

**RANCANG BANGUN *AUTONOMOUS SOARING UAV*
*SURVEILLANCE (FIXED WING TYPE)***

SKRIPSI

Disusun sebagai salah satu syarat untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik (S.T)



**Disusun oleh:
DAYYAN HANIF
NPM. 3332190097**

**JURUSAN TEKNIK ELEKTRO
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS SULTAN AGENG TIRTAYASA
2024**

LEMBAR PERNYATAAN KEASLIAN SKRIPSI

Dengan ini saya sebagai penulis Skripsi berikut:

Judul : Rancang Bangun *Autonomous Soaring UAV Surveillance*
(*Fixed Wing Type*)

Nama Mahasiswa : Dayyan Hanif

NPM : 3332190097

Fakultas/Jurusan : Teknik/Teknik Elektro

Menyatakan dengan sesungguhnya bahwa Skripsi tersebut di atas adalah benar-benar hasil karya asli saya dan tidak memuat hasil karya orang lain, kecuali dinyatakan melalui rujukan yang benar dan dapat dipertanggungjawabkan. Apabila dikemudian hari ditemukan hal-hal yang menunjukkan bahwa sebagian atau seluruh karya ini bukan karya saya, maka saya bersedia dituntut melalui hukum yang berlaku. Saya juga bersedia menanggung segala akibat hukum yang timbul dari pernyataan yang secara sadar dan sengaja saya nyatakan melalui lembar ini.

Cilegon, 22 Desember 2023


METERAI
TEMBAL
3354FAKX845291678
Dayyan Hanif
NPM.3332190097

LEMBAR PENGESAHAN

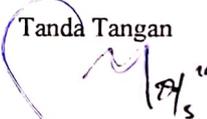
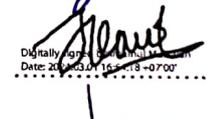
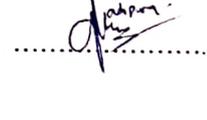
Dengan ini ditetapkan bahwa skripsi berikut:

Judul : Rancang Bangun *Autonomous Soaring UAV Surveillance (Fixed Wing Type)*
Nama Mahasiswa : Dayyan Hanif
NPM : 3332190097
Fakultas/Jurusan : Teknik/Teknik Elektro

Telah diuji dan dipertahankan pada Selasa, 30 Januari 2024 melalui Sidang Skripsi di Fakultas Teknik Universitas Sultan Ageng Tirtayasa Cilegon dan dinyatakan LULUS.

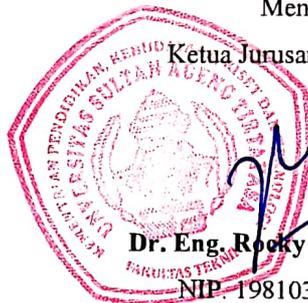
Dewan Penguji

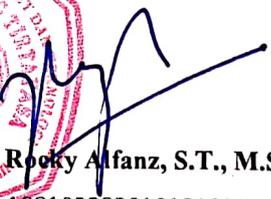
Tanda Tangan

Pembimbing I	: Dr. Romi Wiryadinata, S.T., M.Eng	
Pembimbing II	: Fadil Muhammad, S.T., M.T.	
Penguji I	: Imamul Muttakin, S.T., M.Eng. Ph.D.	 <small>Digitally signed by Imamul Muttakin Date: 2024.01.30 15:07:00</small>
Penguji II	: Cakra Adipura Wicaksana, S.T., M.T.	

Mengetahui,

Ketua Jurusan Teknik Elektro




Dr. Eng. Rocky Alfanz, S.T., M.Sc.

NIP. 198103282010121001

PRAKATA

Bismillahirrahmaanirrahiim, segala puji syukur hanya kepada Allah Subhanahuwata'aala, Tuhan semesta alam yang Maha pengasih lagi Maha penyayang, yang telah memberikan rahman rahim-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan penelitian dengan judul Rancang Bangun *Autonomous Soaring UAV Surveillance (Fixed Wing Type)*. Shalawat serta salam yang telah menenangkan hati, penulis curahkan pada junjungan besar Nabi Muhammad Shallallahu 'Alaihi Wasallam, para keluarga, dan sahabatnya semoga sebagai umatnya mendapatkan syafaatnya kelak. Penelitian ini dilakukan dalam rangka memenuhi Skripsi sebagai salah satu syarat kelulusan untuk meraih gelar Sarjana Teknik Strata 1 pada Jurusan Teknik Elektro Fakultas Teknik Universitas Sultan Ageng Tirtayasa.

Dalam proses penyusunan laporan hasil kerja praktik ini telah didapatkan banyak bantuan, pengetahuan dan pengalaman dari beberapa pihak. Oleh karena itu penulis ingin mengucapkan terima kasih sebanyak-banyaknya kepada semua pihak yang telah membantu dalam pelaksanaan, penulisan laporan, dan penyelesaian penelitian ini, yaitu:

- (1) Ibu dan Bapak penulis yang telah memberikan dukungan, doa, dan semangat saat penulis menyelesaikan studi S1 Teknik Elektro Universitas Sultan Ageng Tirtayasa,
- (2) Bapak Dr. Eng. Rocky Alfanz, S.T., M.Sc., selaku Ketua Program Studi Teknik Elektro, Fakultas Teknik, Universitas Sultan Ageng Tirtayasa yang telah memberikan kemudahan dan izin untuk difinalisasikan hasil akhir laporan;
- (3) Bapak Dr. Romi Wiryadinata, S.T., M.Eng., selaku Dosen Pembimbing penulis ke-1 Teknik Elektro, Fakultas Teknik, Universitas Sultan Ageng Tirtayasa yang telah memberikan izin dan bimbingannya kepada penulis untuk dapat menyelesaikan skripsi ini;
- (4) Bapak Fadil Muhammad, S.T., M.T., selaku Dosen Pembimbing penulis ke-2 Teknik Elektro, Fakultas Teknik, Universitas Sultan Ageng Tirtayasa

yang telah membimbing penulisan dalam topik pengajuan judul, dan bimbingan penelitian awal;

- (5) Bapak Imamul Muttakin, S.T., M.Eng. Ph.D., dan Bapak Cakra Adipura Wicaksana, S.T., M.T., selaku dosen Penguji pada sidang skripsi sarjana Program Studi Teknik Elektro Universitas Sultan Ageng Tirtayasa;
- (6) Bapak Prof. Jack W. Langelaan, B.Sc., M.Sc., Ph.D., selaku Professor *Aerospace Engineering* pada *Pennsylvania State University* yang telah memberikan jurnal secara khusus tentang *autonomous soaring* UAV beserta tata cara perhitungan finalnya; dan
- (7) Para Guru yang terus menerus membimbing penulis agar tetap dalam jalan yang lurus dan diberkahi oleh Allah S.W.T.

Penulis sangat menyadari bahwa hasil dari penelitian ini masih memiliki kekurangan, namun penulis berharap hasil dari penelitian ini dapat bermanfaat bagi pembaca, khususnya bagi penulis sendiri. Oleh karena itu berbagai kritik dan saran, sangat penulis harapkan untuk kemajuan hasil penelitian ini.

Cilegon, 30 Januari 2024



Penulis

ABSTRAK

Dayyan Hanif
Teknik Elektro

Rancang Bangun *Autonomous Soaring UAV Surveillance (Fixed Wing Type)*

Dibutuhkan suatu penghematan pada UAV bertipe pesawat, *soaring* merupakan solusi penghematan energi tersebut. Skripsi ini membahas penghematan energi *surveillance fixed wing UAV*. Dirancang berdasarkan *SB-XC Glider, Intelligent Navigation System for Aerial Vehicles (INAV)* sebagai *firmware-software*, dan dengan metode penerbangan *loiter soaring* berdasarkan kunci posisi *Global Positioning System (GPS)*, serta memiliki fitur *waypoint mode* dimimum ketinggian 400m dari hasil *soaring*. Hasilnya *static loiter radius* 60m lebih efektif dibandingkan 30m, performa penghematan tertinggi dengan durasi 47,7menit, 30,2km *distance*, konsumsi baterai 2,8Ah/jam, efisiensi energi 167,73%, peningkatan 109,24%, dan mengalami penghematan 85,135% (*normal vs soaring*), serta *mean error* navigasi *Latitude* 6,009% dan *Longitude* 2,153%.

Kata Kunci:

Kendali otonom, Sistem jarak jauh, Sistem kecerdasan navigasi untuk kendaraan udara (INAV), Pesawat pengawas tanpa awak, Pesawat layang

ABSTRACT

Dayyan Hanif
Electrical Engineering

Autonomous Soaring UAV Surveillance Design (Fixed Wing Type)

Savings are needed on aircraft type UAVs, soaring is an energy saving solution. This thesis discusses energy savings for surveillance fixed wing UAVs. Designed based on the SB-XC Glider, Intelligent Navigation System for Aerial Vehicles (INAV) as firmware-software, and with a loiter soaring flight method based on Global Positioning System (GPS) position locking, also has a waypoint mode feature with a minimum altitude of 400m from the soaring results. The result is that a static loiter radius of 60m is more effective than 30m, the highest saving performance with a duration of 47.7 minutes, 30.2km distance, battery consumption of 2.8Ah/hour, energy efficiency of 167.73%, an improvement of 109.24%, and a savings of 85.135% (normal vs soaring), and the mean navigation error for Latitude is 6.009% and Longitude is 2.153%.

Keywords:

Autonomous, Long range system, Intelligent Navigation System for Aerial Vehicles (INAV), Surveillance UAV, Soaring glider

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL.....	i
LEMBAR PENGESAHAN KEASLIAN SKRIPSI.....	ii
LEMBAR PENGESAHAN.....	iii
PRAKATA.....	iv
ABSTRAK.....	vi
<i>ABSTRACT</i>	vii
DAFTAR ISI.....	viii
DAFTAR GAMBAR.....	xii
DAFTAR TABEL.....	xv
BAB I PENDAHULUAN.....	1
1.1. Latar Belakang.....	1
1.2. Rumusan Masalah	3
1.3. Tujuan Penelitian	3
1.4. Manfaat Penelitian	3
1.5. Batasan Masalah.....	4
1.6. Sistematika Penulisan.....	4
BAB II TINJAUAN PUSTAKA.....	6
2.1. <i>Unmanned Aerial Vehicle (UAV)</i>	6
2.2. <i>Dinamika Soaring Glider</i>	6
2.3. <i>Desain dan Material</i>	7
2.4. <i>Intellegent Navigation of Aerial Vehicle (INAV)</i>	9
2.5. <i>MATEK SYS F405-STD Flight Controller</i>	9
2.6. <i>915MHz Telemetry</i>	10
2.7. <i>Motor dan Servo</i>	10
2.8. <i>Electronic Speed Controller (ESC)</i>	11
2.9. <i>Global Positioning System (GPS)</i>	11
2.10. <i>Air Speed Sensor</i>	12
2.11. <i>First Person View (FPV) Systems</i>	12

2.12. Fly Sky FS-I6X <i>Radio Control</i> (RC).....	13
2.13. <i>Blackbox Reader</i>	13
2.14. Kajian Pustaka.....	14
BAB III METODOLOGI PENELITIAN	16
3.1. Metodologi Penelitian.....	16
BAB IV ANALISIS DAN HASIL	23
4.1. Hasil Perancangan.....	23
4.2. Hasil Perakitan.....	25
4.3. Hasil Performa <i>Soaring</i>	36
4.4. Hasil Performa <i>Waypoint</i>	46
4.5. Hasil Performa <i>Video Link</i>	48
BAB V PENUTUP	50
5.1. Kesimpulan.....	50
5.2. Saran.....	50
DAFTAR PUSTAKA	51
LAMPIRAN A LISTING CODE COMMAND LINE INPUT (CLI) ..A-1	
LAMPIRAN B GAMBAR	B-1
LAMPIRAN C TABEL	C-1
LAMPIRAN D LAPORAN HARIAN PENELITIAN	D-1
LAMPIRAN E FORM TA-01	E-1
LAMPIRAN F FORM TA-02	F-1
LAMPIRAN G FORM TA-03	G-1

DAFTAR GAMBAR

Gambar 3.1	Skema Diagram Sistem <i>Autonomous Soaring UAV Surveillance</i>	18
Gambar 3.2	Alur <i>Autopilot Development</i>	19
Gambar 3.3	<i>Key Mapping Radio Control (RC)</i>	19
Gambar 3.4	Penentuan <i>Waypoint</i> Pengujian Navigasi.....	20
Gambar 3.5	Alur Pengambilan Data.....	20
Gambar 3.6	Alur Pengujian Performa.....	21
Gambar 3.7	Pengujian Performa <i>Video Link</i>	22
Gambar 4.1	Hasil Perancangan <i>Glider</i>	23
Gambar 4.2	<i>Ground Control Station (GCS)</i>	24
Gambar 4.3	<i>Ground Monitoring Station (GMS)</i>	25
Gambar 4.4	<i>A Succesful 30 km Flight of a Glider (Flight Log 8)</i>	26
Gambar 4.5	RC Transmitter dengan 915MHz ELRS dan HC-05 module.....	28
Gambar 4.6	Gambar 4.6 Stasiun Monitoring Bawah, (A) Tampak Kiri, (B) Tampak Belakang, (C) Tampak Depan.....	30
Gambar 4.7	INAV Configurator Setup Tab.....	32
Gambar 4.8	<i>Waypoint Mission</i>	36
Gambar 4.9	Performa <i>Soaring</i>	38
Gambar 4.10	<i>Static vs Dynamic Soaring, (A) Flight Log 7 Static Soaring,</i> <i>(B) Flight Log 8 Soaring with Eagle</i>	41
Gambar 4.11	<i>Waypoint dan Hasil Tracking pada Mission Mode</i>	46
Gambar 4.12	Hasil Gambar pada <i>Surveillance Video</i> Terekam.....	49

DAFTAR TABEL

Tabel 4.1	<i>PID Settings</i>	33
Tabel 4.2	<i>Loitering Mode Calculation Result</i>	35
Tabel 4.3	Rata-Rata Kecepatan <i>Glide</i>	37
Tabel 4.4	Total Energi yang Didapat.....	39
Tabel 4.5	<i>Thermal to Climb Efficiency Improvement</i>	39
Tabel 4.6	<i>Flight Performance Summary</i>	43
Tabel 4.7	Perbandingan Konsumsi Baterai.....	46
Tabel 4.8	Tingkat <i>Error</i> pada <i>Tracking</i> Navigasi GPS.....	47

BAB I

PENDAHULUAN

1.1. Latar Belakang

Perkembangan sebuah teknologi pesawat terbang memiliki kemajuan yang sangatlah pesat di seluruh dunia tidak terkecuali di Indonesia, khususnya di bidang pesawat terbang tanpa awak atau yang dapat disebut dengan *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) [1]. Indonesia memiliki wilayah yang sangatlah luas dan memiliki beraneka ragam kondisi geografis dan geostrategisnya yang dipecah oleh lautan luas dan di kelilingi beberapa basis militer Negara adikuasa. Diperlukan sebuah pemantau udara sehingga kegiatan kondisi suatu wilayah dapat diperhatikan dengan baik [2].

Pada awal perkembangannya menunjukkan hasil yang sangat positif, kemampuan jarak jauhnya masih belum diketahui dan mempunyai potensi besar untuk digunakan dalam bidang militer di masa depan, sangat jelas bahwa perkembangan teknologi ini dapat membuat kekuatan udara militer menjadi jauh lebih efisien, rendah biaya, dan tidak memberikan efek bahaya pada *pilot* [3]. Dibutuhkan sebuah kendaraan udara tak berawak yang dapat berfungsi secara penuh dalam kendali otonom yang memiliki artian sebuah sistem yang mampu untuk beroperasi dengan acuan sensor yang dikendalikan oleh *flight controller* tanpa adanya campur tangan pilot [4].

Pengembangan ini menjadi semakin menarik untuk diinvestasikan dan dikembangkan lebih lanjut dari banyaknya Negara di seluruh dunia, dikarenakan keuntungan besar dalam penggunaannya. Tentu saja bahwa UAV masih memiliki masalah pada penyediaan energi dalam peruntukan sistem operasi yang lebih tahan lama, khususnya pada tipe *rotary wings* mengkonsumsi lebih boros energi dibandingkan dengan *drone* berjenis *fixed wing*, dengan rata-rata durasi penggunaan dibawah 60 menit [5][6]. Angin *thermal* yang disebabkan oleh konveksi lapisan bawah atmosfer, digunakan oleh burung elang dan *glider pilot* untuk memperpanjang durasi penerbangan, meningkatkan kecepatan *cross-country*, memperluas jangkauan terbang, atau bahkan hanya untuk menghemat energi burung elang atau konsumsi energi listrik pesawat itu sendiri [7][8].

