

Realisasi dan *Tuning* Pengontrolan *PID Drone Fixed Wing* untuk Pemetaan Udara

Alfian Hermawan
Program Studi Teknik Elektro,
Fakultas Teknik Universitas Kristen Maranatha,
Bandung, Indonesia
alfianhermawan444@gmail.com

Muliady
Program Studi Teknik Elektro,
Fakultas Teknik Universitas Kristen Maranatha,
Bandung, Indonesia
muliady@eng.maranatha.edu

Abstrak— Saat ini kebutuhan survei lokasi menggunakan *fixed wing* untuk pemetaan wilayah, perkebunan, lahan perumahan, jalan raya atau lainnya, banyak diminati karena lebih efisien dan efektif. Pada penelitian ini ditunjukkan sistem pemetaan udara menggunakan pesawat *flying wing UAV* (*Unmanned Aerial Vehicle*) dengan menggunakan bahan dasar *styrofoam* dan *polyfoam* dengan karakteristik pesawat *trainer*. Manuver *flying wing UAV* menggunakan elevon yang digerakkan oleh motor *servo* dan dikontrol oleh *flight controller Pixhawk*. Pesawat dapat dipantau melalui laptop dengan menggunakan *telemetry*. Metode penalaan nilai *PID* (*Proportional Integral Derivative*) agar pesawat menghasilkan pengkoreksian yang baik, terbang stabil, dapat melawan angin, dan *crosswind* menggunakan metode *autotune*, pada metode tersebut diperoleh nilai *PID Pitch* ($P: 1.618836, I: 0.091875, D: 0.1214127$), dan *PID Roll* ($P: 1.628894, I: 0.091875, D: 0.1221671$). Untuk melakukan misi pemetaan dan pengolahan gambar digunakan *software mission planner* dan *image composite editor*. Pesawat *flying wing* beserta sistem mapping berhasil melakukan pemetaan untuk wilayah sebesar $\pm 36559\text{m}^2$ dengan kecepatan jelajah 20m/s pada ketinggian 75m , ketinggian 100m , dan ketinggian 125m . Dari hasil uji coba pada ketinggian 75m , 100m , 150m , diperoleh hasil peta ketinggian 75m terdapat blank spot, peta ketinggian 125m memiliki hasil yang buram, dan peta 100m memiliki hasil terbaik.

Kata Kunci— *Flying Wing, Mapping, Pixhawk*

I. PENDAHULUAN

Pesawat udara tanpa awak atau *drone* adalah sebuah mesin terbang tak berawak yang dapat dikendalikan jarak jauh oleh pilot dari darat (*Ground Control Station*) atau mampu terbang secara mandiri berdasarkan parameter yang sudah ditentukan. Teknologi drone dapat membantu pekerjaan manusia untuk melakukan misi seperti pemetaan (*mapping*), pemantauan (*monitoring*), pemadaman api, penyelamatan, dan pengiriman barang. Berdasarkan bentuknya *drone* dibagi menjadi dua macam yaitu *fixed wing* dan *rotary wing*.

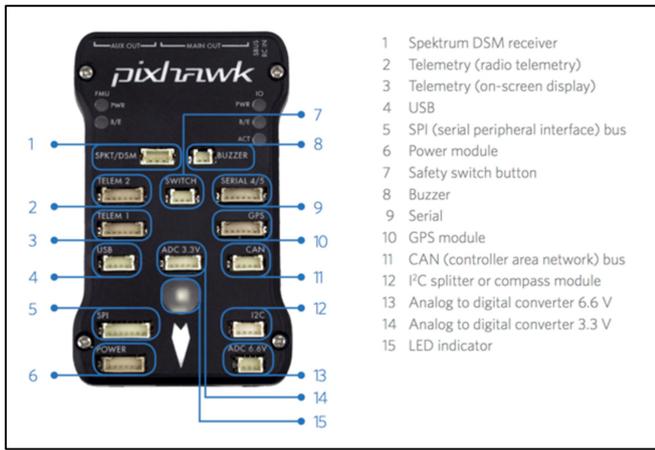
Untuk melakukan misi pemetaan udara, maka *drone* yang cocok untuk digunakan adalah jenis *fixed wing* karena dapat mengangkut muatan lebih besar dan memiliki waktu terbang lebih lama, sehingga daya jelajah lebih luas dibandingkan *rotary wing*[1]. *Fixed wing* merupakan pesawat yang memiliki bentuk sayap tetap sehingga dapat terbang dengan adanya daya angkat melalui pergerakan udara pada sayap[2]. Pesawat *flying wing* merupakan pesawat yang dapat melakukan pemetaan dengan waktu yang lebih cepat dan bermanuver dengan lincah[3]. Pada pesawat *flying wing* memiliki sistem yang sederhana dan tidak memiliki *fuselage*, memiliki drag yang lebih kecil[4].

