuai dengan keinginan. Dengan menggunakan PID *controller* dengan nilai *Proportional* = 8.8, *Integral* = 0, dan *Derivative* = 4 didapatkan respon posisi sudut *roll* fungsi waktu sebagai berikut:



Gambar 5.5 Respon Posisi Sudut *Pitch* terhadap Waktu dengan Tiga Variasi Sudut *Pitch* Referensi

Dari grafik *pitch* diatas, dengan input berupa sudut (derajat) dengan 3 variasi sudut 200, 400, dan 600 diperoleh kondisi stabil pada detik ke tiga. Respon untuk sistem *pitch* dapat ditabelkan sebagai berikut:

Tabel 5.2 Respon untuk Sistem *Pitch*

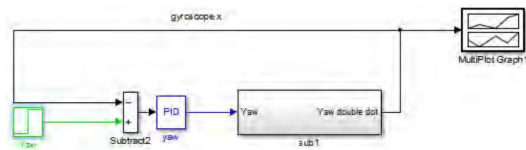
Sudut Roll (degree)	Over Shoot (%)	Rise Time (second)	Settling Time (second)	Error pada detik ke tiga
20	3,8	0,822	2,904	0,221
40	3,8	0,839	2,425	0,433
60	3,8	0,812	2,417	0,612

Kendali sudut *pitch*, memiliki kriteria respon *settling time* kurang dari 3 detik dan persentase *overshoot* tidak lebih dari 10%. Dari gambar 5.5 respon sudah sesuai dengan kriteria. Grafik respon

untuk sudut pitch UAV memiliki kesamaan dengan sistem *roll*. Hal ini dimaklumi karena *quadrotor* simetris dua sumbu (x dan y), sehingga koefisien-koefisien penyusun persamaan dinamikanya sama. Dan nilai PID *controllernya* pun identik.

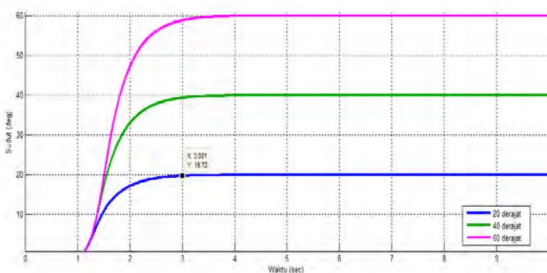
Sistem Kendali Yaw

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. Blok diagram untuk sistem *yaw* dapat dilihat pada Gambar 5.6 berikut.



Gambar 5.6 Blok Diagram Sederhana Sistem Rotasi Yaw

Sistem kendali *yaw* merupakan sistem *closed-loop* dengan sensor posisi sudut (*gyroscope*) bertujuan untuk mengendalikan posisi sudut *hexacopter* sesuai dengan keinginan. Dengan menggunakan PID *controller* dengan nilai *Proportional* 14, *Integral* 0 dan *Derivative* 10 didapatkan respon sebagai berikut:



Gambar 5.7 Respon Posisi Sudut Yaw Hexacopter terhadap Waktu

Kendali sudut *yaw* memiliki kriteria respon *settling time* kurang dari 3 detik dan tidak terjadi *overshoot* baik pada sudut 20, 40, maupun 60. Berdasarkan gambar 5.7 serta keterangan pada tabel 5.3 dibawah ini menunjukkan bahwa respon kendali sudut *yaw* telah sesuai dengan kriteria. Berikut adalah tabel dari respon untuk sistem *yaw*.

Tabel 5.3 Respon Kendali Sudut Yaw

Sudut Yaw (degree)	Over Shoot (%)	Rise Time (second)	Settling Time (second)	Error pada detik ke tiga
30	7.13	0.78	2.521	0,38

V. SIMPULAN

Dengan menggunakan Kontrol PID yang ada di dalam aplikasi simulink matlab untuk mensimulasikan perancangan UAV, diharapkan

pada saat implemetasi UAV bisa terbang dengan stabil dengan menggunakan kontrol PID.

DAFTAR PUSTAKA

- [1]. Nur Yanti , Fathur Zaini R , Suhaedi. (2017). PENGENDALIAN KESTABILAN TERBANG ROBOT PENJELAJAH UDARA DENGAN METODE HYBRID PID-FUZZY. Politeknik Negeri Balikpapan.
- [2] Panca Agung K , Andi D. (2017). Pengendalian Kestabilan Ketinggian pada Penerbangan *Quadrotor* dengan Metode PID Fuzzy. UNIVERSITAS GADJAH MADA.
- [3] Mahendra B N, Raden S. (2015). Penerapan Sistem Kendali PID pada Antena Pendeteksi Koordinat Posisi UAV. UNIVERSITAS GADJAH MADA.
- [4] Rosalia H. Subrata, Raymond Tarumasely & Calvin Dwianto S. (2017). PERANCANGAN PENGENDALI PID UNTUK GERAKAN PITCH DAN ROLL PADA QUADCOPTER. Universitas Trisakti.
- [5] M Mobed B , Fernando A , M Faiz H , Iwan K W. (2021). PID Control System on Brushless DC Motor for Quadcopter Balance. Politeknik Elektronika Negeri Surabaya.
- [6] Rahmad Hidayat dan Ronny Mardiyanto. (2016). Pengembangan Sistem Navigasi Otomatis Pada UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) dengan GPS (*Global Positioning System*) *Waypoint*. Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- [7] Eka Candra W, Iwan Setiawan,ST. MT., Wahyudi,ST. MT. (2006). Auto Tuning PID Berbasis Metode Osilasi *Ziegler-Nichols* Menggunakan Mikrokontroler AT89S52 pada Pengendalian Suhu. Universitas Diponegoro.
- [8] Hendriawan, Akhmad dan Prasetyo Utomo. 2012. Sistem Kontrol *Altitude* pada UAV Model *Quadcopter* dengan Metode PID. *Electronic Engineering Polytechnic Institute of Surabaya* (EEPIS).
- [9] Lukmana, Muhammad Arifuddin (UAV) Empat Baling-baling (*Quadrotor-Arducopter*). *Undergraduate Thesis of Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya*.
- [10] Wahyuni, 2015. Desain dan Analisa sistem Kendali Gerak *Cross Coupled* Pada Sistem Propulsi AUV. Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember.
- [11] Ogata, Katsuhiko. 2010. *Modern Control Engineering. USA: New Jersey*
- [12] Bresciani, Tomasso. 2008. *Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter. Lund University*
- [13] Rodic, Aleksandar. Gyula Mester. 2011. *The Modelling and Simulation of an Autonomous Quadrotor Microcopter in Virtual Outdoor Scenario. Belgrade: Univ of Belgrad*