Pengendalian terbang *soaring* telah dirancang sehingga dapat melakukan terbang *soaring* secara otonom ketika UAV mempertahankan posisi realtifnya terhadap objek yang bergerak [9]. Permasalahan ditemukan ketika sebuah simulasi dilakukan untuk menganalisis keterbatasan pengendali *soaring* dalam beberapa kondisi yang berbeda. Pengaruh perubahan kecepatan angin dan *updraft* yang telah dianalisis pada penelitian terdahulu, menunjukkan bahwa peningkatan *updraft* mengurangi konsumsi energi pada penerbangan. Peningkatan kecepatan angin menghasilkan kebutuhan *updraft* yang lebih tinggi, sedangkan penurunan kecepatan angin membutuhkan sedikit *updraft* [10][11].

Permasalahan lain ditemukan pada saat pengambilan data yang ada pada UAV pada saat terbang dan setelah terbang, hal ini dapat diatasi dengan cara menggunakan *toolkit blackbox Intellegent Navigation for Aerial Vehicle (INAV)* dan layanan *Google Earth Pro*. Dengan cara ini jalur penerbangan sebenarnya dari pesawat dapat disimpan seperti parameter kecepatan, ketinggian penerbangan yang bersesuaian dengan hasil pembacaan dari *Global Positioning System (GPS)* yang telah dibuat. Korespondensi telah dibuat dari nilai yang terprogram dan dimasukkan ke dalam pengendali pesawat sebelum diluncurkan, yang hasilnya data penerbangan sebenarnya dari pesawat disimpan dalam *blackbox* pengendali penerbangan [12][13].

Beberapa penelitian yang berkaitan dengan permasalahan sebuah rancang bangun *autonomous soaring on UAV*, menunjukkan hasil dalam bentuk performa berupa jarak tempuh, dan durasi penerbangan. Pada penelitian tersebut digunakan *glider SBXC* dengan berat total 7kg dan sayap utama sepanjang 4,2m, menghasilkan performa penerbangan *autonomous soaring UAV* selama lebih dari 5jam, dan dengan jarak tempuh lebih dari 70mil atau setara dengan 112,65km, dan lebih dari 11jam sebagai sistem bahan bakar elektrik yang dipadukan dengan tenaga surya sebagai pengisian ulanganya [14][15].

Dari permasalahan kondisi yang telah dipaparkan di atas, penelitian skripsi ini merancang sistem *autonomous soaring* pada UAV bertipe *fixed wing* yang dimanfaatkan sebagai *aerial surveillance*, dengan metode pemanfaatan sebuah energi angin *thermal* untuk mendapatkan *lift* secara terbarukan. Digunakan juga sebuah sistem *blackbox flight controller* dan *Ground Control Station (GCS)* sebagai

pembacaan, dan penyimpanan data pada sistem, serta INAV *firmware* dan *software* digunakan sebagai *configurator* utama.

1.2. Rumusan Masalah

Pada penelitian ini terdapat tiga permasalahan utama yang diharapkan dapat diselesaikan diantaranya:

1. Diperlukan cara untuk merancang bangun UAV *fixed wing* yang dikhususkan untuk *surveillance* dan memiliki fitur utama penghematan berdasarkan *autonomous soaring*.
2. Pembacaan data saat dan setelah terbang pada UAV selalu mengalami kendala pada sistem manual, maka dari itu diperlukan sebuah sistem pembacaan data yang lebih baik.
3. Diperlukan sebuah cara untuk mengatasi keterbatasan kendali jarak jauh agar UAV dapat terbang diluar *line of sight* secara optimal sebagai sistem pemantauan udara.
4. Performa penghematan energi belum dapat diketahui secara pasti untuk sebuah UAV *glider* dengan fitur *autonomous soaring*, maka dari itu diperlukan data pasti untuk hasil penghematan tersebut.
5. Performa navigasi pada *autonomous soaring surveillance* UAV belum diketahui, maka dari itu diperlukan data pasti untuk hasil *waypoint* tersebut.

1.3. Tujuan Penelitian

Pada penelitian ini memiliki beberapa tujuan yang diharapkan tercapai, diantaranya:

1. Mengetahui cara merancang bangun sistem *auto-soar* UAV *surveillance*.
2. Mengetahui cara membaca data UAV saat dan setelah terbang.
3. Mengetahui optimalisasi sinyal transmisi dan video jarak jauh.
4. Mengetahui performa penghematan energi UAV dari sistem *auto-soar*.
5. Mengetahui performa navigasi pada *auto-soar surveillance* UAV.

1.4. Manfaat Penelitian

Berikut ini adalah manfaat dari penelitian yang dilakukan, diantaranya adalah sebagai berikut:

1. Sebagai metode dan referensi penelitian *autonomous soaring surveillance fixed wing* UAV selanjutnya.
2. Pemanfaatan energi kinetik pesawat dan konveksi angin thermal sebagai penghematan energi listrik UAV.
3. Sebagai metode pembacaan data UAV saat dan setelah terbang.
4. Dapat diaplikasikan sebagai alat bantu pemetaan wilayah, pengawasan wilayah, serta bantuan udara pada operasi militer.

1.5. Batasan Masalah

Pada penelitian mengenai sebuah rancang bangun sistem *autonomous soaring UAV surveillance fixed wing type*, dapat ditentukan batasan masalah diantaranya adalah sebagai berikut:

1. Desain UAV didasarkan RNR's SB-XC *glider*, radio 915MHz, dan video 5,8GHz.
2. Jumlah pengujian hanya dilakukan hingga tercapainya minimal ketinggian 400m dari hasil performa *soaring* yang sukses dilanjutkan dengan selesainya mode penerbangan *waypoint*.
3. *Software* dan *firmware* dirancang pada INAV, dan dinamika terbatas pada *wind speed*, dan *loiter radius*.
4. Performa *soaring* dinilai berdasarkan penerbangan normal, digunakan perbandingan efisiensi, konsumsi energi, dan persamaan *improvement*.
5. Performa navigasi dinilai berdasarkan tingkat rata-rata keakuratan dengan persamaan persentase *error* menggunakan skala 100m.

1.6. Sistematika Penulisan

Pada penulisan skripsi ini terdiri dari 5 bab. Isi setiap bab dapat diuraikan sebagai berikut:

BAB I

Bab ini menjelaskan tentang mengenai latar belakang, tujuan penelitian, manfaat penelitian, tempat dan waktu penelitian, ruang lingkup penelitian, dan sistematika penulisan.

Selanjutnya,

BAB II

Bab ini berisi tentang penelitian terdahulu yang berkaitan dengan topik penelitian yang dilakukan pada kegiatan penelitian ini. Bab ini juga berisi tentang dasar-dasar teori mengenai *Telemetry*, *Ground Control Station*, *Flight Controller*, *Autonomous Soaring*, *Flight Mode*, *Surveillance*, dan sebagainya.

Kemudian, pada

BAB III

Bab ini berisikan tentang penjelasan mengenai metode yang digunakan, alur dalam penelitian, rancang bangun yang ditawarkan, alur persiapan *configurator* sistem alur persiapan penerbangan, dan alur pengujian data.

Selanjutnya, pada

BAB IV

Bab ini berisi tentang hasil dari penelitian yang telah dilaksanakan beserta dengan analisis sesuai dengan batasan dan parameter yang digunakan.

BAB V

Berisi kesimpulan dari penelitian yang dilakukan dan saran untuk pengembangan penelitian lebih lanjut.

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

2.1. *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*

Merupakan *drone* atau sebuah pesawat yang tidak memiliki *pilot* manusia didalamnya, karena dikendalikan oleh *flight controller* yang sudah dirancang sebuah program komputer untuk menyesuaikan gerakan, arah, ketinggian, hingga sistem otomatisasi kendali pada sistem penerbangan.

Potensi terbesar dalam dunia militer ini dapat dijadikan sebagai pengintaian, target lokal, target identifikasi, penilaian kerusakan pasca serangan, pengganggu radar, serta pencarian dan penyelamatan dalam perang. Penggunaan komersil dapat digunakan sebagai pemantauan inspeksi pertambangan, lalu lintas, saluran listrik, survey, fotografi perkebunan, hingga penyiraman lahan [16].

2.2. *Dinamika Soaring Glider*

Gaya angkat, dorong, gravitasi, dan gesek terjadi dalam sebuah pesawat, ketika keempat gaya ini memiliki keseimbangan, sebuah *glider* dapat mengalami penerbangan *horizontal* yang stabil. *Glider* dapat memanfaatkan energi gratis untuk tetap mengudara, hal ini dilakukan dengan cara mengubah sebuah energi potensial menjadi sebuah energi kinetik yang membuatnya terbang ke bawah mempertaruhkan ketinggian untuk sebuah jarak tempuh.

Contoh penggambaran gaya yang terjadi pada pesawat dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.41, gambar tersebut merupakan diagram vektor dasar pesawat *glider* tanpa *motor* dengan gaya seimbang. Vektor gaya angkat yang terjadi pada suatu pesawat udara dapat dibedakan menjadi dua komponen, yaitu gaya dorong dan gaya gesek atau gaya hambat. Hal ini mengarah pada perancangan tertentu untuk menghasilkan pesawat layang yang mampu terbang terus-menerus. Kekuatan energi kinetik pesawat layang harus dijaga untuk mempertahankan kecepatan dan ketinggian yang diperoleh melalui angin *thermal* [17].

Pada tahun 1920, seseorang menemukan kemungkinan mempertahankan ketinggian dengan menggunakan *crosswinds* yang disebabkan oleh angin yang

dibelokkan menjauhi tebing tempat pesawat lepas landas, membuat penerbangan menjadi lebih lama dan membuat kendali pesawat untuk mampu memanfaatkannya sebagai penjelajahan udara. Contoh lokasi angin *thermal* ditemukan untuk sebuah penerbangan *soaring* dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.42, gambar tersebut merupakan aktivitas *soaring* pada *glider* atau upaya untuk mendapatkan ketinggian.

Keberhasilan ini bergantung pada kekuatan hembusan angin naik yang ada, kekuatan melawan arah angin, jenis awan, kinerja aspek rasio, dan pengaruh kecepatan *glide*. Tergantung pada ketinggian yang dicapai oleh angin *thermal* tingkat ketiga, transisi dari *thermal* ke angin *thermal* berikutnya memiliki kemungkinan yang berbeda-beda. Tanda lain adanya *thermal* yang baik adalah burung elang terbang berputar-putar, karena pada hakikatnya ketika burung tersebut melakukan *soaring*, ia merasakan gelombang angin *thermal* yang bagus [18]. Cara untuk mengetahui *loiter radius* dapat dilihat pada Persamaan (2.1).

$$\text{Loiter Radius for Soaring Static Methode} = \left(\frac{v^2}{g \cdot \tan \phi} \right) \cdot 3 \quad (2.1)$$

Pada Persamaan (2.1) merupakan metode utama untuk mencari *loiter radius* yang digunakan pada penelitian ini, $\tan \phi$ digunakan sebagai sudut kemiringan yang diinginkan, *velocity* merupakan kecepatan dalam bentuk m/s. Sebuah teknik yang digunakan penelitian ini dalam upaya pesawat untuk naik ke *altitude* yang lebih tinggi yang bersesuaian dengan gambar 2.2 adalah *loitering*. *Loitering* yang digunakan berjenis *static loiter* yakni perputaran yang terpaku pada kunci posisi GPS dan tidak bergerak selaras dengan arah angin.

2.3. Desain dan Material

Dalam penelitian ini digunakan desain pesawat aerodinamis berjenis *fixed wing*, yakni pesawat yang lebih berat dari pada angin [19], bertujuan untuk merancang bangun sebuah pesawat yang memiliki sifat aerodinamis dan efisien dalam hal daya listrik, maka dapat dipilih sebuah pesawat berjenis *glider*. Perancangan pesawat ini, dibutuhkan parameter untuk mengukur kepastian, hal tersebut dapat ditentukan pada Persamaan (2.2)

$$\frac{A_1}{A_2} = \frac{B_1}{B_2} \quad (2.2)$$

Persamaan (2.2) digunakan untuk menyesuaikan skala *design* gambar SB-XC *glider* dengan yang dibuat sesuai pada penelitian ini merupakan sebuah persamaan perbandingan senilai, variabel *A* merupakan data terhitung, variabel *B* merupakan data yang dihitung, pada variabel 1 merupakan perbedaan nilai dalam variabel yang sama. Nilai *aspect ratio* dapat ditentukan berdasarkan Persamaan (2.3).

$$\text{Aspect Ratio} = \frac{(\text{Wing Span})^2}{\text{Wing Area}} \quad (2.3)$$

Persamaan (2.3) digunakan untuk menentukan nilai *aspect ratio* pesawat yang telah dirancang, semakin tinggi hasil akan semakin baik pada pesawat berjenis *glider*, *wing span* merupakan panjang total sayap, *wing area* adalah total luas area sayap. *Thrust to weight ratio* ditentukan berdasarkan Persamaan (2.4).

$$\text{Thrust To Weight Ratio} = \frac{\text{Thrust}}{\text{Weight}} \quad (2.4)$$

Persamaan (2.4) digunakan untuk menentukan daya dorong terhadap total berat pesawat, *thrust* adalah daya dorong pesawat, sedangkan *weight* adalah total beban pesawat. *Mean aerodynamic chord* dapat ditentukan berdasarkan Persamaan (2.5).

$$\text{Mean Aerodynamic Chord} = \frac{RC \cdot 2}{3} \cdot \left(\frac{1 + \left(\frac{TC}{RC}\right) + \left(\frac{TC}{RC}\right)^2}{1 + \left(\frac{TC}{RC}\right)} \right) \quad (2.5)$$

Persamaan (2.5) digunakan untuk mencari letak posisi *mean aerodynamic chord* sayap utama pesawat, dalam persamaan tersebut *Root* (R) *Chord* (C), dan *Tip* (T). *Central of gravity* sayap pesawat dapat ditentukan berdasarkan Persamaan (2.6).

$$\text{Central of Gravity from Leading Edge} = \frac{25}{100} \cdot \text{MAC} \quad (2.6)$$

Persamaan (2.6) digunakan untuk mencari *central of gravity* dari pesawat [38], dalam persamaan tersebut 25% merupakan posisi dari total 100% panjang *Mean Aerodynamic Chord* (MAC) pesawat. Penelitian ini digunakan sebuah bentuk *dehidral angle* pada sayap utama karena bentuk *dehidral angle* merupakan *horizontal stabilisator* alami [20].

Berdasarkan pertimbangan penelitian sebelumnya, terdapat hal-hal yang disarankan dalam perancangan dimensi pesawat *glider* yaitu *fuselage* 65% s.d. 75% dari rentang sayap pesawat, aspek rasio lebih dari 10, *horizontal stabilizer* 20% s.d. 25% dari luas area sayap, *vertical stabilizer* 40% s.d. 50% dari area dari penstabil *horizontal*, dan *dehidral angle* disarankan maksimal 5° [21].

Dikarenakan penggunaan balsa memiliki tingkat kesulitan yang tinggi dalam pengerjaannya, dan membutuhkan waktu yang panjang, serta dengan menimbang tingkat durabilitas yang dimiliki oleh kayu balsa tergolong rapuh dan mudah patah ketika jatuh, maka dapat digunakan sebuah bahan dasar *glider* yakni *Expanded Polypropylene (EPP) foam* seperti pada Lampiran B Gambar B.32. Pada Gambar tersebut *foam* ini memiliki tingkat kelenturan tinggi karena pada hasil *bending test* tidak memiliki degradasi dari bentuk semula. Selain segi durabilitas dalam alasan pemilihan material utama perancangan pesawat, apabila kondisi terjatuh dengan massa tambahan, material ini dapat kembali seperti bentuk semula dan tidak dapat patah ketika diberikan tekanan yang besar ketika bermanuver. Material sebagai penguat rangka sayap digunakan sebuah *carbon rod*, dikarenakan bahannya yang ringan dan sangatlah kuat.