Kontrol pada pesawat *flying wing* menggunakan *flight controller* yang berfungsi untuk mendeteksi setiap pergerakan pada pesawat, menerima input perintah dari *receiver* dan *telemetry* untuk memberikan *output* kontrol pada setiap komponen yang terhubung. Pesawat *flying wing* harus melalui proses tuning sebelum melakukan pemetaan agar pesawat dapat seimbang saat mengudara dan dapat melawan angin. Untuk *tuning PID* dilakukan dengan cara manual dan otomatis. Nilai *PID* untuk *tuning* manual diperoleh dengan cara *trial and error* dan nilai *PID* untuk *tuning* otomatis diperoleh dengan cara *autotune*.

II. BAHAN DAN METODE

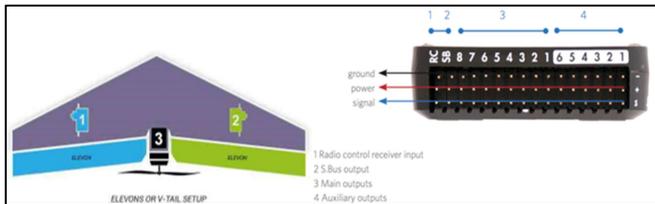
A. Flight Controller

Pesawat *flying wing* dapat terbang secara otomatis dengan menggunakan *flight controller*, mengontrol manuver pesawat. *Flight controller* adalah kendali sistem pada *drone* dengan mengontrol pergerakan servo dan motor sehingga menjaga *drone* tetap seimbang dan terkendali. Di dalam *flight controller* terdapat beberapa sensor utama, yaitu *accelerometer*, *gyroscope*, dan barometer. Sensor *accelerometer* berfungsi untuk mengukur percepatan pesawat. Sensor *gyroscope* berfungsi untuk mengukur atau mempertahankan orientasi dengan prinsip ketetapan momentum sudut. Sensor *accelerometer* dan *gyroscope* adalah sensor untuk keseimbangan pesawat. Barometer berfungsi untuk mendeteksi adanya perubahan ketinggian. Cara kerja barometer dalam mengukur ketinggian adalah dengan cara mendeteksi tekanan udara relatif di sekitarnya. Jika tekanan udara naik berarti ketinggian berkurang, jika tekanan udara berkurang berarti ketinggian bertambah. *Pixhawk* adalah *flight controller* dari 3D Robotics (3DR) dengan fitur *open source*. Secara umum *pixhawk* memiliki 8 port main output dan 6 port tambahan yang dapat dijadikan input/output atau output PWN. *Telemetry port* digunakan untuk modul *telemetry* yang akan terhubung secara wireless pada *telemetry ground control station*. I2C port untuk menghubungkan dengan sensor tambahan. Pada gambar 1 adalah port pada *flight controller Pixhawk*[5].



Gambar 1. Port Pixhawk

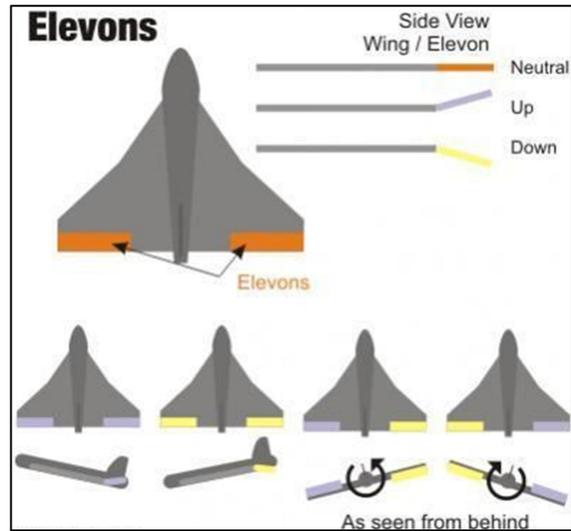
Pada Gambar 2 ditunjukkan port output yang terhubung dengan perangkat keras, yaitu channel-1 sebagai kontrol elevon kiri, channel-2 kontrol elevon kanan, channel-3 kontrol motor, channel-RC untuk dihubungkan ke *receiver remote control*.



