

Implementasi Pengendali PID Untuk Kestabilan Posisi Terbang Wahana Tanpa Awak

Christin P.R. Tuuk, Vecky C. Poekoel, Jane Litouw

Teknik Elektro, Universitas Sam Ratulangi Manado, Jl. Kampus Bahu-Unsrat Manado, 95115

Christinregina21@gmail.com, vecky.poekoel@unsrat.ac.id, ein.jil@gmail.com

Abstract — *Unmanned aircraft or UAV (Unmanned Aerial Vehicle) with remote control is an electromechanical that can perform programmed missions. The control process of the aircraft is entirely done by the autopilot system with reference to parameters that have been determined by the user before flying. On unmanned aircraft also needed stability when in the air. Aircraft stability is the ability to return to a certain position in a flight. Ardupilot Mega (APM) is a qualified autopilot IMU (Inertia Measurement Unit). The application of ardupilot with the determination of the PID value regulates the pitching and rolling of the plane to be stable. The PID value for automatic mode obtained from the unmanned rides is for rolling $P = 0.4$, $I = 0.4$, $D = 0.020$ and pitching $P = 0.4$, $I = 0.4$, $D = 0.020$. The unmanned spacecraft has been able to fly in the air steadily, as the aircraft flies from one level of altitude to another.*

Keywords — *Ardupilot, PID Controller, Stability, Unmanned Aerial Vehicle*

Abstrak — Pesawat tanpa awak atau UAV (Unmanned Aerial Vehicle) dengan pengendalian jarak jauh merupakan elektromekanik yang dapat melakukan misi-misi terprogram. Proses kontrol pesawat sepenuhnya dilakukan oleh sistem autopilot dengan mengacu pada parameter-parameter yang telah ditentukan oleh pengguna sebelum terbang. Pada pesawat tanpa awak juga dibutuhkan kestabilan pada saat di udara. Stabilitas pesawat adalah kemampuan untuk kembali ke posisi tertentu dalam suatu penerbangan. Ardupilot Mega (APM) adalah autopilot IMU (Inertia Measurement Unit) berkualitas. Penerapan ardupilot dengan penentuan nilai PID mengatur pitching dan rolling dari pesawat untuk bisa stabil. Adapun nilai PID untuk mode otomatis yang didapat dari hasil rancang bangun wahana tanpa awak ini yaitu, untuk *rolling* $P=0.4$, $I=0.4$, $D=0.020$ dan *pitching* $P=0.4$, $I=0.4$, $D=0.020$. Wahana tanpa awak yang dibuat sudah dapat terbang di udara dengan stabil, saat pesawat terbang dari satu level ketinggian ke level yang lain.

Kata kunci — *Ardupilot, Kestabilan, Pengendali PID, Unmanned Aerial Vehicle*

I. PENDAHULUAN

Kontrol pesawat tanpa awak ada dua variasi utama, variasi pertama yaitu dikontrol melalui pengendali jarak jauh dan variasi kedua adalah pesawat yang terbang secara mandiri berdasarkan program yang dimasukkan ke dalam pesawat sebelum terbang.

Pesawat tanpa awak atau UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) dengan pengendalian jarak jauh merupakan elektromekanik yang dapat melakukan misi-misi terprogram menggunakan

hukum aerodinamika untuk tetap terbang saat ini dan mampu membawa muatan baik senjata maupun muatan lainnya.

Pada pesawat tanpa awak juga dibutuhkan kestabilan pada saat di udara. Stabilitas pesawat adalah kemampuan untuk kembali ke posisi tertentu dalam suatu penerbangan (setelah mendapat gangguan atau kondisi yang tidak normal). Pesawat dapat menjadi stabil dalam keadaan tertentu dan tidak karena kondisi lainnya. Sebagai contoh suatu pesawat dapat stabil dalam keadaan terbang normal, tetapi menjadi tidak stabil dalam keadaan posisi terbang terbalik, ataupun karena keadaan cuaca yang berangin. Karena cuaca sangat menentukan pada saat pesawat di udara.

A. Pengontrol PID

Kontroler PID (Proportional, Integral, Derivative) merupakan kontroler untuk menentukan presisi suatu sistem instrumentasi dengan karakteristik adanya umpan balik pada sistem. Komponen kontrol PID ini terdiri dari tiga jenis yaitu Proporsional, Integratif dan Derivatif.

Elemen-elemen kontroler P, I dan D bertujuan untuk mempercepat reaksi sebuah sistem, menghilangkan offset dan menghasilkan perubahan awal yang besar. Blok diagram kontroler PID pada gambar 1.

Keluaran controller PID merupakan jumlahan dari keluaran kontroler proporsional, kontroler integral dan kontroler differensial. Karakteristik kontroler PID sangat dipengaruhi oleh kontribusi besar dari ketiga parameter P, I dan D. Penyetelan konstanta K_p , T_i , dan T_d akan mengakibatkan penonjolan sifat dari masing-masing elemen. Satu atau dua dari ketiga konstanta tersebut dapat disetel lebih menonjol dibanding yang lain.

B. UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*)

UAV (Unmanned Aerial Vehicle) merupakan istilah yang digunakan untuk merepresentasikan benda terbang dengan suplay daya sendiri yang bisa digunakan berulang kali tanpa dioperasikan oleh manusia secara langsung di dalamnya. Oleh karena itu bom atau misil bukan merupakan jenis *UAV* karena hanya dapat digunakan satu kali dalam pengoperasiannya. Dengan penjelasan tersebut maka pesawat RC mini bisa digolongkan ke dalam *UAV*. Hampir semua *UAV* memiliki remote control yang berfungsi untuk mengontrol *UAV* agar dapat terhindar dari benturan-benturan akibat kegagalan pada saat terbang otomatis.