2.4. *Intellegent Navigation for Aerial Vehicle (INAV)*

Firmware INAV beroperasi dengan memastikan UAV terbang sesuai dengan program yang dimasukkan ke dalam *flight controller* yang terintegrasi dengan *Software* INAV untuk mengetahui kemajuan program untuk penerbangan. *Firmware* dan *Software* konfigurator dapat beroperasi berdasarkan pengguna, dengan dimasukkannya program komputer tersebut yang dihubungkan dengan *microcontroller*, kemudian dilakukan proses *firmware flashing* [22].

Pada penelitian ini terdapat beberapa mode terbang yang digunakan untuk dapat memberikan sistem *autopilot* yang baik. Mode terbang tersebut yakni *arming*, *acrobatc stabilisation*, *horizontal stabilisation*, *manual*, *navigation position hold*, *soaring*, *navigation return to home*, *navigation launch*, *osd off-on*, dan *failsafe*. Ketika dalam kondisi pada salah satu mode tersebut, *configurator* memberikan kebebasan untuk menyesuaikan beberapa program. Penyesuaian ini dapat di inputkan ke dalam bagian *Command Line Interface (CLI)* pada *software configurator*, bagian tersebut merupakan mekanisme interaksi sistem operasi untuk memberikan perintah program yang disesuaikan dalam kondisi tertentu.

2.5. *MATEK SYS F405-STD Flight Controller*

Flight controller adalah sebuah sistem kendali program yang bertugas dan bertanggung jawab atas pemantauan, mengarahkan jalur terbang dari sebuah

pesawat atau *drone* yang digunakan dan termasuk salah satu *air traffic system control* [23]. Penelitian ini menggunakan sebuah *flight controller* dari MATEK SYS F405-STD yang dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.33, pada Gambar tersebut MATEK memiliki keunggulan spesifikasi kecepatan pengolahan data dengan bawaan generasi keempat sebesar 168MHz.

Dalam flight controller ini terdapat sensor *gyrometer* dan *accelerometer 6 axis* ICM20602 yang memungkinkan sebagai pengendali *roll-pitch-yaw*. *Beta Flight On Screen Display* (OSD) hadir di dalamnya untuk memberikan tampilan data terkirim yang ditimpakan pada hasil *video* terkirim ke GCS. Sensor *barometer* BMP280 memungkinkan pesawat untuk memantau suhu. Hasil data penerbangan dapat di muat dalam *Micro SD blackbox*. Alasan dipilihnya *flight controller* ini adalah karena memiliki 4 *pin* untuk *servo*, 2 *pin* untuk *motor*, 2 *pin* untuk *telemetry*, 1 *pin* SDA/SCL, dan masih banyak lagi [24].

2.6. 915MHz Telemetry

Sistem pengiriman *data link* dari pesawat menuju ke *ground control station* membutuhkan sebuah *telemetry*. *Telemetry* adalah sebuah *hardware* yang berfungsi untuk mentransmisikan data dari suatu tempat ke tempat lain yang memiliki jarak jauh dan memiliki sebuah transmisi otomatis ke masing-masing *antenna* sebagai media untuk berkomunikasi [25]. Jangkauan dari sinyal 2,4Ghz memiliki banyak interferensi *external* dan jarak jangkauan untuk pemukiman padat penduduk diproyeksikan tidak lebih dari 200m, maka diperlukanlah sebuah *telemetry* khusus untuk jarak jauh.

Telemetry yang digunakan pada penelitian ini adalah *telemetry* dengan sinyal 915MHz, alasan pemilihan ini dikarenakan harganya yang terjangkau bila dibandingkan dengan *telemetry* 433MHz. Dikarenakan area penelitian tidak lebih dari 2km² maka *telemetry* 915MHz sudah sangat cukup sebagai sistem pengiriman dan penerimaan data penerbangan.

2.7. Motor dan Servo

Pada dasarnya setiap pesawat tak berawak adalah pesawat yang digerakkan oleh sistem jarak jauh, yang membutuhkan mesin pengendali dan penggerak utamanya. *Motor* yang digunakan dalam penelitian ini adalah *motor* dengan

spesifikasi 1000kV dengan jenis A2212/13T memiliki daya angkat sebesar 885gram dengan menggunakan *propeller* 10x6 [26].

Servo setiap penerbangan *drone* sangatlah dibutuhkan sebagai alat untuk mengendalikan arah gerakan dari pesawat itu sendiri. Digunakan 5 buah *servo* yakni, 2 *servo* pengendali *roll*, 2 *servo* pengendali *yaw* dan *pitch*, dan 1 *servo* sebagai pengendali pergerakan arah dari kamera untuk *surveillance*. Masing-masing dari *servo* tersebut dihubungkan dengan *flight controller* agar mendapatkan sebuah kendali otomatis sesuai dengan mode terbang atau program yang diberikan.

2.8. *Electronic Speed Controller (ESC)*

Merupakan sebuah bagian yang penting untuk sebuah *hardware UAV electrical propulsion system*. Alat ini bekerja dengan cara memberitahukan *motor* seberapa cepat perputaran yang harus dikeluarkan sesuai dengan sinyal yang diberikan dari *telemetry* atau *throttle* tersebut. Sebuah inputan tegangan berjenis DC menjadi sumber jenis tegangan alat tersebut, dan dapat mensupply elektronik yang terhubung padanya.

Karena *motor* penggerak atau pendorong utama UAV yang digunakan pada penelitian ini memiliki spesifikasi *brushless* dan membutuhkan tarikan arus tertinggi sebesar 20A, maka digunakan sebuah ESC khusus untuk *motor* bertipe *brushless* dengan spesifikasi 40A. Diberikan *gap* sebesar 20A pada ESC, karena untuk menjaga agar ESC tidak terbakar disaat *motor* membutuhkan daya yang melebihi kapasitasnya.

2.9. *Global Positioning System (GPS)*

Merupakan sebuah sistem navigasi atau penunjuk arah sekaligus pembaca peta yang berskala global yang terhubung dengan sebuah *satellite* yang saling terhubung satu sama lain di luar angkasa. Artinya alat ini dapat bekerja secara global hingga ke pelosok bagian negara atau bagian wilayah yang tidak memiliki akses sama sekali, selain sebagai alat untuk memposisikan suatu objek, alat ini juga dapat bekerja sebagai kompas, hal ini dapat dilakukan dengan cara membaca data arah mata angin yang dimiliki oleh *database satellite* lalu di proyeksikan ke dalam GPS yang terdapat pada *device* tersebut [27].

Dalam penelitian ini digunakan sebuah GPS *Team Black Sheep M8 Glonass* sebagai sistem navigasi untuk UAV. Alasan digunakannya alat ini adalah karena harga yang terjangkau dengan kemampuan yang sudah mencukupi sebagai sistem navigasi yang akurat. *Chipset ublox UBX-M8030* memiliki spesifikasi ketinggian maksimum 50km, kecepatan maksimum 500m/s, 72channel, gaya maksimum 4G, dengan rata-rata tingkat keakuratan otomatisasi *horizontal* posisi sebesar kurang dari 2m [28].

2.10. *Air Speed Sensor*

Sensor ini merupakan sebuah parameter untuk membaca kecepatan angin, agar *pilot* dapat membaca dan mengenal peluang *glider* dapat terbang dan mendapatkan *thermal* [29]. Efisiensi kecepatan angin dilihat pada Persamaan (2.7).

$$Efficiency = \left(\frac{Based\ Data}{Result\ Data} \right) \times 100\% \quad (2.7)$$

Persamaan (2.7) dapat digunakan untuk mencari nilai kecepatan angin terhadap *uplift* pesawat yang paling efektif, pada *based data* merupakan basis data yang dibandingkan dengan data yang telah mengalami perubahan atau *result data*. Cara ini dapat membedakan *setting* pada *configurator* mana yang paling efektif untuk memberikan sikap stabilisasi pada saat dilakukannya penerbangan secara *soaring*. Nilai peningkatan pendapatan angin *thermal* dapat dilihat pada Persamaan (2.8).

$$Thermal\ to\ Climb\ Improv.\ \% = \frac{\left(\frac{New\ Range}{Based\ Range} \right) \cdot 100}{\left(\frac{New\ Fuel}{Based\ Fuel} \right) \cdot 100} \cdot 100\% \quad (2.8)$$

Persamaan (2.8) digunakan untuk mencari tahu besar peningkatan perubahan *setting* pada UAV terhadap *thermal to climb* yang didapat saat *soaring* dilakukan. Bentuk sederhana dari persamaan tersebut adalah hasil yang dibagi dengan usaha, dikarenakan terdapat perbedaan standar maka diberlakukan pembagian dari masing-masing variabel.

2.11. *First Person View (FPV) Systems*

Ketika pesawat diterbangkan, dibutuhkan sebuah sistem untuk memantau data dan keadaan yang terjadi pada pesawat secara langsung. *First Person View*

(FPV) merupakan sistem khusus pada *Radio Control (RC) model* atau UAV, digunakan untuk penerbangan pesawat sudut pandang *pilot*.

Ilustrasi dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.34, pada Gambar tersebut menunjukkan kamera dapat mengirimkan sinyal *analog* atau *digital* ke *transmitter* untuk memancarkan gambar dalam bentuk sinyal, lalu disaat yang bersamaan *receiver* dengan *data link* yang sama dapat menerima gambar dalam bentuk sinyal tersebut dan dapat diproyeksikan ke dalam *monitor*. *First Person View (FPV) monitor* menampilkan sebuah data-data penerbangan atau hasil video yang menampilkan kondisi yang terjadi secara langsung.

2.12. Fly Sky FS-I6X Radio Control (RC)

Sebuah UAV yang dikendalikan jarak jauh tentu memiliki sebuah pengendali berbasis *radio*. *Transmitter Radio Controller (RC)* merupakan alat yang berfungsi untuk mengirimkan sinyal hasil respon sensor menjadi sinyal yang dikirimkan kepada *receiver*, hal ini saling terhubung dengan *flight controller* atau sistem kendali lain yang berada di dalam pesawat.

Penelitian ini menggunakan sebuah *transmitter radio controller* Fly Sky FS-I6X yang menjadi pengendali utama dari sistem *soaring glider*. *Transmitter* ini memiliki spesifikasi *10channel*, frekuensi sinyal *2,4GHz*, dan estimasi jangkauan *200m*. *Transmitter* ini memiliki harga yang terjangkau dan sudah sangat cukup untuk dijadikan sebagai GCS bersamaan dengan *First Person View (FPV) system*.

2.13. Blackbox Reader

Pada penelitian ini *blackbox* digunakan sebagai metode alat bantu untuk membaca data penerbangan yang telah dilakukan. Permasalahannya adalah hasil yang dikeluarkan oleh *blackbox* tidak dalam bentuk bahasa yang dapat dimengerti oleh manusia, diperlukan sebuah program khusus untuk membacanya.

Sebuah cara ditemukan untuk membaca hasil data-data yang disimpan oleh *blackbox*, dengan cara mengkonversikannya ke dalam program dan menghasilkan bentuk *.kml file* dan *.gpx file*. Pada *.kml file* secara otomatis menunjukkan dan membuka data-data didalam aplikasi *Google Earth Pro*, sedangkan pada hasil

program dalam bentuk *.gpx file* harus dimasukkan secara manual ke dalam aplikasi *Google Earth Pro* [31][32].

2.14. Kajian Pustaka

Pada bagian ini berisikan rangkuman penelitian terdahulu yang berkaitan dengan topik penelitian mengenai pendekatan metode rancang bangun sebuah sistem *autonomous soaring* UAV untuk *surveillance* bertipe *fixed wing*. Berikut ini adalah beberapa penelitian yang menjadi landasan dari penelitian yang sedang dilakukan.

Penelitian sebelumnya menunjukkan perbandingan komparasi performa penerbangan antara *drone* berjenis *quadcopter* dengan *fixed wing* yang ditujukan untuk penggunaan *agricultural* dengan metode perbandingan penerbangan secara manual yakni performa kecepatan terbang, jangkauan kendali, serta durasi penerbangan. Hasilnya menunjukkan bahwa *drone* dengan tipe *quadcopter* membutuhkan konsumsi energi yang jauh lebih boros bila dibandingkan dengan *drone fixed wing* dalam sekali pengecasan baterai jika ditinjau dari durasi penerbangan, yakni *quad a* 24 menit, *quad b* 18 menit, *fixed wing a* 90 menit, dan *fixed wing b* 45 menit [42].

Penelitian sebelumnya telah memperdalam pemahaman tentang *lift* pada sebuah *airfoil*. Sebuah metode simulasi dengan menggunakan hukum *newton's sine-squared*, formula *Rayleigh's lift*, teori *thin-airfoil*, dan formula *viscous-flow lift* untuk mencari tahu bahwa faktor apa saja yang mempengaruhi sebuah *airfoil* pada sayap pesawat dapat memberikan *lift*. Hasilnya gaya angkat hanya terjadi ketika sebuah aliran dengan densitas tinggi mengalir dibawah *airfoil* dan harus memiliki akhiran aliran berarah cenderung kearah sealiran dengan aliran atas *airfoil* pada bagian *ending edge airfoil*, yang artinya aliran tersebut harus memiliki cukup kecepatan yang stabil untuk dapat mempertahankan *lift* yang dihasilkan pada suatu *airfoil* [33].

Penelitian selanjutnya yang membahas tantangan untuk memperpanjang durasi terbang dari sebuah *glider* yang ditenagai oleh energi baterai. Sebuah metode untuk memanfaatkan *updraft* angin dari objek bergerak dapat digunakan untuk menghemat energi yang dipakai *glider* pada saat penerbangan dilakukan. Hasilnya

dengan terbang memanfaatkan *updraft* dari bagian depan kapal, sebuah *glider* terbang secara *loitering* seperti burung yang selaras dengan arah jalur tempuh kapal dan mampu menghasilkan penghematan hanya dengan menggunakan *throttle* 4,5% dan bahkan mampu untuk menurunkan *throttle* hingga 0% ketika mendapatkan *updraft* yang stabil [9].

Penelitian yang membahas tentang investigasi strategi *energy harvesting* pada *autonomous soaring aircraft* dengan menggunakan metode *reinforcement learning*. Hasilnya sebuah *glider* dapat memiliki *uplift* secara terus menerus dengan memanfaatkan sebuah *updraft* angin atau yang biasa disebut dengan angin *thermal*, dengan *updraft* tersebut bersamaan dengan pemanfaatan sebuah momentum energi kinetik yang dimiliki oleh sebuah *glider*, maka dapat dengan mudah untuk mencapai ketinggian tertentu dengan beberapa karakteristik jenis *updraft* seperti *thermal*, *wave*, dan *ridge* [34].

Penelitian yang membahas tentang perancangan dan pembuatan sebuah UAV dengan *budget* yang dibatasi 100 US *dollar* memanfaatkan OMNIBUSF4V3 *flight controller* dan dengan *firmware* INAV 2.5.0 sebagai sistem kendali untuk mengikuti *waypoint*, dan dengan bantuan *blackbox* serta *Google Earth*, data penerbangan dapat disimpan. Dihasilkan performa penerbangan sejauh 6km s.d. 8km dengan energi baterai *lithium polymer* dengan kapasitas 1800mAh s.d. 2200mAh, dan pada penerbangan itu dalam kondisi sepenuhnya *autonomous waypoint mission* yang memberikan hasil *surveillance* udara berupa foto dan *video* [12].

Berdasarkan hasil penelitian yang telah dipaparkan sebelumnya dapat dijadikan rujukan kajian pustaka untuk menyelesaikan permasalahan utama penelitian ini. Digunakan INAV sebagai *firmware* dan *software autonomous system* pada UAV yang dimanfaatkan sebagai *surveillance waypoint system*, *soaring system*, dan *blackbox flight system*. Hasil data tersimpan berupa *flight log* pada *blackbox* dapat dibuka menggunakan *Google Earth Pro* sebagai aplikasi untuk memproyeksikan data menjadi jalur penerbangan 3 dimensi. Desain utama pesawat digunakan RNR's SB-XC *glider*. Penelitian ini juga berfokus mencari tahu cara untuk merancang-bangun sistem *autonomous soaring* UAV dan menghasilkan kualitas *surveillance* yang baik dengan jarak jangkauan sistem yang jauh.