Gambar 2. Output Port Pixhawk

B. Pengontrolan pesawat *flying wing*

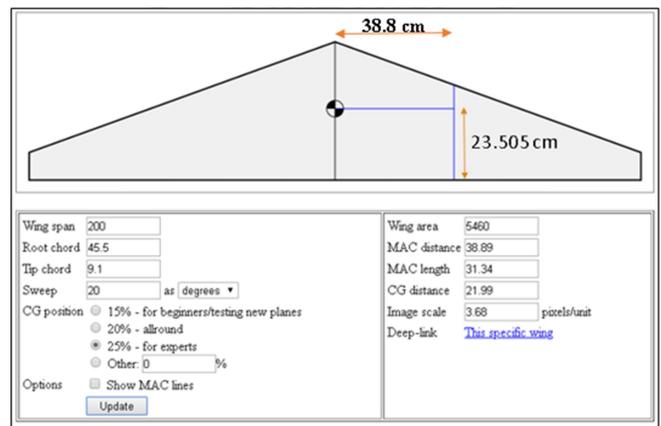
Elevon adalah bidang kontrol pesawat yang menggabungkan fungsi elevator digunakan untuk kontrol *pitch* dan *aileron* digunakan untuk kontrol roll. Untuk melakukan kontrol *pitch-up* maka elevon kiri dan elevon kanan akan bergerak naik sehingga terjadi penurunan gaya aerodinamika dan pesawat akan naik, begitu juga sebaliknya untuk kontrol *pitch down*. Saat melakukan kontrol *roll* ke kanan maka elevon kanan akan bergerak naik sehingga akan terjadi pengurangan lift pada sayap kanan dan elevon kiri akan bergerak turun sehingga tekanan udara akan terakumulasi mengakibatkan sayap kiri naik, begitu juga sebaliknya untuk kontrol *roll* ke kiri[6]. Seperti pada gambar 3 adalah contoh ketika pesawat *flying wing* melakukan kontrol *pitch* dan *roll*.



Gambar 3. Pengontrolan Pesawat *flying wing*

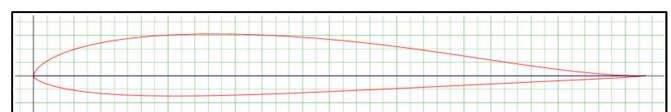
C. Pesawat *flying wing*

Dalam merancang dan membangun pesawat *flying wing* agar pesawat dapat terbang dengan stabil dan sesuai dengan karakteristiknya maka ditentukan oleh *wing loading*, *power loading*, *aspect ratio*, dan titik *center of gravity*. Nilai *wing loading* dapat menghasilkan perhitungan untuk menentukan luas sayap yang nantinya akan digunakan. *Power loading* akan menghasilkan perhitungan estimasi daya motor elektrik minimum yang dibutuhkan agar pesawat memiliki *thrust* yang cukup. *Aspect ratio* pesawat akan menentukan ukuran pada sayap dan juga sudut serang (*swept angle*) sayap. *Center of gravity* merupakan titik berat atau pusat massa untuk keseimbangan longitudinal pesawat.



Gambar 4. CG *Flying Wing*

Pada Gambar 4 merupakan letak posisi CG yang digunakan pada pesawat, dapat diketahui letak CG adalah 38,8 cm dari nose arah horizontal dan 23.5cm dari *trailing edge*[7].

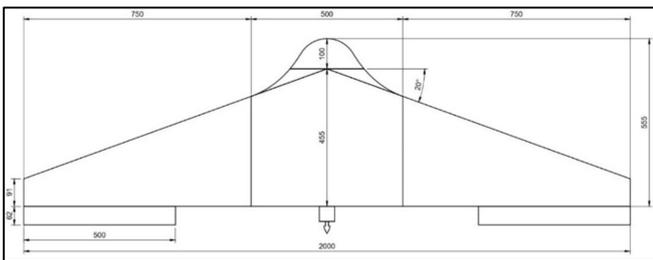


Gambar 5. Airfoil MH60

Pada perancangan pesawat flying wing akan dipilih bentuk airfoil dengan jenis MH60 karena airfoil ini sudah banyak digunakan dan cocok pada pesawat flying wing dengan memiliki gaya angkat maksimum yang tinggi serta menghasilkan drag yang sangat kecil. Gambar 5 merupakan gambar airfoil MH60 dengan skala 10mm pada aplikasi airfoil plotter[8].