C. Pitching

Pitching merupakan gerakan mengganggu atau gerakan keatas dan kebawah dari nose pesawat, pitching bergerak pada sumbu lateral pesawat. Untuk dapat melakukan gerakan pitching, pilot menggerakkan bidang kendali utama atau primary control surface, yaitu dengan mengerakkan elevator yang terletak pada horizontal stabilizer. Gerakan pitching dapat dilihat pada gambar 2.

D. Rolling

Rolling merupakan gerakan berguling (roll) dari pesawat, rolling bergerak pada sumbu longitudinal pesawat. Untuk dapat melakukan gerakan rolling, pilot mengerakkan bidang kendali aileron yang berada di wing / sayap. Gerakan rolling dapat dilihat pada Gambar 3.

E. Yawing

Yawing merupakan gerakan menggengsel atau nose pesawat bergerak ke kanan dan ke kiri. Yawing bergerak pada sumbu vertikal pesawat. Untuk dapat melakukan gerakan yawing pada pesawat, pilot menggerakkan bidang kendali rudder yang berada pada vertical stabilizer. Gerakan rudder dapat dilihat pada gambar 4.

F. Kestabilan Pesawat

Kestabilan pada pesawat adalah kemampuan untuk kembali ke posisi tertentu dalam suatu penerbangan (setelah mendapat gangguan atau kondisi yang tidak normal). Pesawat atau model dapat menjadi stabil dalam keadaan tertentu dan tidak karena kondisi lainnya. Sebagai contoh suatu pesawat dapat stabil dalam keadaan terbang normal, tetapi menjadi tidak stabil dalam keadaan posisi terbang terbalik, demikian sebaliknya. Kestabilan pesawat dapat dilihat pada gambar 5

1) Stabilitas Statis

Stabilitas statis adalah apabila gaya-gaya yang muncul akibat gangguan selama fase penerbangan (misalnya pitching moment sebagai akibat bertambah besarnya angle of attack mendorong aircraft pada arah yang tepat sehingga mampu mengembalikan aircraft pada kondisi awal). Stabilitas statis dapat dilihat pada gambar 6.

2) Stabilitas Dinamis

Stabilitas dinamis adalah suatu aircraft dikatakan mempunyai stabilitas dinamis apabila gerakan-gerakan dinamis aircraft pada akhirnya akan mengembalikan aircraft ke kondisi awal dengan cara tergantung pada restoring force (gaya kembalian), mass distribution (distribusi massa) dan damping force (gaya redaman). Stabilitas dinamis dapat dilihat pada gambar 7.

3) Stabilitas Longitudinal

Stabilitas longitudinal adalah keadaan pesawat untuk mengembalikan posisinya supaya stabil dengan menggunakan sumbu longitudinal atau melalui flight control (bidang kemudi) aileron yang menyebabkan timbul gerakan aileron. Stabilitas longitudinal dapat dilihat pada gambar 8.

4) Stabilitas Lateral

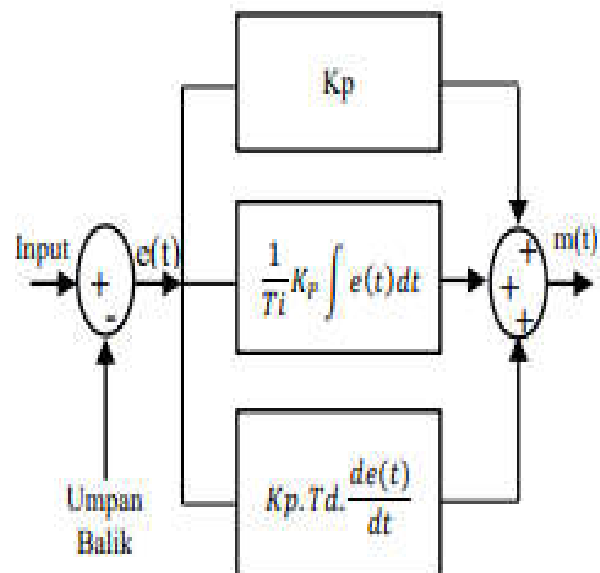
Stabilitas lateral adalah keadaan pesawat untuk mengembalikan posisinya dengan menggunakan sumbu lateral atau melalu bidang kemudi elevator yang menimbulkan gerakan pitching atau naik turun. Stabilitas lateral dapat dilihat pada gambar 9.

5) Stabilitas Directional

Stabilitas directional adalah keadaan pesawat untuk mengembalikan posisinya dengan menggunakan sumbu vertical atau melalu bidang kemudi rudder yang menimbulkan gerakan yawing atau berbelok kanan atau kiri . Stabilitas directional dapat dilihat pada gambar 10.

G. Ardupilot Mega

Ardupilot Mega (APM) adalah autopilot IMU (Inertia Measurement Unit) berkualitas profesional yang berbasis pada platform Arduino Mega (ATmega1280/2560). Ardupilot dapat dilihat pada gambar 11.



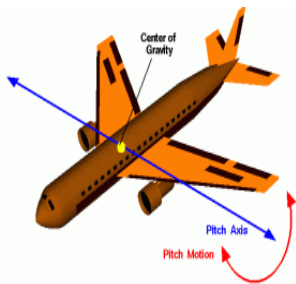
Gambar 1. Blok diagram kontroler PID

H. GPS/Kompas

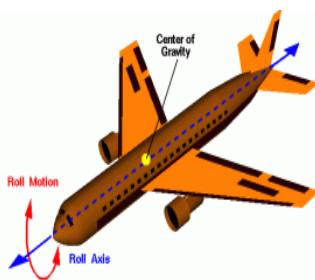
Global Positioning System (GPS) adalah sistem untuk menentukan letak di permukaan bumi dengan bantuan penyelarasan (*synchronization*) sinyal satelit. Sistem ini menggunakan 24 satelit yang mengirimkan sinyal gelombang mikro ke Bumi. Sinyal ini diterima oleh alat penerima di permukaan, dan digunakan untuk menentukan letak, kecepatan, arah, dan waktu. GPS/Kompas dapat dilihat pada gambar 12.