BAB III

METODOLOGI PENELITIAN

3.1. Metodologi Penelitian

Pada penelitian ini memiliki tahapan yang harus dicapai untuk menjawab dan memenuhi pernyataan rumusan masalah yang telah ditetapkan sebagai berikut:

1. Studi literatur

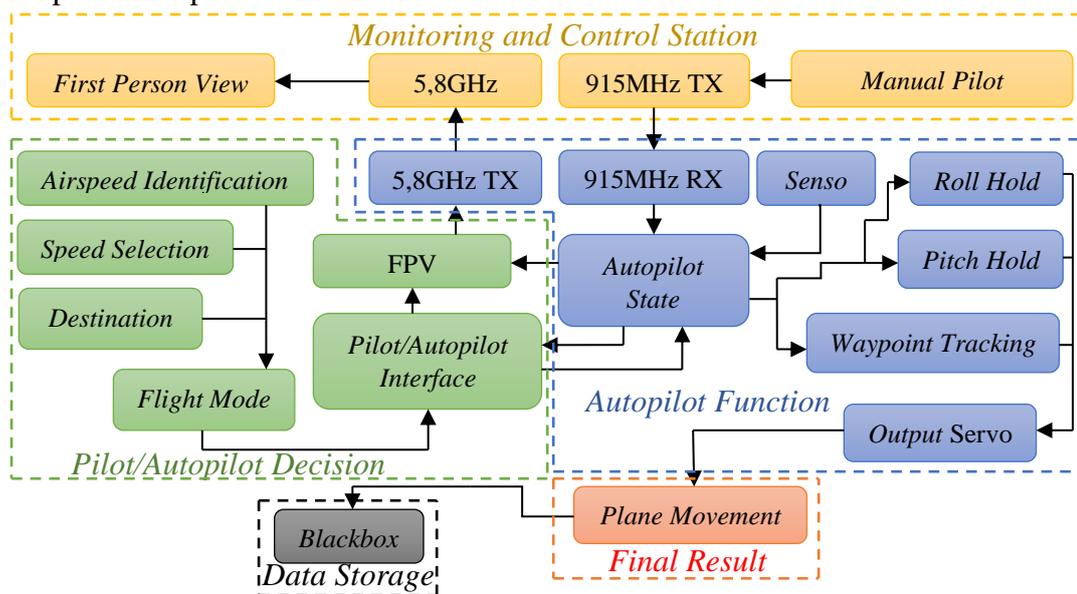
Studi literatur diperlukan untuk mencari tahu dan memperbarui informasi terkait dengan sistem *drone fixed wing*, *autopilot flight controller*, sistem *surveillance*, *telemetry*, *First Person View (FPV)*, *GCS*, penghematan energi berdasarkan *uplift glider*. Pada umumnya *fixed wing glider* memiliki efisiensi tertinggi dari tipe *drone* lainnya, sehingga sangat cocok untuk dijadikan sebagai alternatif penghematan energi pada sebuah *drone* yang diberikan metode penerbangan *soaring* secara *static* yang didasarkan oleh kunci posisi pada *GPS* untuk melakukan *loiter*, hasil penerbangan dapat dilihat pada *blackbox* setelah terbang dan saat terbang dapat digunakan sebuah *ground control station* beserta sistem *telemetry long range* sebagai sistem *surveillance* secara *live* dan sistem jarak jauh.

2. Perancangan sistem dan *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*

Perancangan *design* ini bertujuan untuk mengetahui standarisasi *UAV* berjenis *glider* dari penelitian sebelumnya. Digunakan referensi *fixed wing glider SB-XC RNR's production*, dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.1, dan digunakan persamaan untuk dilakukan perbandingan ukuran masing-masing spesifikasi pesawat yang dapat dilihat pada Persamaan (2.2).

Pada Lampiran B Gambar B.2 dapat diperhatikan bahwa *glider* tersebut bertipe sayap utama *polyhedral*, sedangkan penelitian ini digunakan bentuk sayap *dihedral* dengan tambahan *winglet* pada masing-masing ujungnya, hal ini dimaksudkan agar *glider* dapat dirancang bongkar-pasang dengan mudah pada *wing joiner* utamanya, sedangkan pada *winglet* diperlukan guna menambah efisiensi sayap utama pesawat. *SB-XC* sendiri merupakan sebuah produk dari *RNR* yang memiliki spesifikasi *4,3m wing span* dan dengan total bobot seberat *6,37kg*, sedangkan pada penelitian ini hanya dibatasi untuk berat tidak lebih dari *2 kg*.

Dapat dilihat pada Lampiran C Tabel C.1 bahwa spesifikasi sayap pesawat yang digunakan sebagai referensi, memiliki aspek rasio sayap sebesar 19,8:1 dan dengan panjang sayap 430 cm dengan *airfoil* SD-2048 [36]. Untuk penggambaran jenis *airfoil* pesawat yang digunakan dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.3. Dengan digunakannya *airfoil* berjenis SD-2048 pada perancangan penelitian ini yang bersesuaian dengan standar pesawat *glider* SB-XC buatan RNR, diharapkan pesawat *glider* hasil rancangan dapat terbang dengan baik dan dapat digunakan sebagai *soaring* UAV. Acuan utama perancangan sistem *autopilot* penelitian ini dapat dilihat pada Gambar 3.1.

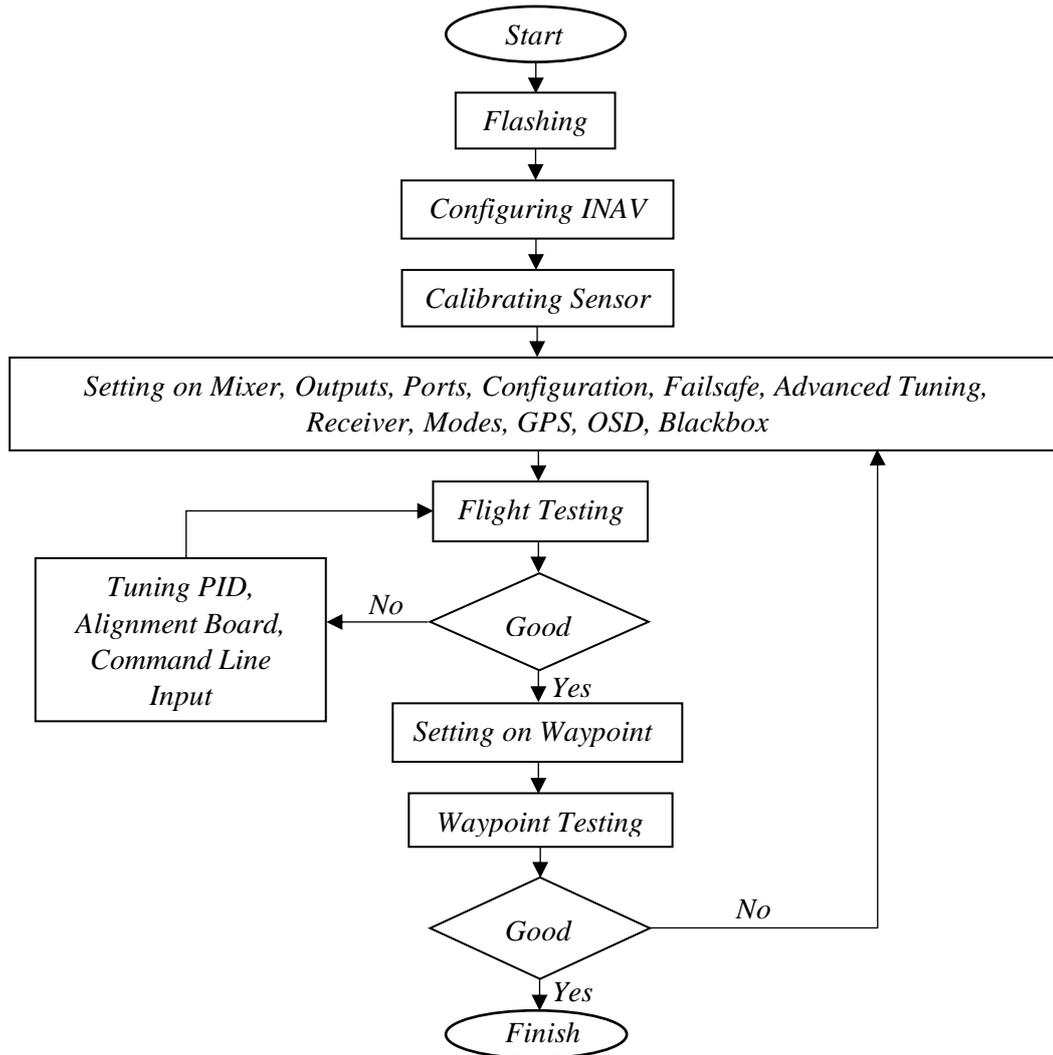


Gambar 3.1 Skema Diagram Sistem *Autonomous Soaring UAV Surveillance*

Sesuai dengan skema Gambar 3.1 kotak berwarna kuning merupakan desain sistem pemantauan dan kendali. Kotak berwarna biru merupakan desain sistem *autopilot function* yang memberikan *state* akhir tertentu pada pesawat. Kotak berwarna hijau merupakan pemilihan oleh *pilot/autopilot* yang akan menentukan *state* pada *autopilot function*. Kotak merah merupakan hasil akibat dari pemilihan *state* tertentu oleh sistem, dan kotak hitam merupakan tempat disimpannya seluruh data keadaan yang dialami oleh pesawat.

3. *Autopilot development*

Perancangan *autopilot* dibutuhkan untuk sistem *autonomous* pesawat, digunakan *software* INAV 6.1.1 sebagai *firmware* sekaligus *software configurator* utama untuk merancang *auto-soar glider* yang dapat dilihat pada Gambar 3.2.

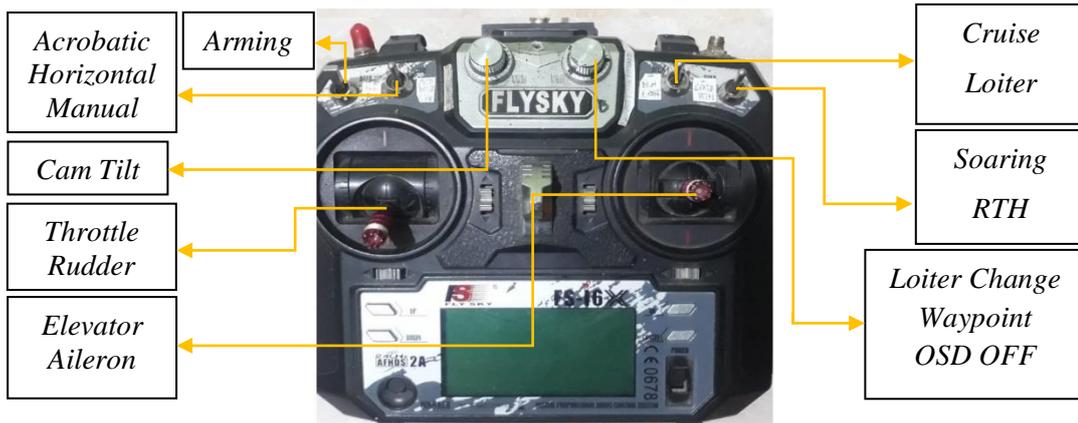


Gambar 3.2 Alur *Autopilot Development*

Pada Gambar 3.2 merupakan digram alur perancangan *autopilot* yang digunakan, terdapat pengujian untuk memastikan kemampuan sistem *autopilot* yakni pada stabilisasi, pembacaan, dan penyimpanan data *waypoint blackbox*. Fokus utamanya yakni kemampuan sistem *autopilot* melakukan penerbangan *auto-soar mode* yang didasarkan pada kunci GPS, kedua adalah mampu untuk melakukan penerbangan *waypoint* sebagai fungsi utama sistem *surveillance*.

4. Perancangan perintah *radio*

Penelitian ini terdapat sebuah kendali utama yang menggerakkan glider pada saat dilakukannya pengujian, perancangan key mapping pada kendali dapat dilihat pada Gambar 3.3.

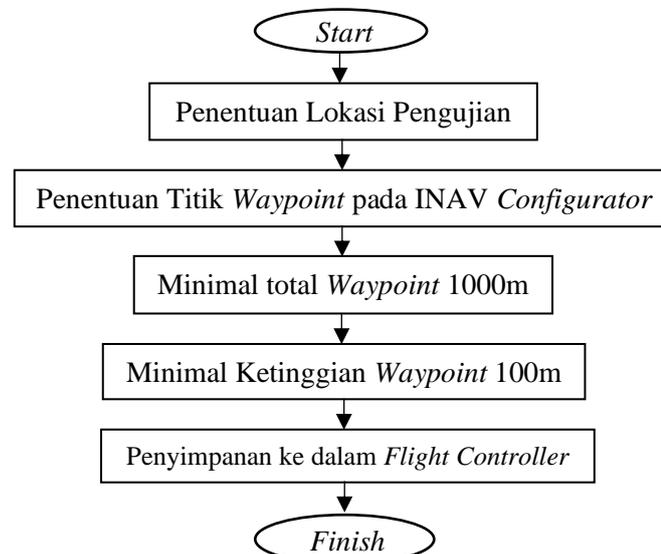


Gambar 3.3 Key Mapping Radio Control (RC)

Pada Gambar 3.3 digunakan kendali perintah seperti *arming*, mode stabilisasi *acrobatic-horizontal-manual*, mode kunci navigasi *cruise-loiter*, *flight modifier soaring-return to home*, fitur tambahan *loiter change-waypoint-OSD off*.

5. Penentuan *waypoint*

Ditentukannya *waypoint* sebagai pengujian navigasi pada Gambar 3.4.

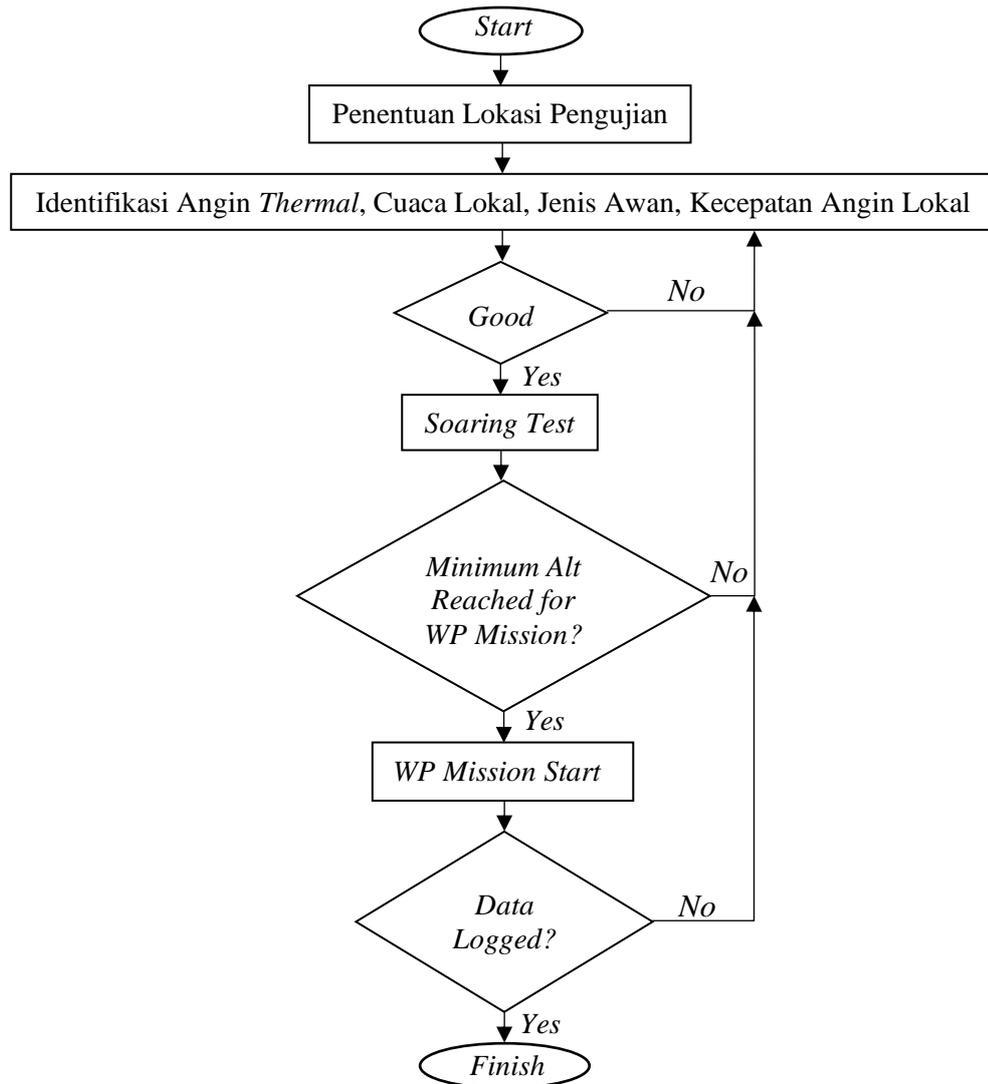


Gambar 3.4 Penentuan *Waypoint* Pengujian Navigasi

Pada Gambar 3.4 terdapat 6 langkah untuk mendapatkan koordinat *waypoint* pengujian navigasi *glider*, dan hal terpenting dalam langkah ini adalah penyesuaian *minimum* ketinggian *waypoint* 100m untuk menghindari crash.