Tabel 1. Dimensi pesawat

Bagian Pesawat	Ukuran Realisasi Dimensi Pesawat
Wing span (b)	200 cm
Root Chord (c_r)	45,5 cm
Tip chord (c_t)	9,1cm
Angle of sweep	20°
Lebar elevon (c_{elev})	6,2 cm
Panjang elevon (b_{elev})	50 cm



Gambar 6. Ukuran Pesawat

Pada Tabel 1 dan Gambar 6 merupakan hasil realisasi dari perancangan yang sudah dilakukan dengan wing span 2m, root chord 45.5cm, tip chord 9.1cm, sweep angle 20° dan berat total 2.670 kg.

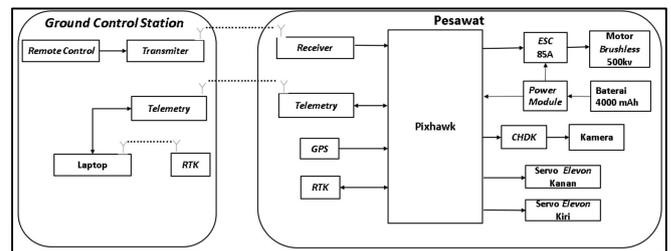


Gambar 7. Foto Pesawat Flying Wing

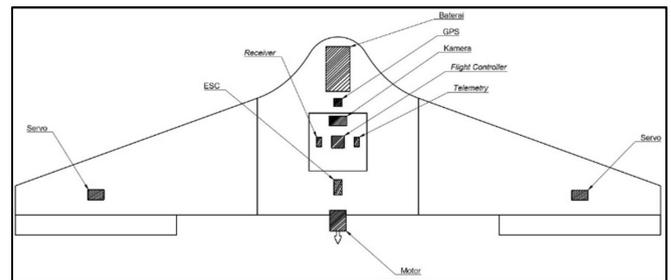
D. Sistem Pemetaan Udara

Kontrol pada pesawat flying wing menggunakan flight controller yang berfungsi untuk mendeteksi setiap pergerakan pada pesawat, menerima input perintah dari receiver dan telemetry untuk memberikan output kontrol pada setiap komponen yang terhubung. Remote control akan memberikan input perintah untuk dikirimkan ke receiver dan diterima oleh flight controller. Remote control memiliki 4 channel pengontrolan yang akan digunakan, yaitu ch-1 untuk pengontrolan 2 servo pada elevon kiri dan elevon kanan untuk melakukan gerakan pitch up dan pitch down, ch-2 untuk pengontrolan 2 servo gerakan roll, ch-3 untuk pengontrolan motor elektrik, dan ch-4 untuk melakukan penggantian mode (manual, stabilize, auto, return to launch) pesawat. Flight controller pada pesawat digunakan untuk mengontrol 1 servo elevon kanan, 1 servo elevon kiri, ESC untuk mengatur perputaran pada motor, dan trigger kamera. GPS pada pesawat sudah terintegrasi dengan flight controller yang berfungsi sebagai penuntun arah, penuntun

ketinggian jelajah pesawat, dan kecepatan pesawat. Kamera Canon A1000 yang digunakan dalam pemetaan udara akan melakukan trigger oleh flight controller ketika pesawat sudah dalam posisi koordinat yang sudah ditentukan. Kecepatan jelajah pada pesawat ditentukan oleh kecepatan putaran motor elektrik oleh ESC, dan ESC secara langsung akan mendapat sinyal kontrol dari flight controller. Power module yang dipasang berfungsi sebagai distribusi daya untuk menyalakan flight controller dan motor. Laptop digunakan untuk memonitor pesawat ketika sedang mengudara seperti ketinggian, kecepatan, dan posisi yang dikirim oleh flight controller melalui telemetry. RTK pada ground control station akan digunakan untuk memberikan koreksi posisi pesawat dan diterima oleh RTK yang ada di pesawat melalui telemetry. Berikut adalah diagram blok perancangan dan realisasi dari sistem kontrol pesawat flying wing ditunjukkan pada gambar 8 dan gambar 9 merupakan posisi penempatan komponen pada pesawat flying wing. Pertama, memelihara integritas yang dipersyaratkan



Gambar 8. Diagram Blok Sistem



Gambar 9. Penempatan Komponen

Laptop pada ground control station akan memprogram untuk perintah terbang otomatis dengan menggunakan software mission planner dan langsung dilakukan download ke dalam flight controller melalui telemetry secara wireless dan disimpan dalam memori internal flight controller.