I. Telemetri

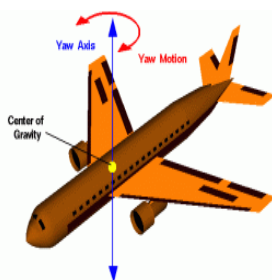
Telemetri (sejenis dengan telematika) adalah sebuah teknologi yang memungkinkan pengukuran jarak jauh dan pelaporan informasi kepada perancang atau operator sistem. Kata telemetri berasal dari akar bahasa Yunani tele = jarak jauh, dan metron = pengukuran. Sistem yang membutuhkan instruksi atau data yang dikirim kepada mereka untuk mengoperasikan membutuhkan lawan dari telemetri, telekomando. Telemetri dapat dilihat pada gambar 13.



Gambar 2. Pitching



Gambar 3. Rolling



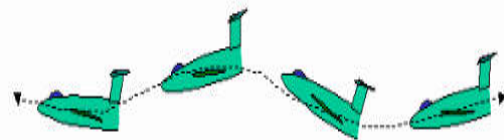
Gambar 4. Yawing

J. Brushless DC Motor (BLDC)

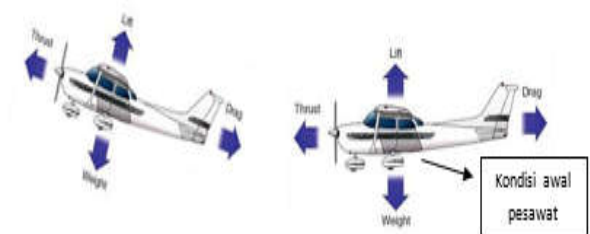
BLDC motor atau dapat disebut juga dengan BLAC motor merupakan motor listrik *synchronous AC* 3 fasa. Didandingkan dengan motor DC, BLDC memiliki biaya perawatan yang lebih rendah dan kecepatan yang lebih tinggi akibat tidak digunakannya *brush*. Dibandingkan dengan motor induksi, BLDC memiliki efisiensi yang lebih tinggi karena rotor dan torsi awal yang lebih tinggi karena rotor terbuat dari magnet permanen. *Brushless DC Motor* (BLDC) dapat dilihat pada gambar 14.

K. Motor Servo

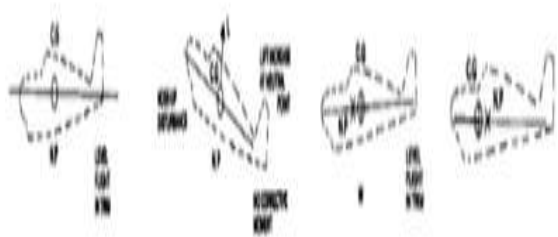
Motor servo adalah sebuah perangkat atau aktuator putar (motor) yang dirancang dengan sistem kontrol umpan balik loop tertutup (*servo*), sehingga dapat di set-up atau di atur untuk menentukan dan memastikan posisi sudut dari poros output motor. motor servo merupakan perangkat yang terdiri dari motor DC, serangkaian gear, rangkaian kontrol dan potensiometer. Motor servo dapat dilihat pada gambar 15.



Gambar 5. Kestabilan Pesawat



Gambar 6. Stabilitas Statis



Gambar 7. Stabilitas Dinamis

L. ESC “Electronic Speed Control”

ESC atau disebut juga Electronic Speed Control adalah driver penggerak untuk jenis motor brushless, biasanya digunakan pada bidang aeronautical atau RC. untuk melakukan interface dengan ESC, caranya cukup mudah, yaitu dengan memberikan pulsa pada pin input ESC yang akan berpengaruh pada kecepatan motor brushless. ESC “Electronic Speed Control” dapat dilihat pada gambar 16.

II. METODE PENELITIAN

A. Perancangan Sistem

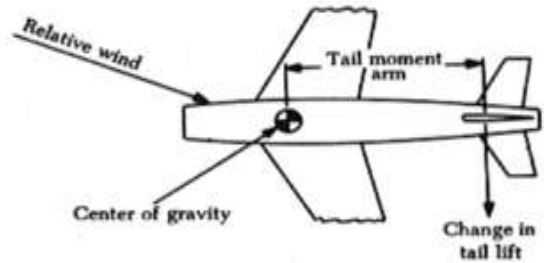
Dalam perancangan pesawat ini memerlukan konsep yang matang guna mendapat hasil yang sesuai tujuan. Pemilihan perangkat keras (*hardware*) dan perangkat lunak (*software*) yang merupakan implementasi sistem mekanik dan sistem kontrol pada *propeller* pesawat sangat mempengaruhi perancangan pesawat, sehingga pesawat menjadi lebih akurat dalam bermanuver sesuai perintah yang diberikan. Konsep dasar merupakan pedoman untuk merencanakan sesuatu dalam melakukan rancangan (desain), dimana konsep ini memuat langkah-langkah dan petunjuk untuk menentukan sesuatu penunjang yang dibutuhkan dalam mendesain. Pada gambar 17 dan 18 dapat dilihat diagram blok sub sistem dari wahana tanpa awak.

B. Perancangan Pesawat Tanpa Awak

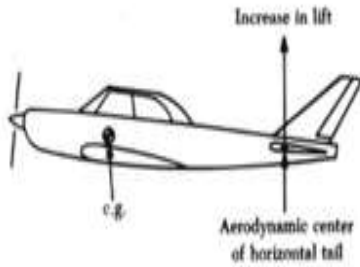
Perancangan pesawat sangat diperlukan dalam pembuatan pesawat tanpa awak, dan gambar 19 dapat dilihat gambar perancangan dari pesawat tanpa awak.