6. Pengambilan data

Penelitian ini memiliki tahapan utama sebagai acuan untuk mendapatkan data yang dibutuhkan sebagai hasil performa *soaring*. Gambaran dari alur dari pengambilan data dapat dilihat pada Gambar 3.5.

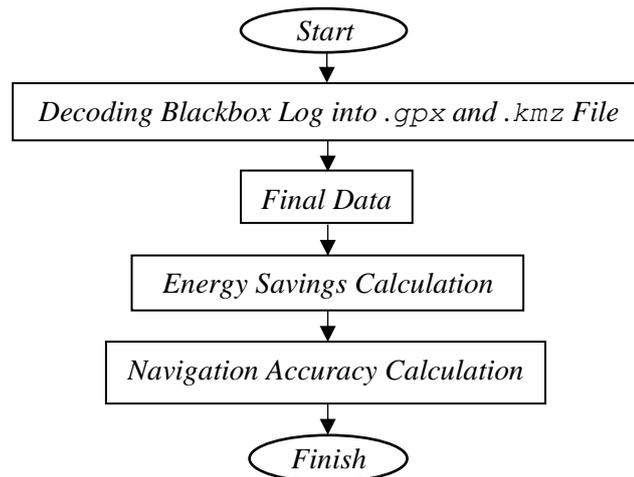


Gambar 3.5 Alur Pengambilan Data

Pada Gambar 3.5 merupakan diagram alur fokus pengambilan data pada penelitian ini, pertama adalah hasil performa dari UAV terhadap *soaring* dan efek penghematan yang dihasilkan dari mode penerbangan tersebut, dan yang kedua adalah performa dari *surveillance* ketika diberikan mode penerbangan *waypoint* yang didalamnya terdapat performa dari tingkat keakuratan navigasi dan performa dari *antenna trans-receiver* pada *video transmitter* beserta hasil foto *surveillance* yang didapat.

7. Uji performa *soaring*

Bagian ini merupakan metodologi utama yang menjadi acuan untuk mengukur performa dari hasil data yang telah didapat pada pengujian. Sebagai gambaran alur pengujian dapat dilihat pada Gambar 3.6.



Gambar 3.6. Alur Pengujian Performa

Pada Gambar 3.6 merupakan alur pengujian performa data utama pada penelitian ini, terdapat 2 fokus utama yakni mencari tahu performa dari usaha penghematan energi dan perhitungan keakuratan navigasi pada *glider*. Digunakan sebuah persamaan untuk mencari nilai konsumsi energi perjam sesuai dengan hasil yang didapat pada *blackbox* yang dapat dilihat pada Persamaan (3.1).

$$Fuel\ Consumption\ (Ah/h) = \frac{Ah \times 60}{Minute\ Flight} \quad (3.1)$$

Pada Persamaan (3.1) merupakan parameter untuk menentukan seberapa hemat konsumsi energi listrik dalam bentuk kapasitas baterai mAh yang terpakai, dan dibandingkan dengan pengujian penerbangan normal. Sebagai parameter untuk menilai efisiensi energi yang terpakai pada penelitian ini dapat dilihat pada Persamaan (3.2).

$$Fuel\ Efficiency = \left(\left(\frac{NMC \cdot NUT}{BMC \cdot BUT} \right) \cdot 100 \right) - 100 \quad (3.2)$$

Persamaan (3.2) digunakan untuk mengetahui peningkatan efisiensi konsumsi bahan bakar dari masing-masing pengujian performa glider, data keseluruhan dibandingkan dengan penerbangan normal. Parameter yang digunakan pada persamaan tersebut adalah *New* (N), *Max* (M), *Capacity* (C), *Based* (B), *Used* (U), dan *Time* (T). Hasil performa utama penelitian ini, digunakan perhitungan *total improvement* yang dapat dilihat pada Persamaan (3.3).

$$Tot. Improv. = \left(\frac{\left(\left(\frac{NE}{OE} \right) \cdot 100 \right) + \left(\left(\frac{ND}{OD} \right) \cdot 100 \right) + \left(\left(\frac{NT}{OT} \right) \cdot 100 \right)}{\left(\left(\frac{NF}{OF} \right) \cdot 100 \right)} \right) \cdot 100 - 100 \quad (3.3)$$

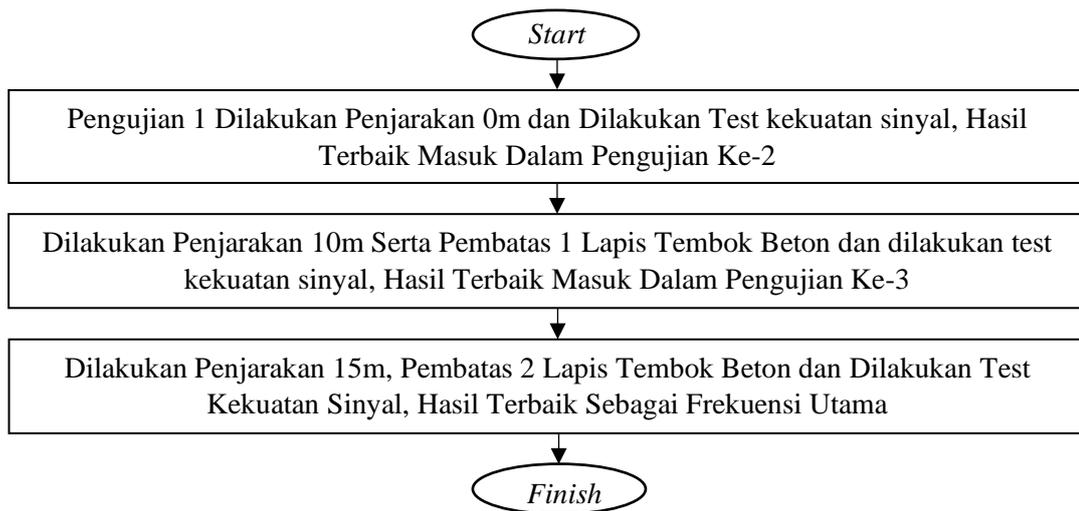
Persamaan (3.3) merupakan parameter utama dari keseluruhan performa pembandingan dalam usaha untuk menghemat energi terpakai terhadap jarak tempuh, waktu, dan energi dalam bentuk ketinggian yang dicapai oleh *glider*. Parameter yang digunakan pada persamaan tersebut adalah *New* (N), *Energy* (E), *Distance* (D), *Time* (T), *Fuel* (F), dan *Old* (O). Dan sebagai penilaian sistem navigasi digunakan perhitungan keakuratan yang terdapat pada Persamaan (3.4).

$$|Track Error \%| = \left(\frac{Waypoint - Track}{Track} \right) \cdot 100 \quad (3.4)$$

Persamaan (3.4) digunakan sebagai parameter untuk menentukan seberapa besar persentase *error* yang dihasilkan oleh sistem navigasi *glider* setelah dilakukannya *mission waypoint* yang dijalankan.

9. Uji performa *video link*

Tahapan untuk mengetahui kualitas performa *video link* yang dihasilkan sebelum pengujian performa akhir tersebut dapat dilihat pada Gambar 3.7.



Gambar 3.7 Pengujian Performa *Video Link*

Pada Gambar 3.7 memiliki 3 pengujian utama untuk mengetahui frekuensi berapa yang paling bagus untuk dilakukan transmisi sinyal *video* sebagai pengujian utama, dan pemberian jarak serta lapisan beton ditujukan untuk mengetahui frekuensi dengan penetrasi terbaik.

BAB IV

ANALISIS DAN HASIL

4.1. Hasil Perancangan

Bagian ini memberikan hasil *glider design* beserta sistem penunjang *long range system* dan *surveillance monitoring system* yang digunakan untuk sebuah sistem *autonomous soaring* yang dapat dimanfaatkan sebagai *aerial surveillance*. Ketiga hasil perancangan tersebut dapat dilihat pada bagian berikut:

1. Hasil perancangan UAV

Didapatlah sebuah hasil perancangan *soaring glider* yang cocok digunakan untuk terlaksananya sebuah *surveillance* udara dengan memanfaatkan hasil *design* yang telah direncanakan yang bersesuaian dengan *design glider RNR's SB-XC*. Hasil penyesuaian ulang dari *glider* yang berdasarkan pada perancangan terdapat pada Lampiran B Gambar B.43, sesuai dengan gambar tersebut pada penelitian ini dapat dilihat pada hasil Gambar 4.1.



Gambar 4.1 Hasil Perancangan *Glider*

Alasan dipilihnya perancangan *glider SB-XC* dikarenakan pada penelitian *sebelumnya* bahwa *soaring* pada *glider* jenis ini telah berhasil dilakukan. Dapat dilihat pada Gambar 4.1 memiliki total lebar sayap sebesar 260cm yang dapat dilepas dan panjang *fuselage* sebesar 120cm dengan tinggi total 24cm pada posisi *horizontal*. Beberapa komponen penting yang dapat menunjang efisiensi aerodinamis dalam hal *soaring* yakni penambahan *wingtip* pada masing-masing ujung sayap, dapat menambah jarak terbang. Pengurangan *noise* dari komponen

elektronik pada *glider* berbasis *frequency radio* seperti GPS, *video transmitter*, *receiver radio* dapat diatasi dengan penjarakkan.

Jenis peletakan sayap utama pada *glider* ini adalah *dehidral-high mount*, ketika *motor* menarik ke arah depan maka respons pesawat dapat memiliki sedikit *pitched up*, dan bentuk sayap *dehidral* ini disebabkan karena *gap* dari *carbon tube wing joiner* dengan *aluminum tube* yang ada pada *wing section*, hal ini dapat menyebabkan hasil penerbangan pesawat dapat memiliki *auto stabilization* ketika mengalami gangguan dari angin atau dari perintah *roll* pada kendali terhadap *servo roll*. *Folding propeller* juga dipilih untuk digunakan dalam perancangan ini karena ketika dalam keadaan *thermaling*, *propeller* yang tidak dapat ditebuk dapat memberikan tambahan *drag* pada bagian utama pesawat.

2. Hasil perancangan *Ground Control Station* (GCS)

Ground control station merupakan elektronik yang terdiri dari *bluetooth telemetry mirror*, *radio*, *Express Long Range System* (ERLS) TX, dan *Smart Phone Android*. MAVLINK *telemetry* tidak digunakan, maka tidak diperlukan sebuah komputer dalam sistem ini. Hasil perancangan GCS terdapat pada Lampiran B Gambar B.44, sesuai dengan rancangan gambar tersebut hasil GCS dapat dilihat pada Gambar 4.2.



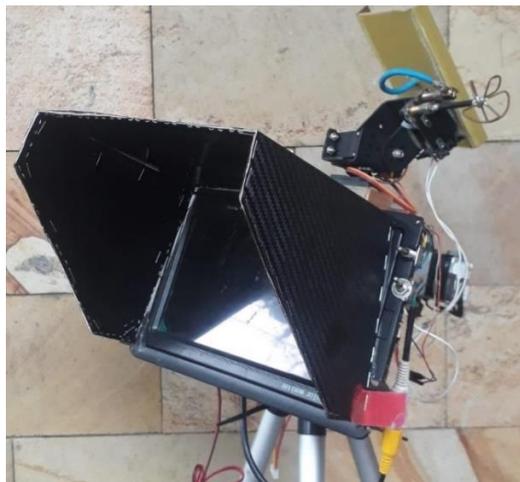
Gambar 4.2 *Ground Control Station* (GCS)

Pada Gambar 4.2 tersebut alat yang digunakan terdiri dari tiga komponen yaitu *radio control transmitter*, *telemetry 915MHz TX*, *bluetooth module HC-05*, dan sebuah *power bank* untuk menyimpan daya listrik. *Express Long Range System* (ELRS) digunakan sebagai kendali jarak jauh, dan digunakannya *bluetooth module*

sebagai *telemetry mirror* bertujuan untuk mengetahui posisi dan status dari *glider* ketika diterbangkan tanpa harus memiliki modul MAVLINK 3DR yang mahal.

3. Hasil perancangan *Ground Monitoring Station* (GMS)

Merupakan sebuah stasiun pemantauan bawah yang berfungsi sebagai alat untuk memantau sebuah *live feed* dari sebuah *glider*. Umumnya alat ini melebur pada GCS, karena tidak adanya komputer yang digunakan, maka dipisah menjadi 2 bagian. *Wiring diagram* GMS terdapat pada Lampiran B Gambar B.45, sesuai dengan gambar tersebut hasil perakitan yang digunakan penelitian ini dapat dilihat pada Gambar 4.3.



Gambar 4.3 *Ground Monitoring Station* (GMS)

Pada Gambar 4.3 terlihat terdapat sebuah 3 posisi *switch*, jika sesuai dengan posisi pada gambar tersebut (OFF) maka tidak ada *video output* yang masuk pada sistem. Jika *switch* pada posisi (ON 1) maka *video feed* dapat masuk ke dari *Video Receiver* (VRX) secara langsung untuk ditampilkan ke *monitor*. Jika *switch* dalam posisi (ON 2) maka *video feed* masuk terlebih dahulu ke dalam VRX lalu masuk ke dalam *Digital Video Recorder* (DVR), dari alat inilah *video* yang dihasilkan ke *monitor* dapat menghasilkan sinyal statis. Sinyal tersebut berguna untuk sistem jarak jauh ketika sinyal tertangkap *receiver* memiliki *noise* yang besar, tampilan *monitor* dapat tetap menampilkan *feed video* pada sinyal yang sangat rendah.

4.2. Hasil Perakitan

Pada bagian ini diberikan hasil perakitan *glider* beserta sistem *autopilot* yang digunakan untuk sebuah *autonomous soaring* yang dapat dimanfaatkan

sebagai penghematan pada sistem *aerial surveillance*. Hasil tersebut dapat dilihat pada bagian berikut:

1. Hasil perakitan UAV

Pada bagian ini merupakan penjelasan terperinci hasil dari perakitan sistem *autonomous soaring surveillance fixed wing type* mulai dari bagian *glider*, serta stasiun kendali dan pemantauan bawah. Sebagai hasil yang telah sukses terbang, dapat dilihat pada Gambar 4.4.



Gambar 4.4 A *Successful 30km Flight of a Glider (Flight Log 8)*

Pada Gambar 4.4 merupakan bagian akhir dari penerbangan *log 8* dengan total jarak tempuh 30km, dengan total durasi penerbangan 47,7menit, dan telah sukses untuk melakukan penerbangan *waypoint mode*. Sebagai titian untuk menuntun kesuksesan penerbangan *final (flight log 8)* dapat diperhatikan hasil perakitan dan material yang diperlukan dari *glider* pada penelitian ini pada Lampiran B Gambar B.1. dan Lampiran C Tabel C.2. Pada gambar terlihat bahwa *glider* yang digunakan bersesuaian dengan desain dasar *glider RNR's Production SB-XC*. Total berat sebesar 1133gr dan spesifikasi gaya dorong 885gr [37], dihasilkanlah rasio perbedaan gaya dorong dengan beban yang ada (*thrust to weight ratio*) sebesar 0,78 TWR, sebagai detail dapat dilihat pada Lampiran C Tabel C.3.