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

A. Kecepatan Pesawat dalam Mempertahankan Ketinggian

Pesawat flying wing dapat mempertahankan ketinggian saat melakukan misi pemetaan dengan mengatur besarnya kecepatan yang diberikan. Pada tabel 2 merupakan pengujian dari kecepatan pesawat agar dapat mempertahankan ketinggian pesawat.

TABEL 2. KECEPATAN DAN KETINGGIAN PESAWAT

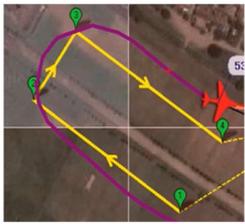
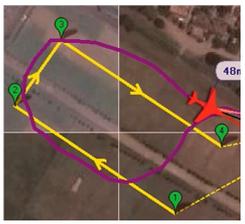
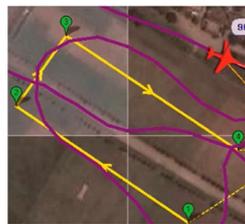
No	Ketinggian 100m, Kecepatan 12m/s		Ketinggian 100m, Kecepatan 15m/s		Ketinggian 100m, Kecepatan 20m/s	
	Ketinggian	Kecepatan	Ketinggian	Kecepatan	Ketinggian	Kecepatan
1	102.57 m	12.17 m/s	105.03 m	15.79 m/s	101.89 m	19.53 m/s
2	72.36m	12.19 m/s	84.06m	15.09m/s	100.08 m	20.46m/s
3	42.1m	12.42 m/s	63.24m	15.51m/s	101.05 m	21.02m/s
rata-rata	-	12.26 m/s	-	15.46m/s	101.01 m	20.34m/s

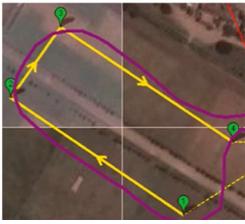
Pada Tabel 2 untuk kecepatan 12m/s dan 15m/s memiliki penurunan ketinggian dikarenakan kurangnya kecepatan sehingga pesawat tidak dapat mempertahankan ketinggian. Ketika pesawat diprogram untuk terbang dengan kecepatan 20m/s maka pesawat dapat mempertahankan ketinggian.

B. Proses Tuning

Pesawat flying wing harus melalui proses *tuning* sebelum melakukan pemetaan agar pesawat dapat seimbang saat mengudara. Pesawat akan dilakukan proses tuning manual dan otomatis. Untuk tuning manual, nilai PID yang diperoleh adalah dengan cara *trial and error* seperti Tabel 3. Dalam *tuning* otomatis, pesawat akan terbang dalam mode *autotune*. Mode *autotune* akan membuat terbang pesawat mengkalkulasi nilai PID secara otomatis.

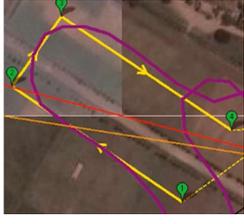
TABEL 3. TUNING PID MANUAL

Data	HASIL KARAKTERISTIK TERBANG	Hasil Manuver Pesawat
1	Ketika pesawat diberikan PID Pitch (P:1.0, I:0, D:0) dan PID Roll (P:1.0, I:0, D:0) maka untuk pengkoreksian pesawat membutuhkan waktu yang cukup lama untuk kembali ketitik normal.	
2	Ketika pesawat diberikan PID Pitch (P:1.2, I:0, D:0) dan PID Roll (P:1.2, I:0, D:0) maka pengkoreksian yang diberikan masih kurang responsif.	
3	Ketika pesawat diberikan PID Pitch (P:1.4, I:0, D:0) dan PID Roll (P:1.4, I:0, D:0) pengkoreksian dari flight controller sudah cukup responsif.	

4	Ketika pesawat diberikan PID Pitch (P:1.6, I:0, D:0) dan PID Roll (P:1.6, I:0, D:0) pengkoreksian pada pesawat sudah responsif dari setiap gerakan yang diberikan.	
5	Ketika pesawat diberikan PID Pitch (P:1.8, I:0, D:0) dan PID Roll (P:1.8, I:0, D:0) pengkoreksian lebih responsif tetapi ada sedikit osilasi ketika pesawat diberikan gerakan untuk membalikan ke titik normal.	