C. Perancangan perangkat keras Pengontrol Pesawat Tanpa Awak

Untuk mempermudah perancangan pesawat tanpa awak ini makadigunakan Ardupilot Mega (APM). Ardupilot Mega (APM) adalah autopilot IMU (Inertia Measurement Unit) berkualitas profesional yang berbasis pada platform Arduino Mega (ATmega1280/2560). Sambungan motor dan receiver pada ardupilot Mega dapat dilihat pada gambar 20. Kemudian pada table I dan II merupakan penjelasan dari masing-masing channel yang terdapat pada ardupilot.



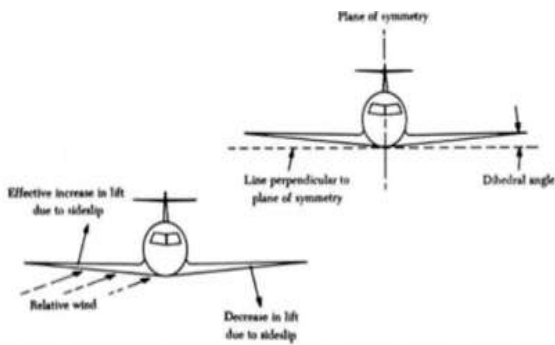
Gambar 10. Stabilitas Directional



Gambar 8. Stabilitas Longitudinal



Gambar 11. Ardupilot



Gambar 9. Stabilitas Lateral



Gambar 12. GPS

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

A. Hasil desain

Membicarakan soal pesawat pasti tidak terlepas dari desain yang aerodinamis dan material yang digunakan agar pesawat tetap stabil. Adapun hasil desain pesawat ini dapat dilihat pada gambar 22.

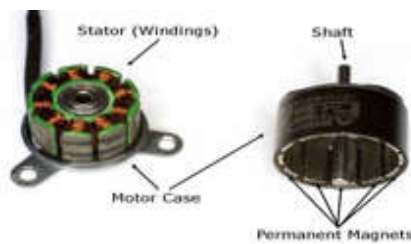
B. Hasil Pengujian

1) Pengujian Data Manual Pada Pesawat

Pengujian di mulai dengan melihat kestabilan pesawat pada ketinggian 50 m dalam kondisi manual, untuk melihat kinerja semua komponen pada sistem apakah sudah berfungsi dengan baik. Data pada tabel III ditampilkan sebagai grafik pada Gambar 22. Waktu selama pesawat pada posisi manual yaitu 66 detik pada ketinggian 50 meter dengan selang waktu pencuplikan data yaitu 2 detik. Keadaan pada saat pengambilan data cukup berangin. Pada gambar 22 terlihat *time rise* ada pada detik ke-5. *Time delay* saat waktu respon mencapai 50% dari *steady state* yaitu pada detik ke-13, dan *time peak* pada waktu respon terjadi pada detik ke-60.



Gambar 13. Telemetri



Gambar 14. Brushless DC Motor



Gambar 15. Motor Servo

2) Pengujian Data Otomatis Pada Pesawat

a. Pengujian pada ketinggian 50 m

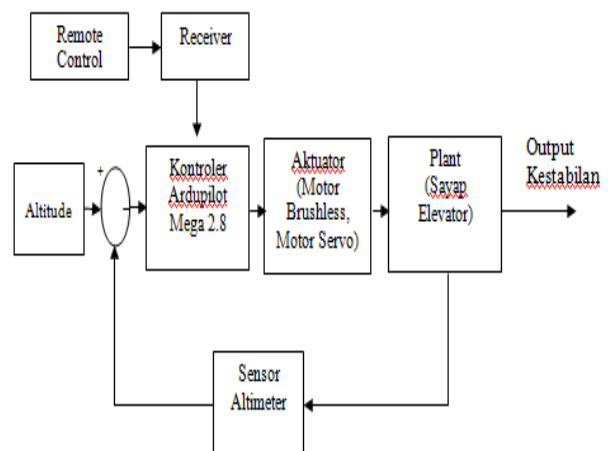
Pada table IV ini ditampilkan sebagai grafik pada gambar 23 dimana waktu saat posisi pesawat sudah dalam mode otomatis adalah 40 detik pada ketinggian 50 meter dengan selang waktu 2 detik. Dengan titik awal pesawat pada saat mode otomatis berada pada ketinggian 38 meter kemudian naik ke ketinggian 50 sesuai dengan ketinggian yang sudah di atur. Dari gambar 23 pesawat membutuhkan waktu sekitar 4 detik untuk mencapai ketinggian 50 meter. Kondisi cuaca cukup berangin sehingga mempengaruhi kestabilan pada pesawat karena keadaan cuaca sangat menentukan posisi terbang pesawat di udara saat menjaga kestabilan. Dan pada gambar 23 dapat dilihat *time rise* ada pada detik ke 2.5, pada saat respon memotong sumbu *steady state*, dan *time peak* pada waktu respon mencapai puncak yang pertama kali yaitu detik ke 10.

b. Pengujian pada ketinggian 100 m

Pada table V ini ditampilkan sebagai grafik pada gambar 24 dimana waktu saat posisi pesawat sudah dalam mode otomatis adalah 64 detik pada ketinggian 100 meter dengan selang waktu 2 detik. Dengan titik awal pesawat pada saat mode otomatis berada pada ketinggian 88 meter untuk mencapai ketinggian 100 meter sesuai dengan ketinggian yang sudah di atur. Dari gambar 25 ini pesawat membutuhkan waktu 16 detik untuk mencapai ketinggian 100 meter. Dan pada gambar 24 dapat dilihat *time rise* ada pada detik ke 16, pada saat respon memotong sumbu *steady state*, dan *time peak* pada waktu respon mencapai puncak yang pertama kali yaitu detik ke 44.