Aspect ratio yang dihasilkan penelitian ini sebesar 21,93:1. *Mean Aerodynamic Chord (MAC) glider* yang terukur dari belakang sayap sebesar 12,67cm, menghasilkan posisi *central of gravity* pada 6,89cm dari *leading edge*. Mean aerodynamic chord sebesar 58,18cm yang diukur dari bagian tengah sayap hingga kepangkal. *Neutral point* sebesar 8,16cm yang diambil didasari 35% bagian dari mean aerodynamic chord. *Aerodynamic chord* 5,5cm yang merupakan rata-rata titik aerodinamis sayap utama terletak pada bagian tengah sayap. Semua hal tersebut menggunakan standarisasi *Aerodynamic Chord (AC)* sebesar 25%, dan sebagai detail dapat diperhatikan pada Lampiran C Tabel C.4, tabel tersebut merupakan sebuah titik pusat distribusi aerodinamis. Digunakannya AC 25% dari

MAC, bertujuan untuk mencari titik stabil. Jika titik AC berada di belakang 25% MAC yang terukur dari *leading edge* MAC, maka pesawat dapat menjadi kurang stabil atau *tail heavy*. Untuk menjadikan *glider* lebih responsif adalah dengan meletakkan AC di depan sama dengan MAC sekitar 20% s.d. 25% atau *glider* harus dalam posisi *nose heavy*.

Dibandingkan dengan referensi *glider* SB-XC memiliki aspect ratio sebesar 19,8:1, pada hasil perancangan ini memiliki *gap* lebih sebesar 2,13:1 dari total 21,93:1. Hasil tersebut sangatlah bagus untuk sebuah *glider* karena pada umumnya burung memiliki sekitar 8:1 s.d. 12:1, untuk spesies burung super aerodinamis memiliki setidaknya lebih dari 15:1, sedangkan *sailplane* modern yang digunakan untuk kompetisi dapat mencapai lebih dari 50:1.

Penelitian ini menggunakan bahan yang sebagian besar terbuat dari *Expanded Polypropylene* (EPP), *Extruded Polystyrene* (XPS), serta *carbon* dan *aluminum*, ditambah untuk penguat digunakan lapisan *laminating film*. Sebagai detail perakitan dan material yang digunakan pada penelitian ini mulai dari bagian *fuselage*, *wing section*, *joiner*, *wing tip*, *horizontal*, dan *vertical stabilizer* dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.4 s.d. B.8, dan Lampiran C Tabel C.5 s.d. C.9.

Hardware yang digunakan pada penelitian ini dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.9 dan Lampiran C Tabel C.10. Setelah dilakukannya *maiden flight* dihasilkan *stall*, hal ini dapat diatasi dengan merubah *pitch alignment* pada *flight controller* hingga *frame angle* dapat menjadi *horizontal* atau menjadi 0° *pitch*. Digunakan *pitch alignment* sebesar positif 5° *pitch*, sehingga pada kondisi ini *Flight Controller* (FC) dalam *state* stabilisasi tidak ditemukan *stall*, dikarenakan *alignment airfoil* sudah berada di atas 0° *pitch*. Sebagai ilustrasi *board alignment* dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.10.

Sebagai peletakan masing-masing komponen elektronik yang digunakan dalam penelitian ini dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.11, pada gambar tersebut masing-masing komponen memiliki penempatannya, hal ini memicu sikap yang dimiliki oleh *glider*. Jika keseimbangan semakin mendekati titik 0° atau *horizontal*, maka pesawat menjadi lebih stabil dan terbang lurus secara *horizontal* dalam *manual mode* tanpa respon balik *flight controller*. Penjarakkan antar komponen *radio* perlu dilakukan untuk menjaga kualitas *trans-receiver* yang

diterima dan dikirim oleh komponen antar *plane* dan *ground*, jika tidak dapat memicu reaksi ketidakstabilan bahkan kehilangan daya dan kualitas *trans-receiver* sinyal frekuensi tertentu. Penelitian ini *receiver telemetry*, *video transmitter* beserta *antenna*, dan *global positioning system* yang ditempatkan dengan jarak tertentu.

Interferensi dari sistem kelistrikan seperti *noise* yang dihasilkan dari tingginya arus yang mengalir ke ESC dapat mempengaruhi kualitas hasil gambar *surveillance*, untuk mengatasinya diperlukanlah sebuah *inductor-capacitor* (LC) *filter* untuk menghilangkan efek *noise* yang bersumber dari sistem baterai pada saat mengeluarkan arus tinggi untuk menyuplai daya pada *motor* utama. Sesuai pada Lampiran B Gambar B.16, LC *filter* digunakan pada masukan daya *video transmitter* dan masukan daya pada kamera, dikarenakan pada pasokan daya yang bekerja pada *flight controller* masih terpengaruh oleh *noise* dari tarikan daya ESC.

2. Hasil perakitan *Ground Control Station* (GCS)

Alat pada penelitian ini terdiri dari 3 *hardware* utama yakni *Radio Control* (RC) *transmitter*, *Express Long Range System* (ELRS), dan HC-05 *bluetooth module*. Penampakan hasil dari perancangan yang digunakan pada penelitian ini dapat dilihat pada Gambar 4.5.



Gambar 4.5 RC *Transmitter* dengan 915MHz ELRS dan HC-05 *module*

Pada Gambar 4.5 merupakan *Express Long Range System* (ELRS), sistem tersebut dan modul *bluetooth* ditempatkan pada posisi belakang *radio*. Penyangga asli dari *radio* dipotong untuk melindungi *telemetry* dari yang tidak diinginkan. *Radio transmitter* yang digunakan bermerek FlySky FS-i6X, dengan spesifikasi yang dibawanya mengandalkan sistem *radio* berfrekuensi 2,4GHz, bila digunakan dalam kondisi padat sinyal interferensi dari sinyal *wi-fi* maka sinyal dari sistem tidak dapat berjalan sempurna atau hanya memiliki *range* yang sangatlah terbatas.

Long range system dengan frekuensi 915MHz yang bernama *Express Long Range System (ELRS)* digunakan, karena dalam frekuensi *radio* semakin kecil gelombang, maka dapat semakin besar daya penetrasi terhadap objek-objek yang menghalanginya. Dikarenakan tidak kompatibilitas dengan sistem *telemetry*, *Radio Control (RC) transmitter* yang digunakan diberikan modifikasi *software* bernama OPEN TX. *Software* ini mampu untuk mengkombinasikan *telemetry* dengan RC jenis apa saja dan dapat menyediakan sebuah sistem *telemetry mirror*.

Telemetry radio setting terdapat pada RC yang digunakan pada penelitian ini dapat dilihat pada Lampiran C Tabel C.11, pada tabel tersebut *packet rate* yang digunakan dalam penelitian ini adalah D-50Hz *trans-receiver* dengan *telemetry ratio* sebesar 1:64. Konfigurasi tersebut diperlukan dalam penempatan wilayah yang digunakan dalam penelitian, dengan banyaknya interferensi *Based Tranceiver Station (BTS) tower* yang dioperasikan dalam frekuensi yang sama.

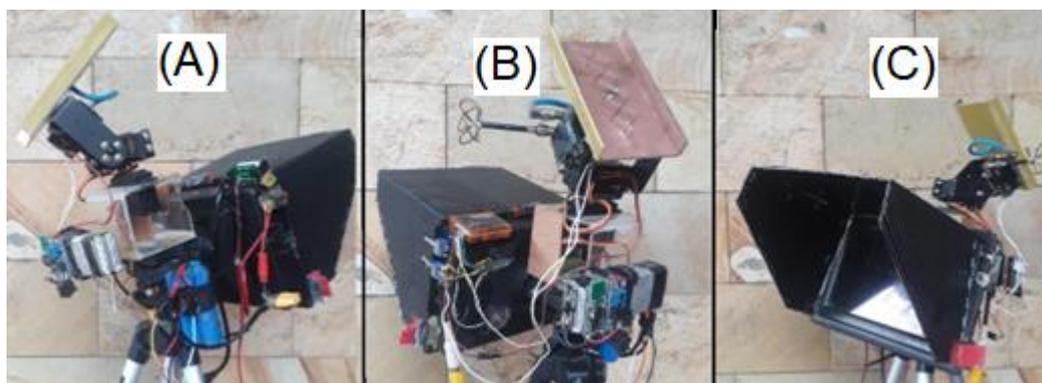
Fitur terbaru sistem *telemetry* memungkinkan untuk menggunakan sistem *packet rate* sebesar D-50Hz, dengan memanfaatkan sebuah parameter modulasi berjenis *Over The Air (OTA) 200Hz* untuk mengirimkan 4 paket yang berulang di 3 frekuensi. Tujuan utama mode *paket D50* untuk meningkatkan *Link Quality (LQ)* secara signifikan di lingkungan dengan *radio frequency* yang padat, terutama saat terbang bersama *pilot* lain yang beroperasi pada *domain* frekuensi yang sama. *Telemetry mirror* merupakan sebuah teknologi dalam sebuah *software OPEN TX* yang memungkinkan *radio frequency* dapat membagikan data-data yang sedang terjadi selama penerbangan berlangsung terhadap sebuah *software* yang terdapat pada *smartphone* berbasis *android*.

Fitur ini membutuhkan sebuah *bluetooth* untuk membagikan data melalui frekuensi *wi-fi* atau 2,4GHz. Tampilan yang ada pada *software telemetry mirror* yang tersedia pada *android device* dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.13, terdapat beberapa parameter yang dibagikan melalui *transmitter* yaitu *GPS signal*, *RSSI*, elevasi, *heading*, *battery capacity used*, *battery voltage*, serta lokasi terakhir dimana lokasi pesawat berada. Gambar B.13 tersebut terlihat bahwa jejak jalur pesawat tidak memiliki kurva *trajectory* yang sesuai, hal ini disebabkan karena digunakannya *packet rate* dalam sistem *trans-receiver*, oleh sebab itu data yang dikirimkan bersesuaian dengan *bit rate data* pada *packet rate* sistem *telemetry*.

Tujuan fungsi teknologi ini dipakai adalah karena dapat mempermudah melihat lokasi terakhir dari pesawat ketika diterbangkan, dan dapat mempermudah pencarian ketika *glider* mengalami penerbangan yang tidak diinginkan.

3. Hasil perakitan *Ground Monitoring Station* (GMS)

Digunakan beberapa *hardware* utama sebagai *ground monitoring station* yakni *monitor*, *DVR*, *5,8GHz video receiver* beserta *antenna*, dan *switch*. Sebagai hasil perakitan dapat dilihat pada Gambar 4.6.



Gambar 4.6 Stasiun Monitoring Bawah, (A) Tampak Kiri, (B) Tampak Belakang, (C) Tampak Depan

Pada Gambar 4.6 merupakan hasil jadi perakitan yang telah dirancang pada bagian sebelumnya. Stasiun ini beroperasi dengan menggunakan frekuensi 5,8GHz dan memiliki fitur *DVR* yakni dapat memungkinkan untuk merekam *live feed video* yang sedang berlangsung untuk dapat disaksikan dikemudian waktu. Kustomisasi *antenna video transmission* diperlukan untuk spesifikasi transmisi jarak jauh.

Video receiver hardware digunakan 2 *input* berbeda atau disebut *diversity*, dan dapat ditentukan sinyal yang jauh lebih kuat, maka sinyal yang terkuat yang dapat menjadi *live feed*, sedangkan *video transmitter hardware* hanya digunakan 1 jenis *antenna*. Bentuk dari *omnidirectional antenna* yang digunakan dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.14, pada gambar tersebut digunakan sebuah *omnidirectional antenna* yang dibuat secara khusus untuk frekuensi 5,8GHz. *Video transmitter* digunakan 3 *clover leaf*, sedangkan pada sisi *video receiver* digunakan 4 *clover leaf* dengan spesifikasi sistem transmisi sama-sama menggunakan *Right Hand Circular Polarized (RHCP)*. Hasil perbandingan pada masing-masing *antenna* yang digunakan pada RX-TX dapat dilihat pada Lampiran C Tabel C.12.

Sesuai dengan Tabel C.12 jika diasumsikan untuk mentransmisikan sinyal 3dBi dengan 3 *clover leaf antenna* membutuhkan lebih sedikit daya diperlukan, namun kurang bagus untuk menolak sinyal terrefleksikan objek lain, sedangkan jika menggunakan 4 *clover leaf antenna* membutuhkan lebih banyak daya diperlukan, namun memiliki kekebalan yang baik terhadap sinyal yang terrefleksikan pada objek lain. Penelitian ini *antenna* pada *transmitter* jauh lebih baik performanya, apabila diberikan jenis 3 *clover leaf* karena dapat memberikan jangkauan lebih dalam satuan dBi dalam keluaran daya yang sama, sedangkan diberikan *antenna* pada *receiver* dengan jenis 4 *clover leaf* karena dapat memberikan hasil tangkapan *live feed video* yang lebih jernih [40]. Bahan-bahan yang digunakan untuk pembuatan *antenna* tersebut dapat dilihat pada Lampiran C Tabel C.13.

Video receiver ini menggunakan prinsip *diversity* maka diperlukan 1 *antenna* lagi untuk menambah daya tangkap sinyal yang sudah ditransmisikan oleh *transmitter*. Berbeda dengan *omnidirectional*, pada penggunaan *receiver* membutuhkan sebuah *directional antenna* yang berfungsi menangkap dan memfokuskan sinyal hanya pada salah satu sisi saja dengan mengorbankan fokus sinyal pada sisi lainnya. Penelitian ini menggunakan *directional antenna* berjenis *double biquad sector antenna* sesuai pada Lampiran B Gambar B.15, karena jika diacu pada referensi pembuatan *antenna* yang digunakan dalam penelitian ini, *antenna* tersebut memiliki kekuatan daya tangkap sinyal hingga 13,63 dBi [41].

Bahan-bahan yang digunakan untuk pembuatan *antenna* tersebut dapat dilihat pada Lampiran C Tabel C.14, material yang digunakan untuk membuat *antenna directional* hanya menambahkan sebuah *copper plate Power Distribution Board (PCB)* polos sebagai *reflector* utamanya bila dibandingkan dengan bahan-bahan yang digunakan dalam pembuatan *clover leaf antenna*. Alasan digunakan dan dipilihnya jenis *directional antenna* ini adalah karena mudahnya proses pembuatan, serta *durability* pemakaian dalam kondisi apa saja bila dibandingkan dengan *directional antenna* berjenis *helical*.

4. Hasil *development autopilot*

Bagian ini merupakan hasil konfigurasi dari sistem *autopilot* pada *software* dan *firmware INAV configurator* versi 6.1.1. Dilakukan *flashing* pada Lampiran B Gambar B.17, pada bagian ini dapat masuk ke dalam *software flight controller*

configurator dengan menghubungkan *software* dan *flight controller* yang telah di *flash*. Didalamnya berisi tentang pengaturan mulai dari kalibrasi hingga penyetelan paling kecil yakni *command line interface*. *Setup* merupakan bagian yang pertama terlihat setelah memasuki *configurator* dan dapat dilihat pada Gambar 4.7.

Pre-arming checks	
UAV is levelled	✓
Run-time calibration	✓
CPU load	✓
Navigation is safe	✓
Compass calibrated	✓
Accelerometer calibrated	✓
Settings validated	✗
Hardware health	✓

Gambar 4.7 INAV *Configurator Setup Tab*

Gambar 4.7 menunjukkan sebuah *pre-arming checks*, yang berfungsi mengevaluasi kembali kesiapan dan keamanan yang harus dipenuhi sebelum dilakukannya penerbangan. Jika ditemukan beberapa hal yang tidak siap dan tidak aman maka tidak dapat diterbangkan dan logo menjadi berwarna merah, namun jika sudah siap logo berubah menjadi warna hijau dan *glider* dapat digunakan.

Hasil pengujian dan kalibrasi sensor yang telah dilakukan dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.35 s.d. Gambar B.37, pada hasil tersebut merupakan hasil kalibrasi sensor *accelerometer*, dan *test respons* dari sensor *gyrometer*, *accelerometer*, *barometer*, *airspeed*, serta dilakukan pengujian *3d fix location* pada GPS. Hal ini ditujukan agar sebelum pesawat dilakukan penerbangan segala sesuatu harus terpantau baik dan dalam kondisi prima.