Tuning PID otomatis pada pesawat dilakukan dengan mengubah mode pesawat ke mode *autotune*. Pada saat proses auto tuning maka nilai PID akan otomatis berubah sesuai dengan karakteristik dari pesawat. Pada Tabel 4 merupakan nilai yang didapat dari hasil tuning PID otomatis dengan kecepatan angin 1.38 m/s yaitu Pitch (P: 1.618836, I: 0.091875, D: 0.1214127) dan PID Roll (P: 1.628894, I: 0.091875, D: 0.1221671). Pada Tabel III.10 merupakan hasil dari pengontrolan pesawat berdasarkan nilai tuning PID otomatis.

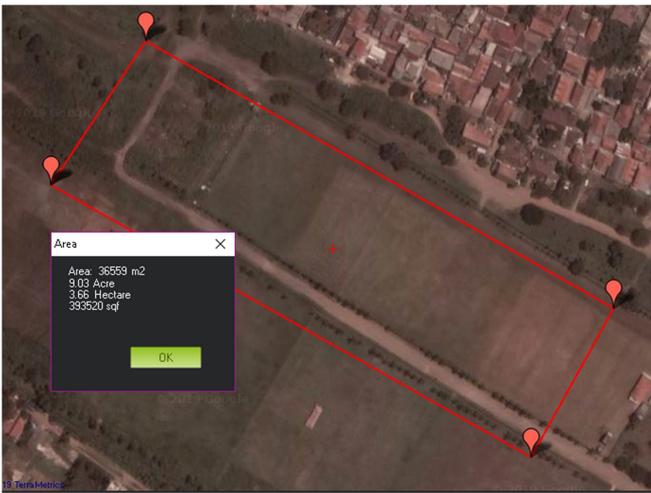
TABEL 4. TUNING PID OTOMATIS

HASIL KARAKTERISTIK TERBANG	Hasil Manuver Pesawat
Ketika pesawat diberikan PID Pitch (P: 1.618836, I: 0.091875, D: 0.1214127) dan PID Roll (P: 1.628894, I: 0.091875, D: 0.1221671) Pesawat dapat terbang dengan stabil serta dapat melawan 4 espon dan crosswind. Dapat bermanuver dan mengkoreksi setiap pergerakan dengan baik dan 4esponsive.	

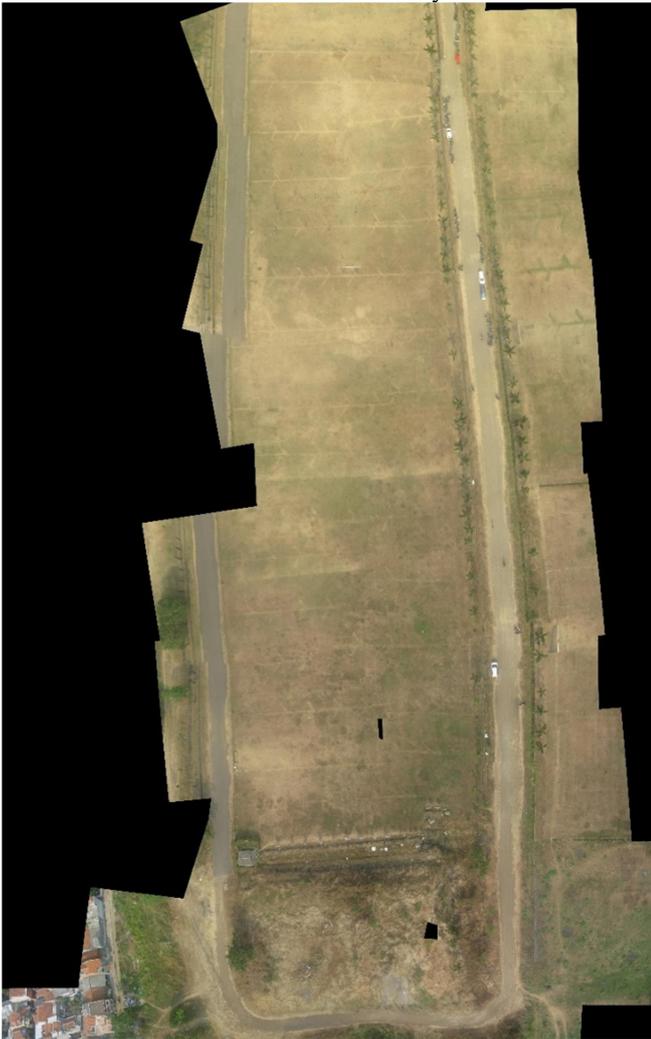
Dari hasil uji terbang pesawat dengan tuning PID manual pesawat dapat mengudara dengan stabil tetapi pada saat melakukan misi *waypoint* pesawat sering keluar dari jalur misi. Untuk hasil uji terbang dengan tuning PID otomatis memiliki hasil koreksi pergerakan saat bermanuver yang baik dan pada saat pesawat melakukan misi *waypoint* pesawat dapat berada pada jalur misi.