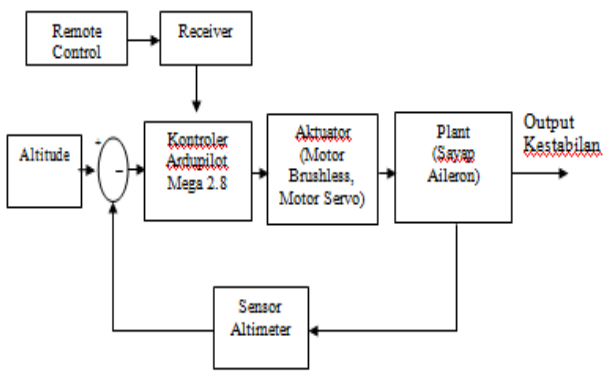
Gambar 16. ESC "Electronic Speed Control"



Gambar 17. Diagram blok sub system elevasi UAV

c. *Pengujian pada ketinggian 120 m*

Pada tabel VI ini ditampilkan sebagai grafik pada gambar 25. Waktu saat posisi pesawat sudah dalam mode otomatis adalah 62 detik pada ketinggian 120 meter dengan selang waktu 2 detik. Dengan titik awal pesawat pada saat mode otomatis berada pada ketinggian 99 meter untuk mencapai ketinggian 120 sesuai dengan ketinggian yang sudah di atur. Dari gambar 25 ini pesawat membutuhkan waktu 16 detik untuk mencapai ketinggian 120 meter. Dan pada gambar 25 dapat dilihat *time rise* ada pada detik ke 16, pada saat respon memotong sumbu, dan *time peak* pada waktu respon mencapai puncak yang pertama kali yaitu detik ke 44.



Gambar 18. Diagram blok sub sistem rolling UAV

3) *Perbandingan Data Manual Dan Otomatis*

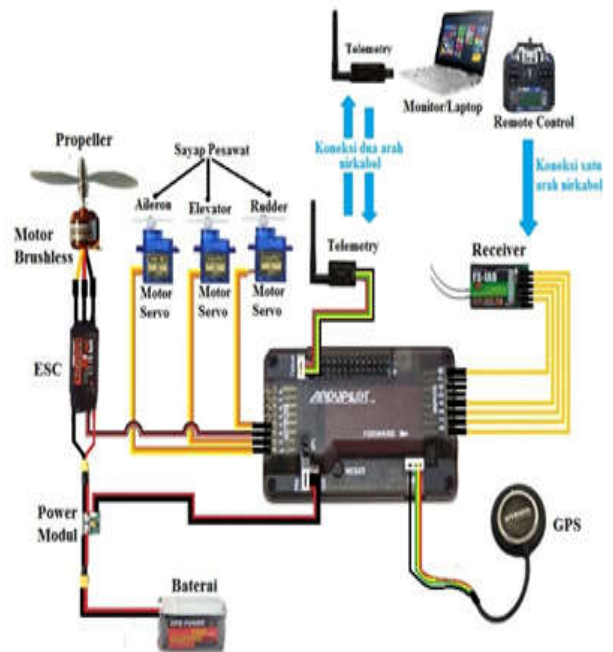
Pada gambar 26 dapat disimpulkan bahwa pada data otomatis tingkat kestabilannya lebih baik dibandingkan dengan data manual. Karena pada data manual harus di kontrol sendiri sedangkan otomatis menentukan posisi ketinggian yang diinginkan sehingga lebih baik saat menempatkan posisi pada ketinggian yang diinginkan.

TABEL II
CHANNEL OUTPUT APM

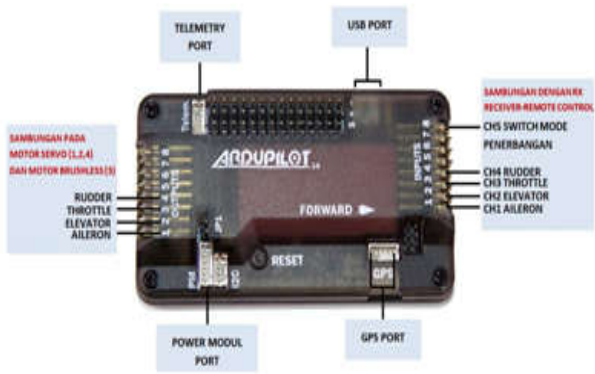
Chanel output APM	Keterangan
CH 1	Aileron / motor servo
CH 2	Elevator / motor servo
CH 3	Throttle / motor brushless
CH 4	Rudder / motor servo

TABEL II
CHANNEL RECEIVER

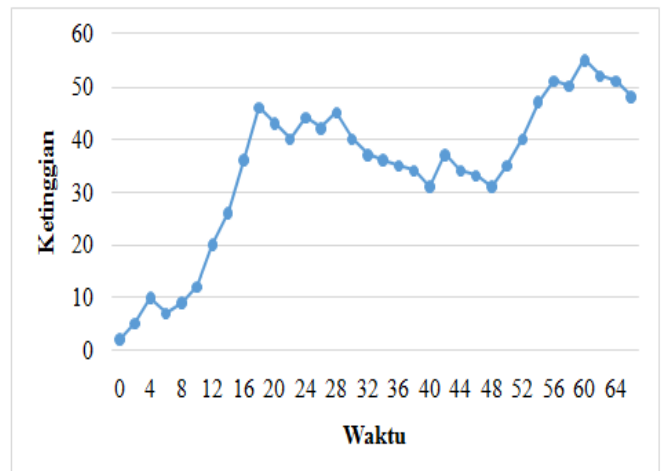
Chanel Receiver	Keterangan
CH 1	Aileron/gerak mengiring ke kiri/kanan
CH 2	Elevator/gerak ke atas/bawah
CH 3	Throttle/kecepatan putaran baling-baling
CH 4	Rudder/gerak ke kiri/kanan
CH 5	Switch mode penerbangan