Digunakan 1 *motor* dan 4 *servo* pada *mixer tab* penelitian ini yang dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.18. *Motor* untuk penggerak utama dapat terhubung dengan *pin servo 1*, *stabilized roll servo* berada pada *pin servo 2*, *stabilized pitch servo* berada pada *pin servo 3*, *stabilized yaw servo* berada pada *pin servo 4*, dan *tilt camera servo* berada pada *pin servo 5*. Besaran *weight rates* 100% kecuali untuk *stabilized yaw servo* dengan *setting* besaran *weight rates* 70%, karena apabila *rates yaw* terlalu besar efek pergerakan pesawat ketika menggunakan *yaw* dapat memberikan banyak *drag* dan tidak stabil. *Tab outputs telemetry receiver*

ditempatkan pada UART 1, GPS diletakkan pada UART 3, serta fitur *video transmitter Team Black Sheep (TBS) smart audio* diletakkan pada UART 4.

Configuration tab sensor MS4525 pitot tube harus dipilih secara manual agar *digital air speed sensor* dapat diaktifkan. Bagian sensor arus dilakukan penyesuaian arus dan diberikan *offset* sebesar -12,5 dikarenakan pada hasil perhitungan dan pengukuran arus secara *real time* menunjukkan dalam kondisi *idle*. Sistem *idle* menarik arus sebesar 0,6A dalam tegangan 12V, dan fitur yang dipakai dalam penelitian ini tidak secara *default* adalah *global positioning system for navigation and telemetry, black box data flight recorder, auto launch system*. *Video transmitter* digunakan *band A channel 5* dengan kekuatan transmisi sinyal 1000mW. Sebagai detail dari *setting* dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.19.

Return To Home (RTH) digunakan pada penelitian ini, hasilnya membuat pesawat dapat kembali ke titik lokasi *glider* diluncurkan pada saat pertama kali dan melakukan putaran lingkaran secara *horizontal* untuk memarkirkan pesawatnya diudara. Digunakan juga sebuah fitur tambahan yakni *minimum failsafe distance*, pada fitur ini jika jarak kurang dari *state* tersebut aktif, maka pesawat dapat berusaha tetap melakukan *return to home* dan melakukan *loitering around home*. Jika ketinggian tidak dicapai, pesawat dapat berusaha untuk naik mencapai ketinggian *minimum* untuk dilakukannya *return to home*, mode ini sangatlah berguna apabila *glider* tidak terkendali dengan baik dan ketinggian tidak dicapai, *crash* dapat dicegah dengan mengaktifkan fitur ini.

Proportional Integral Derivative (PID) sangatlah dibutuhkan dalam sebuah *glider*, dalam pengaplikasiannya hal ini dapat mengendalikan sebuah *oscillation*, *noise*, dan getaran yang terjadi pada *flight controller*. Jika hal ini digunakan dengan baik dapat membantu *glider* terbang dengan sempurna. Hasil penyesuaian yang digunakan untuk menghasilkan penerbangan yang diharapkan dalam penelitian ini dapat dilihat pada Tabel 4.1.

Tabel 4.1 PID Settings Setelah Tuning

	P	I	D	FF
<i>Roll Stabilized</i>	15	3	7	50
<i>Pitch Stabilized</i>	15	5	5	80
<i>Yaw Manual</i>	50	0	50	225
MAX	225	225	225	225

Seperti yang dapat diperhatikan pada Tabel 4.1 dalam penelitian ini digunakan *setting Proportional Integral Derivative* (PID) beserta *Feed Forward* (FF) untuk dapat memberikan efek penerbangan yang lebih stabil. Pengaplikasian sendiri memberikan efek yang berbeda-beda pada penerbangan. *Setting* tersebut didasari oleh pengujian penerbangan *maiden* yang dapat dilihat pada Lampiran C Tabel C.22 lalu dilakukan perubahan parameter PID secara *trial* dan *error* yang hasilnya dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.38, pada gambar tersebut setelah dilakukan *tuning* PID respons pesawat menjadi jauh lebih stabil dalam kondisi mode penerbangan stabilisasi secara *horizon mode*.

Proportional (P) dapat memberikan efek respons reaksi *glider* terhadap pergerakan *stick* kendali dan atau sinyal *gyro*, pada *Integral* (I) dapat memberikan efek kekuatan kestabilan jangka panjang pada setiap respons yang dialami *glider*, jadi ketika pergerakan pesawat dalam menstabilkan secara *horizontal*, respons dapat memilih mencoba mengikuti arah jalur penerbangan atau tidak, sedangkan *Derivative* (D) dapat memberikan efek respons reaksi oposisi terhadap yang dialami dari pergerakan *glider*, dan dapat meredam setiap ketidakstabilan dalam penerbangan yang diakibatkan oleh pergerakan *pitch-roll* atau gangguan lain seperti angin. *Feed forward* (FF) merupakan sebuah tingkat kesigapan atau *aggressiveness* pada reaksi yang diberikan pada perintah *stick* kendali, tetapi tidak dapat memberikan efek pada kestabilan *Proportional Integral Derivative* (PID). Semua *setting* tersebut jika diberikan terlalu besar akan menyebabkan *overshoot*, sedangkan jika kurang maka tidak akan stabil. Dalam penelitian ini lebih memfokuskan untuk menstabilkan pergerakan dari *roll (aileron)* dan *pitch (elevator)*, sedangkan *yaw (rudder)* tidak digunakan sebuah penstabil, dikarenakan jika dipakai maka dapat menambah pergerakan yang tidak perlu dalam bermanuver khusus untuk melakukan penerbangan *thermalling* atau *soaring* dan dapat menyebabkan *stall spinning to death* jika tidak terkendali dengan baik.

Advanced tuning tab penelitian ini yang dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.20, digunakan fitur yang sudah disediakan oleh *configurator* seperti, *autonomous launch mode*, *fixed wing navigation flight mode*, *mission waypoint mode*, dan *return to home mode*. *Setting* yang diberikan tidak secara *default* pada bagian *autonomous launch* adalah *climb angle* 13°, *max throw angle* 25°, dan

launch throttle 2000uS, dikarenakan untuk daya *thrust to weight ratio* yang dimiliki oleh sistem ini adalah 0,78TWR pada *launch throttle* digunakan maksimum atau 2000uS, dan pesawat diasumsikan tidak dapat terbang dengan sudut elevasi yang terlalu besar maka dari itu 13° adalah *climb angle* yang baik.

Setting fixed wing navigation flight mode yang diberikan tidak secara *default* adalah *minimum throttle* 1400uS, *cruise throttle* 1700uS, *max throttle* 2000uS, *allow manual throttle increase*, *max navigation bank angle* 30°, *max navigation climb angle* 13°, *max navigation dive angle* 5°, *loiter radius* 60m, *soaring motor stop*, *soaring mode pitch dead band* 5°, *load waypoints on boot*, dan *navigation motor stop override (off state)*. *Minimum throttle* 1400uS untuk mencegah *stall* ketika *glider* dalam kondisi *glide* dan memasuki mode *return to home*, tetapi ketika memasuki *waypoint* tidak menggunakan daya dari *motor (navigation motor stop override)*. Sistem *soaring* menggunakan *pitch dead band* 5° karena pada *airfoil* sudah memiliki *pitch angle down* 1°, maka *total pitch angle* yang dimiliki oleh *glider* ini adalah 6°. Hasil perhitungan *radius loiter* yang digunakan pada saat *soaring* dalam penelitian ini dapat dilihat pada Tabel 4.2.

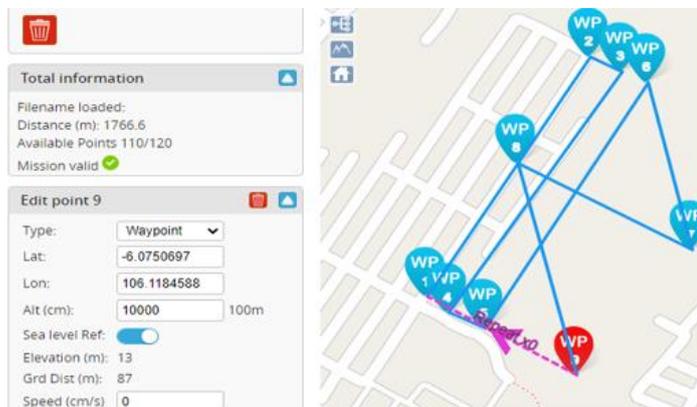
Tabel 4.2 *Loitering Mode Calculation Result*

<i>Mean Glide Speed</i>	<i>Bank Angle (tan)</i>	<i>Gravity</i>	<i>Loiter Radius</i>
37 km/h / 10,2778 m/s	30°	9,81 m/s ²	55,9 m

Pada Tabel 4.2 diperhatikan bahwa *radius* digunakan untuk melakukan *thermalling* atau *soaring* adalah 55,9m dikarenakan setelah dilakukan pengujian *glide speed* pada *glider* dihasilkan 37km/h atau 10,2778m/s sesuai dengan yang digunakan pada Persamaan (2.1). Jenis *receiver* yang digunakan *Express Long Range System (ELRS) serial type*, dan *receiver provider Crossfire (CRSF)*. *Setting serial port inverted* serta *serial reciver half-duplex* diberikan *off state*, mode penerbangan yang digunakan terdiri dari *arming*, *acrobatic*, *horizon*, *manual*, *navigasi course hold*, *navigasi loiter*, *navigasi return to home*, *navigasi waypoint*, *soaring*, *loiter change*, *osd off*, dan *failsafe* yang dapat dilihat detail pada Lampiran B Gambar B.21.

Mission control tab dalam *configurator* yang mengatur *coordinates* yang dapat dijadikan sebagai *mission waypoint* pada penerbangan pesawat. Jika diaktifkan dan pesawat dalam *waypoint mode*, maka *glider* dapat terbang dan

mengarah sesuai dengan masing-masing koordinat, ketinggian, dan sikap yang sudah ditentukan sebelumnya. *Setting waypoint mission* yang digunakan pada penelitian ini dapat dilihat pada Gambar 4.8.



Gambar 4.8 *Mission Waypoint*

Dapat diperhatikan pada Gambar 4.8 pada penelitian ini diberikan 9 titik lokasi yang menjadi *waypoint* dan digunakan sebagai *surveillance* ketika *minimum altitude waypoint* (400m) sudah tercapai. Digunakan total 1766,6m jarak tempuh *waypoint* dan minimal ketinggian *waypoint* adalah 100m pada masing-masing titik koordinat. OSD *tab* pemilihan parameter yang digunakan dalam penelitian ini dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.31.

Blackbox tab digunakan 25% *logging rate blackbox* dari keseluruhan data yang masuk pada *flight controller*, tujuannya adalah agar *file* yang tersimpan pada *onboard SD card* memiliki *size* yang lebih kecil. *Command Line Input (CLI)* yang digunakan dapat dilihat pada Lampiran A Tabel A.1, dan hal yang digunakan secara *default* pada *configurator* adalah *GPS tab*, *Light Emmiting Diode (LED) tab*, *adjustments*, *programming*, dan *magnetometer*.

4.3. Hasil Performa Soaring

Bagian ini adalah pembahasan hasil analisis dari performa *autonomous soaring* sebagai upaya penghematan energi listrik yang terpakai. Hasil tersebut dapat dilihat pada bagian berikut:

1. Dinamika yang terjadi

Energi gratis dan terbarukan pada *glider surveillance* didapatkan dengan cara digunakannya sebuah penerbangan *soaring* dengan metode *position hold mode*

yang didasari hasil pembacaan dan kunci posisi lingkaran pada GPS. Berdasarkan sistem *loiter* dari GPS tersebut, maka kecepatan yang dialami *glider* lebih diutamakan bila dibanginkan dengan besaran *uplift* yang diterima, hal ini dikarenakan keterbatasan mode penerbangan INAV.

Loiter radius yang diperlukan untuk penerbangan statis memerlukan *radius* yang jauh lebih besar dibandingkan dengan yang diberikan oleh persamaan hukum *radius* pada Persamaan (2.1), karena dalam kondisi berangin, *glider* memiliki hambatan yang terlalu besar untuk menembusi hembusan angin yang datang. Kelipatan tambahan minimal 3 kali jumlah *loiter* diperlukan untuk memberikan waktu, dan menciptakan penerbangan *crosswinds* yang stabil. Faktor kesuksesan *soaring* dapat dilihat pada Tabel 4.3.

Tabel 4.3 Rata-Rata Kecepatan *Glide*

<i>Flight Log</i>	1	2	3	4	5	6	7	8
<i>Glide Speed (km/h)</i>	38,2	30,4	30,9	34,2	37,2	37,8	36,8	37,3

Pada Tabel 4.3 jika dilihat data tersebut memiliki 2 *invalid* (*log 5* dan *log 6*) dikarenakan tidak cukupnya data yang diberikan dari hasil penerbangan *soaring*, *detail data* dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.23. Hasil *mean glide speed* tertinggi pada *log 1*, *7*, dan *8*, sedangkan pada *log 2*, *3*, dan *4* adalah yang terendah, hal ini berkaitan dengan *loiter radius* yang digunakan dalam metode penerbangan *soaring* sebagai upaya untuk mendapatkan *thermal uplift* yang terdapat pada Lampiran B Gambar B.24. Hasil dimiliki Tabel 4.3 memiliki pembuktian semakin besar *loiter radius* yang digunakan dalam mode penerbangan *static soaring* maka dapat semakin besar kecepatan dan semakin efektif *thermal uplift* yang dihasilkan, tentu dengan batasan *bank angle* atau *roll angle* yang telah ditentukan.

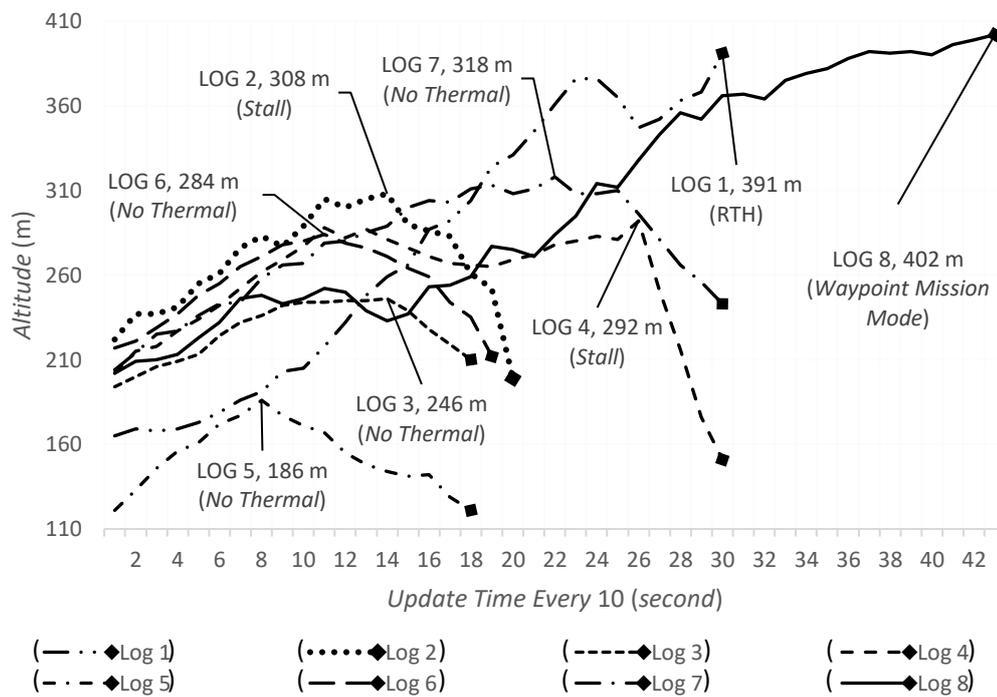
2. Usaha *soaring* dan perbaikan performa

Dapat diperhatikan bahwa pada Lampiran B Gambar B.22, wilayah tersebutlah yang menjadi tempat utama pengujian sistem *autonomous soaring* pada penelitian ini. Jika berdasarkan koordinat maka lokasi tersebut berada pada *Latitude* E106°07'1.92" *Longitude* S6°04'23.52", dan dilaksanakan pada waktu 8.00 s.d. 15.00, dikarenakan *thermal* terpaku berdasarkan intensitas matahari.

Pengujian *soaring* dilakukan hingga tercapainya *mission waypoint*, dan didapatkan *flight log* sebanyak 8 kali yang terdapat pada Lampiran C Tabel C.16,

merupakan hasil dari *log soaring* untuk mendapatkan energi terbarukan dalam ketinggian. Penerbangan *soaring* ini didapat dengan menggunakan mode terbang *position hold (static)* yang didasarkan dengan posisi GPS sebagai acuan untuk melakukan pergerakan terbang secara *loitering*, dengan spesifikasi *loiter radius* 30m dan 60m, maksimum *bank angle* 30°, serta *pitch dead band* 3° dan 5°.