C. Hasil Peta

Mapping dilakukan dengan menggunakan GPS pada wilayah dengan luas 36559m² seperti pada Gambar 10.



Gambar 10. Luas Wilayah



Gambar 11. Hasil Peta Ketinggian 75m



Gambar 12. Hasil Peta Ketinggian 100m



Gambar 12. Hasil Peta Ketinggian 125m

D. Perbandingan Hasil *Mapping* dengan Ketinggian yang Berbeda

Pemetaan dilakukan dengan ketinggian pesawat yang berbeda – beda untuk mengetahui pengaruh pada hasil peta. Pemetaan dilakukan dengan ketinggian 75m, 100m, dan 125m. Metoda untuk melihat kualitas hasil peta adalah dengan cara mengambil satu area peta yang sama dan dibandingkan satu dengan yang lainnya. Berikut hasil perbandingan hasil peta seperti pada Tabel 5.

TABEL 5. PERBANDINGAN HASIL PETA

NO	Hasil Peta
1. Hasil Peta dengan Ketinggian 75m	
2. Hasil Peta dengan Ketinggian 100m	
3. Hasil Peta dengan Ketinggian 125m	

Dari Tabel 5 disimpulkan bahwa ketinggian dan *overlap* mempengaruhi hasil kualitas peta. Hasil peta terbaik adalah dengan ketinggian 100m. Pada ketinggian 75m memiliki *blank spot* pada hasil peta. Pada ketinggian 125m diperoleh gambar yang terlihat sangat buram.

IV. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil pengujian dapat disimpulkan:

1. Metode penentuan nilai PID untuk menghasilkan pengkoreksian yang baik, dapat terbang stabil, melawan angin dan croswind adalah dengan cara autotune sehingga diperoleh nilai PID Pitch (P: 1.618836, I: 0.091875, D: 0.1214127), dan PID Roll (P: 1.628894, I: 0.091875, D: 0.1221671).

2. Hasil pemetaan yang didapat adalah foto udara dari ketinggian 75m, 100m, dan 125m dengan kecepatan jelajah 20m/s. Hasil foto udara terbaik didapat dari pemetaan pada ketinggian 100m. Daftar Pustaka

DAFTAR PUSTAKA

- [1] G. Eason, B. Noble, and I. N. Sneddon, "On certain integrals of Lipschitz-Hankel type involving products of Bessel functions," *Phil. Trans. Roy. Soc. London*, vol. A247, pp. 529–551, April 1955. (*references*)
- [2] J. Clerk Maxwell, *A Treatise on Electricity and Magnetism*, 3rd ed., vol. 2. Oxford: Clarendon, 1892, pp.68–73.
- [3] I. S. Jacobs and C. P. Bean, "Fine particles, thin films and exchange anisotropy," in *Magnetism*, vol. III, G. T. Rado and H. Suhl, Eds. New York: Academic, 1963, pp. 271–350.
- [4] K. Elissa, "Title of paper if known," unpublished.
- [5] R. Nicole, "Title of paper with only first word capitalized," *J. Name Stand. Abbrev.*, in press.
- [6] Y. Yorozu, M. Hirano, K. Oka, and Y. Tagawa, "Electron spectroscopy studies on magneto-optical media and plastic substrate interface," *IEEE Transl. J. Magn. Japan*, vol. 2, pp. 740–741, August 1987 [Digests 9th Annual Conf. Magnetism Japan, p. 301, 1982].
- [7] M. Young, *The Technical Writer's Handbook*. Mill Valley, CA: University Science, 1989.