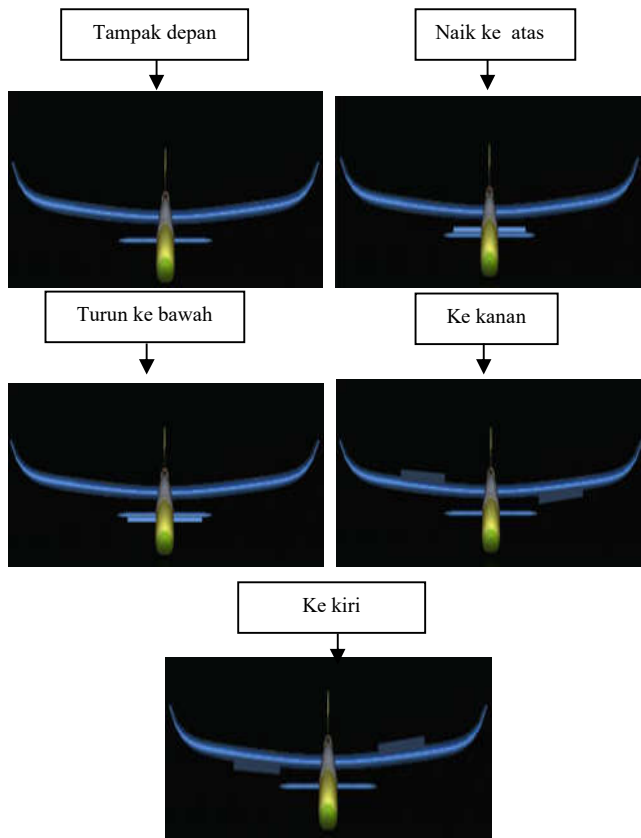
Gambar 19. Perancangan Komponen Pesawat Tanpa Awak



Gambar 20. Sambungan motor dan receiver pada ardupilot Mega



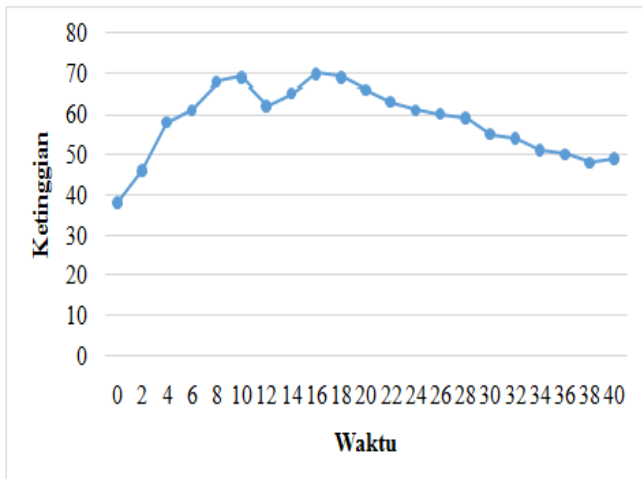
Gambar 22. Data Manual Pesawat Pada Ketinggian 50 m



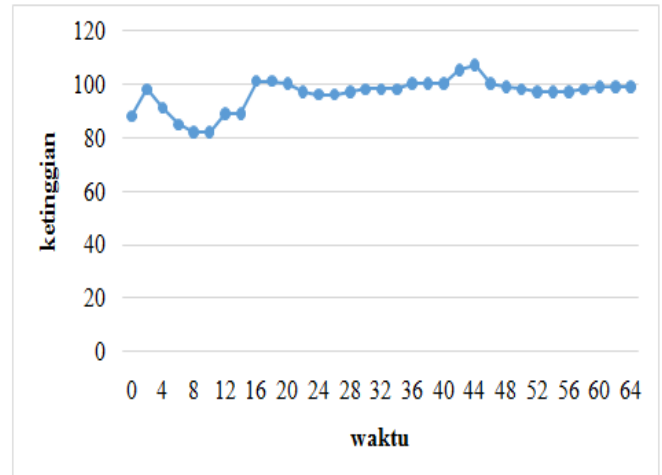
Gambar 21. Desain Pesawat

TABEL III
DATA MANUAL PESAWAT PADA KETINGGIAN 50 m

No	Waktu	Ketinggian
1	0 detik	2 meter
2	2 detik	5 meter
3	4 detik	10 meter
4	6 detik	7 meter
5	8 detik	9 meter
6	10 detik	12 meter
7	12 detik	20 meter
8	14 detik	26 meter
9	16 detik	36 meter
10	18 detik	46 meter
11	20 detik	43 meter
12	22 detik	40 meter
13	24 detik	44 meter
14	26 detik	42 meter
15	28 detik	45 meter
16	30 detik	40 meter
17	32 detik	37 meter
18	34 detik	36 meter
19	36 detik	35 meter
20	38 detik	34 meter
21	40 detik	31 meter
22	42 detik	37 meter
23	44 detik	34 meter
24	46 detik	33 meter
25	48 detik	31 meter
26	50 detik	35 meter
27	52 detik	40 meter
28	54 detik	47 meter
29	56 detik	51 meter
30	58 detik	50 meter
31	60 detik	55 meter
32	62 detik	52 meter
33	64 detik	51 meter
34	66 detik	48 meter



Gambar 23. Data Otomatis Pesawat Pada Ketinggian 50 m



Gambar 24. Data Otomatis Pesawat Pada Ketinggian 100 m

TABEL IV
DATA OTOMATIS PESAWAT PADA KETINGGIAN 50 m

No	Waktu	Ketinggian
1	0 detik	38 meter
2	2 detik	46 meter
3	4 detik	58 meter
4	6 detik	61 meter
5	8 detik	68 meter
6	10 detik	69 meter
7	12 detik	62 meter
8	14 detik	65 meter
9	16 detik	70 meter
10	18 detik	69 meter
11	20 detik	66 meter
12	22 detik	63 meter
13	24 detik	61 meter
14	26 detik	60 meter
15	28 detik	59 meter
16	30 detik	55 meter
17	32 detik	54 meter
18	34 detik	51 meter
19	36 detik	50 meter
20	38 detik	48 meter
21	40 detik	49 meter

Tabel V
DATA OTOMATIS PESAWAT PADA KETINGGIAN 100 m

No	Waktu	Ketinggian
1	0 detik	88 meter
2	2 detik	98 meter
3	4 detik	91 meter
4	6 detik	85 meter
5	8 detik	82 meter
6	10 detik	82 meter
7	12 detik	89 meter
8	14 detik	89 meter
9	16 detik	101 meter
10	18 detik	101 meter
11	20 detik	100 meter
12	22 detik	97 meter
13	24 detik	96 meter
14	26 detik	96 meter
15	28 detik	97 meter
16	30 detik	98 meter
17	32 detik	98 meter
18	34 detik	98 meter
19	36 detik	100 meter
20	38 detik	100 meter
21	40 detik	100 meter
22	42 detik	105 meter
23	44 detik	107 meter
24	46 detik	100 meter
25	48 detik	99 meter
26	50 detik	98 meter
27	52 detik	97 meter
28	54 detik	97 meter
29	56 detik	97 meter
30	58 detik	98 meter
31	60 detik	99 meter
32	62 detik	99 meter
33	64 detik	99 eter

4) PID Pada Tampilan Di Mission Planner

Pada gambar 27 dapat dilihat tampilan PID yang ada pada mission planner.

a. PID Roll

Pada tabel VII dapat dilihat bahwa nilai PID saat *rolling* yaitu, $P=0.4$, $I=0.4$, $D=0.020$. Nilai ini diperoleh dari PID yang sudah ada pada program *mission planner*. Karena saat ardupilot sudah terhubung dengan *mission planner* secara otomatis nilai PID langsung ada saat akan dilakukan *tuning*

b. PID Pitch.

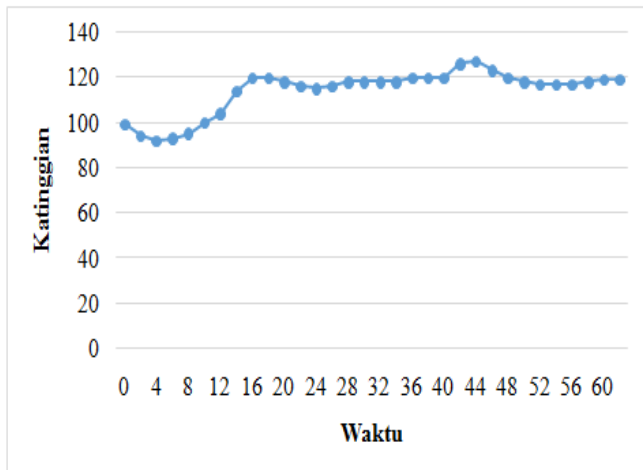
Pada tabel VIII dapat dilihat bahwa nilai PID saat *pitching* yaitu, $P=0.4$, $I=0.4$, $D=0.020$ nilai ini diperoleh dari PID yang sudah ada pada *program mission planner*. Karena saat ardupilot terhubung dengan *mission planner* secara otomatis nilai PID langsung ada saat akan dilakukan *tuning*.



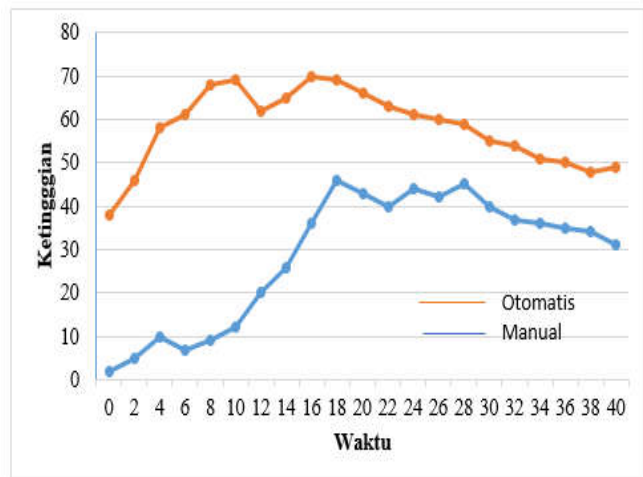
Gambar 27. Data Otomatis Pesawat Pada Ketinggian 120 m

Tabel VI
DATA OTOMATIS PESAWAT PADA KETINGGIAN 120 m

No	Waktu	Ketinggian
1	0 detik	99 meter
2	2 detik	94 meter
3	4 detik	92 meter
4	6 detik	93 meter
5	8 detik	95 meter
6	10 detik	100 meter
7	12 detik	104 meter
8	14 detik	114 meter
9	16 detik	120 meter
10	18 detik	120 meter
11	20 detik	118 meter
12	22 detik	116 meter
13	24 detik	115 meter
14	26 detik	116 meter
15	28 detik	118 meter
16	30 detik	118 meter
17	32 detik	118 meter
18	34 detik	118 meter
19	36 detik	120 meter
20	38 detik	120 meter
21	40 detik	120 meter
22	42 detik	126 meter
23	44 detik	127 meter
24	46 detik	123 meter
25	48 detik	120 meter
26	50 detik	118 meter
27	52 detik	117 meter
28	54 detik	117 meter
29	56 detik	117 meter
30	58 detik	118 meter
31	60 detik	119 meter
32	62 detik	119 meter



Gambar 25. Data Otomatis Pesawat Pada Ketinggian 120 m



Gambar 26. Perbandingan Data Manual Dan Otomatis Pesawat Pada Ketinggian 50 m

TABEL VII
PID ROLL

P	I	D
0.4	0.4	0.020

TABEL VIII
PID PITCH

P	I	D
0.4	0.4	0.020

IV. KESIMPULAN DAN SARAN

A. Kesimpulan

Berdasarkan perancangan, pengujian dan analisis yang telah dilakukan, maka disimpulkan hal-hal sebagai berikut:

- 1) Wahana tanpa awak yang dibuat sudah dapat terbang di udara dengan stabil, saat pesawat terbang dari satu level ketinggian ke level yang lain.
- 2) Penggunaan *ardupilot* lebih mempermudah untuk mengontrol kestabilan pesawat saat di udara.
- 3) Angin sangat mempengaruhi kestabilan pesawat saat di udara karena bisa mengubah point-to-point pesawat yang sudah ditentukan.
- 4) Pada pengujian pesawat lebih stabil saat mode otomatis dibandingkan mode manual.
- 5) Nilai PID yang ada dalam hasil pengujian merupakan nilai yang sudah ada di dalam *ardupilot* dan kemudian saat dihubungkan dengan *Mission Planner* nilai PID secara otomatis langsung ada pada *Mission Planner*.
- 6) Nilai PID yang diperoleh saat *rolling* yaitu, $P=0.4$, $I=0.4$, $D=0.020$ dan *pitching* yaitu, $P=0.4$, $I=0.4$, $D=0.020$.

B. Saran

- 1) Sebaiknya pesawat ini lebih dikembangkan lagi misalkan dengan menggunakan roda sehingga boleh melakukan take off tanpa harus di lempar.
- 2) Sebaiknya menggunakan baterai yang lebih besar agar tahan lama.
- 3) Menambahkan kamera FPV (*First Person View*).

V. KUTIPAN

- [1] A. Hendriawan, G.Prasetyo. H.Oktavianto. "Sistem Kontrol Altitude pada UAV Model Quadcopter dengan Metode PID". The 14th Industrial Electronics Seminar 2012 (IES 2012). Politeknik Elektronika Negeri Surabaya. Surabaya, 2012
- [2] A. Mulia, H. Nurhadi. B. Pramujati. "Rancang Bangun dan Analisa Sistem Kendali PID pada Unmanned Aerial Vehicle (UAV)", Skripsi S.T., Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Industri Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya, 2016.
- [3] Arduino cc. *Arduino Mega 2560* [online]. Tersedia di : <https://store.arduino.cc/arduino-mega-2560>, 8 oktober 2017.
- [4] F. Lubis, Arifin. Isranuri. 2012. "Analisa Gaya Impak yang terjadi pada Badan Pesawat *Aeromodeling* Tipe Glider saat *Landing* dengan Variasi Sudut Pendaratan yang Disimulasikan dengan menggunakan *Software Solidwork*", Mahasiswa Teknik Mesin USU .
- [5] F. Romadhany, Triwiyatno, Setiyono, "Desain Sensor *Marg (Magnetic, Angular Rate, And Gravity)* dengan Metode *Non-Linear Complementary Filter* sebagai Navigasi Gerak Quadrotor, Teknik Elektro Universitas Diponegoro, Jurusan Teknik Elektro, Universitas Diponegoro, Semarang.
- [6] P.V.S Gloria. "Sistem Pengendalian Manual dan Monitoring *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* menggunakan Transmisi Gelombang Radio, 2012.
- [7] W.D Bagus. Sumiharto. Wibowo. "Purwarupa Sistem Kendali Kestabilan Pesawat Tanpa Awak Sayap Tetap menggunakan *Robust PID*" Prodi Elektronika dan Instrumentasi, Yogyakarta, 2016



S. Edhi, Gembong. Setiawan, Eko. Kurniawan, Wijaya. "Sistem Kendali Ketinggian Quadcopter menggunakan PID". Fakultas Ilmu Komputer Universitas Brawijaya Malang.

Penulis bernama lengkap Christin.P.Regina.Tuuk, anak Kedua dari dua bersaudara. Lahir di Kota Manado pada tanggal 21 April 1994. Yang pada saat ini beralamat di Jaga IV Desa Mapangget Kecamatan Talawaan Kabupaten Minahasa Utara. Sekolah pertama tempat belajar adalah TK Bhayangkari Manado (1998-1999) kemudian melanjutkan ke SD Kr. Tabita 01 Manado (1999-2005) selanjutnya, melanjutkan ke SMP Katolik Pax Christi Manado (2005-2008) dan menyelesaikan sekolah tingkat atas di SMA St. Laurentius Manado (2009-2012). Tahun 2012, penulis melanjutkan studi di Fakultas Teknik, Jurusan Teknik Elektro, Universitas Sam Ratulangi, Manado. Dua tahun kemudian, yaitu tahun 2014, penulis memilih konsentrasi minat Teknik Kendali. Setelah menyelesaikan Kerja Praktek di AP2B Tomohon, penulis memutuskan untuk menulis Tugas Akhir mengenai Implementasi Pengendali PID Untuk Kestabilan Posisi Terbang Wahana Tanpa Awak. Selama kuliah, penulis pernah aktif dalam organisasi mahasiswa antara lain menjadi Pengurus Himpunan Mahasiswa Elektro Periode 2012 – 2014. Penulis juga pernah menjabat sebagai Ketua Control Engineering Community periode 2015-2016, serta menjadi peserta Kontes Robot ABU Indonesia 2014 di Universitas Mataram. Dalam bidang akademik penulis pernah mengikuti pelatihan PLC dan modul praktikum Lucas Null tahun 2013 dan seminar-seminar akademik lainnya.