Dihasilkan penerbangan dengan energi gratis terbesar yang dihasilkan oleh energi *thermal* sebesar 226m dengan 10km/h *max uplift*, sedangkan hasil energi gratis yang paling kecil yang dihasilkan oleh *free uplift energy* sebesar 46m dengan 2,6km/h *max uplift*. Berdasarkan data yang tercantum pada Lampiran C Tabel C.15 tersebut dapat ditentukan grafik perbandingan energi *uplift* yang didapat berdasarkan waktu yang diperlukan pada Gambar 4.9.



Gambar 4.9 Performa *Soaring*

Pada Gambar 4.9 merupakan sebuah grafik ketinggian yang berlangsung pada saat diberlakukannya *soaring* hingga mode tersebut berakhir, terdapat sebuah *log* yang artinya data setiap penerbangan, pada penelitian ini didapatkan 8 *log* penerbangan. Data tersebut juga diambil berdasarkan *thermal* terkuat yang dimiliki masing-masing *flight log*. Perbandingan antara energi yang didapat oleh *glider* dalam bentuk ketinggian dengan waktu yang dibutuhkan untuk mencapainya, dapat

diperhatikan pada grafik di atas, dan terdapat sebab penerbangan mode *soaring* atau *thermalling* dihentikan atau tidak mengalami *uplift thermal*. Jika ditinjau berdasarkan total energi yang didapat dapat dilihat secara detail pada Lampiran B Gambar B.27 dan secara ringkas pada Tabel 4.4.

Tabel 4.4 *Total Energy* yang Didapat

<i>Flight Log</i>	1	2	3	4	5	6	7	8
<i>Altitude (m)</i>	226	87	53	91	65	68	115	201

Pada Tabel 4.4 merupakan ringkasan dari Gambar 4.9 yang merupakan *total energy* yang didapat dalam bentuk ketinggian dari hasil penerbangan *soaring* dalam upaya untuk menghemat energi listrik yang dipakai, hasil ini memiliki keterkaitan dengan hasil akhir pada Tabel 4.6.

3. *Thermal to climb* yang didapat

Bagian ini merupakan gabungan antara parameter kekuatan *thermal* dan kekuatan *climb rate* yang didapat oleh *glider*. Parameter kekuatan *thermal* dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.25 dan Lampiran C Tabel C.17, sedangkan untuk parameter kekuatan *climb rate* dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B 26 dan Lampiran C Tabel C.18. Perhitungan dilakukan dengan menggunakan persamaan efisiensi pada Persamaan (2.7) kemudian dimasukkan ke dalam *thermal to climb improvement* yang terdapat pada Persamaan (2.8), pada *table* tersebut dapat dilihat bahwa ternyata bukan karena faktor dari besarnya angin *thermal* yang didapat untuk menghasilkan *uplift* pada sebuah *glider*, melainkan *climb rate* yang stabil dapat jauh lebih bermanfaat pada sebuah *glider* untuk mendapatkan *free uplift* meski *thermal* yang didapat hanya sedikit, hasil dari perhitungan tersebut dapat dilihat pada Tabel 4.5.

Tabel 4.5 *Thermal to Climb Efficiency Improvement*

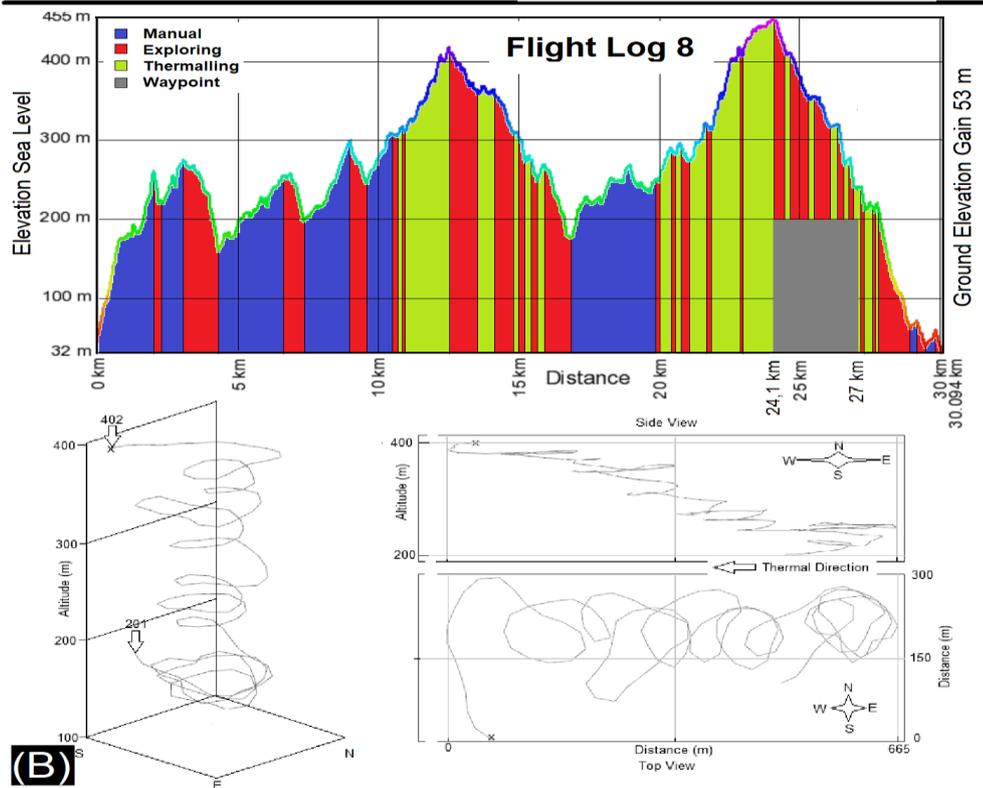
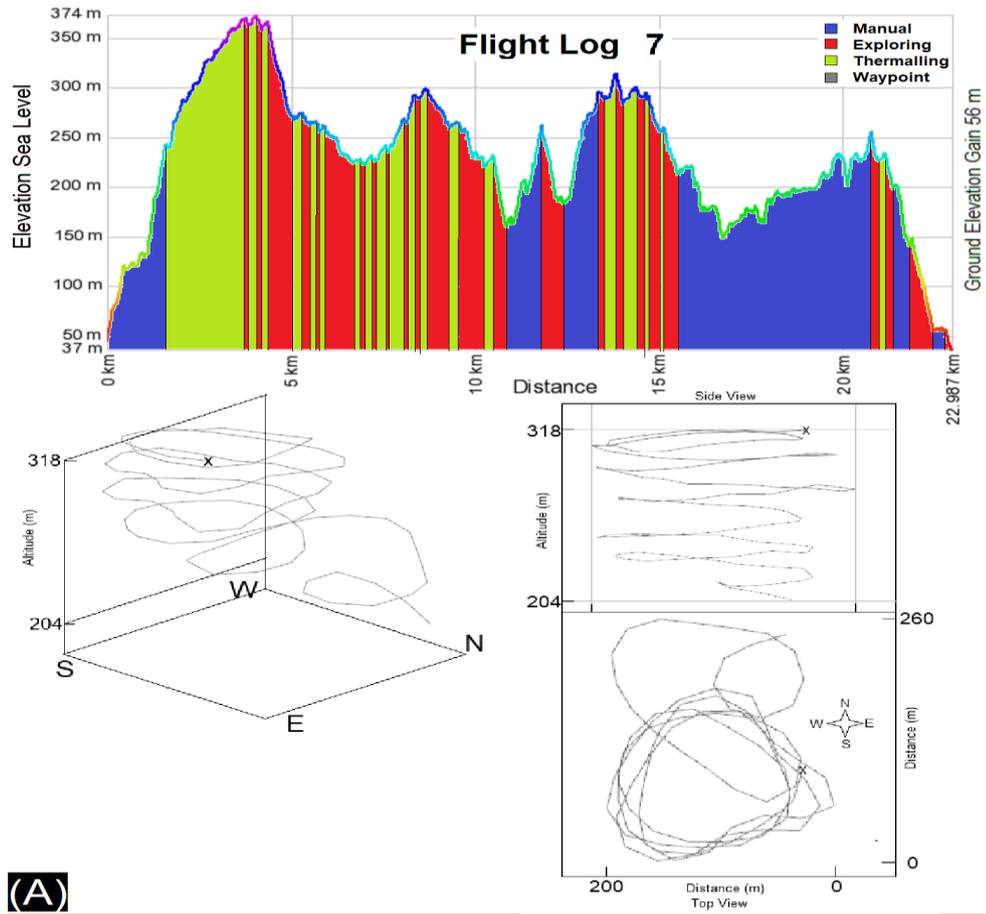
<i>Flight Log</i>	1	2	3	4	5	6	7	8
<i>Effi. Improv. (%)</i>	100	129,6	436,6	152,5	184,5	133,4	391,3	324,5

Pada Tabel 4.5 data hasil perhitungan tersebut adalah *value* persentasi dari *thermal to climb efficiency improvement* yang terjadi pada setiap perubahan *flight log* 1 s.d. 8. Penerbangan *log* 3, 7, dan 8 merupakan 3 peningkatan tertinggi secara berurutan. Nilai utama sebagai acuan untuk mengukur *value* perubahan atau *improvement* dari setiap penerbangan, digunakanlah *log* penerbangan ke 1, jadi semua penerbangan

dapat dibandingkan dengan penerbangan 1 sebagai rasio kesuksesan *thermal to climb* yang berdasarkan perubahan yang dilakukan pada *configurator setting*. Hasil ini digunakan karena jika hanya melihat hasil penerbangan dari segi *rate of thermal* maka tidak dapat digunakan karena hanya menghitung kekuatan *thermal* yang diterima oleh *glider*, sedangkan jika hanya melihat dari hasil *rate of climb* yang didapat maka tidak ada faktor luar penentu utama sebagai bahan bakar untuk menghasilkan nilai *rate of climb* tersebut. Bahan bakar dari sebuah pesawat *glider* dalam penelitian ini tentunya adalah *rate of thermal*.

4. *Soaring perform*

Bagian ini merupakan hasil analisis dari performa penerbangan mode *soaring* dalam bentuk statistik dan bentuk *flight trajectory* yang direkam oleh *blackbox* dan diaplikasikan pada *google earth*. Data yang dianalisis pada bagian ini terdapat 2 yakni analisis penerbangan *soaring* secara *static* yang terpaku pada kunci posisi *loiter* pada GPS, dan penerbangan *soaring static* yang disesuaikan dengan arah *trajectory* penerbangan oleh burung elang yang sedang berlangsung, namun masih menggunakan metode penguncian posisi navigasi hanya saja diberikan tambahan pemilihan arah yang diatur pada *switch radio control*. Data yang diambil hanyalah data dengan penerbangan terpanjang, karena semakin panjang durasi penerbangan maka semakin banyak data yang terkumpul didalamnya, dan pada penelitian ini diambil data pada penerbangan *log 7* dan *log 8* sebagai pembanding perbedaan antara penerbangan *soaring* secara *static* dan *dynamic*. Hasil tersebut dapat dilihat pada Gambar 4.10.



Gambar 4.10 *Static vs Dynamic Soaring, (A) Flight Log 7 Static Soaring, (B) Flight Log 8 Soaring with Eagle*

Pada Gambar 4.10 terlihat sebuah indikator hijau dan merah pada grafik, parameter tersebut menunjukkan ketika adanya *thermal uplift* maka dapat menunjukkan hijau sedangkan ketika *sinking air* atau hanya mengalami *glide* menunjukkan warna merah, untuk warna biru adalah kondisi ketika *motor* menyala untuk mendapatkan ketinggian sebagai upaya untuk mencari *thermal uplift*. Tanda x pada grafik tersebut merupakan kondisi akhir dari *glider*, dalam kondisi ini tidak ditemukan lagi *thermal uplift* yang membuat kondisi setelahnya *glider* terbang secara *free fall* hingga menemukan sumber *thermal* baru. Perspektif atas, hasil *loitering* yang dilakukan berdasarkan kunci posisi pada navigasi menunjukkan kurang stabil dalam melakukan *trajectory* penerbangan, hal ini karena pada penerbangan *7 setting Integral* pada PID navigasi dikurangi untuk mencegah *overshoot* ketika melakukan *loiter* tanpa adanya daya *thrust* pada *glider*, dan hasilnya penerbangan tidak pernah ditemukan *stall* lagi.

Sebagai pembacaan sensor yang menganalisis bagaimana *thermal uplift* diperkirakan dan arah datangnya angin dapat diketahui jika dilihat pada perspektif dalam *on screen display*, dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.29 dan B.30, jika dibandingkan dengan kondisi yang terdapat pada Lampiran B Gambar B.29 maka pada kondisi Lampiran B Gambar B.30 ini dapat digunakan penerbangan dengan mode *autonomous soaring* yang berdasarkan penguncian *loiter* pada navigasi. Metode penerbangan inilah *soaring* secara *autonomous switch mode* dapat dilaksanakan dengan baik dan menghasilkan penghematan energi yang besar.

Diperhatikan pada Gambar 4.10 memiliki hasil penerbangan dengan metode *soaring* yang tidak bersesuaian dengan metode yang telah dilakukan pada penerbangan sebelumnya yakni *log 7*, hal ini dikarenakan pada penerbangan *log 8* usaha ke-2 yang sukses untuk mendapatkan *thermal* mengikuti *trajectory* penerbangan burung elang yang sedang berlangsung, maka dari itu posisi yang dihasilkan tidak dapat menghasilkan bentuk lingkaran tetap, namun berpindah sebagaimana *thermal* berpindah seiring dengan semakin tingginya *altitude* yang dicapai jika dalam kondisi berangin. Pada Gambar 4.10 angin bergerak dari arah timur ke barat, dan memberikan efek penerbangan *thermalling* atau *soaring* yang bergeser sejauh 665m dari posisi pertama mode *soaring* untuk *log 8*.

Pembeda dari penerbangan normal, pada *log* lain hanya terdapat pemilihan *switch* penerbangan yang terdapat pada kendali, ketika sudah menjauhi inti *thermal* sebagai mana *thermal* dapat bergerak sejalan dengan arah angin maka *switch* dapat diganti menjadi penerbangan *soaring* secara *course hold* atau penguncian arah yang didasari oleh navigasi dan ketika sudah berada disekitar pusat *thermal* maka *switch* dapat diganti lagi dengan posisi semula yakni *position hold* atau *loitering*. Hasil *evidence* dari kehadiran burung elang ketika *soaring* pada *log* 8 percobaan ke-2 dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.28.

5. *Energy savings perform*

Bagian ini merupakan hasil utama dari penelitian ini yang menjelaskan tentang hasil dari upaya penghematan energi listrik yang digunakan dalam penerbangan sebuah *glider* untuk mendapatkan sebuah ketinggian atau bahkan hanya sebagai usaha untuk mempertahankan ketinggian yang dihasilkan berdasarkan daya listrik yang terpakai pada *motor* listrik *glider*, data dapat dilihat pada Tabel 4.6.

Tabel 4.6 *Flight Performance Summary*

	<i>Altitude as Energy (m)</i>		<i>Dist. Total (km)</i>	<i>Duration (minute)</i>		<i>Fuel Used (mAh)</i>		<i>Fuel Consumption (Ah/h)</i>	<i>Fuel Efficiency (%)</i>	<i>Total Improvement (%)</i>
	<i>Soar</i>	<i>Total</i>		<i>Soar</i>	<i>Total</i>	<i>Soar</i>	<i>Total</i>			
x	0	224	2,08	0	3	0	375	7,5	0	0
1	407	895	17	15,5	26,3	199,4	1252	2,856	162,57	109,05
2	155	520	7,81	6,36	12,6	81,85	916	4,361	71,94	40,23
3	89	301	5,58	5,75	8,9	74,13	560	3,775	98,66	56,76
4	297	506	8,55	9,96	13,7	128,1	563	2,465	204,17	142,81
5	175	528	9,03	8,05	14,3	103,6	934	3,918	91,38	53,44
6	202	548	11,2	11,1	17,8	142,8	1129	3,805	97,07	52,39
7	425	1080	23,1	22,3	35,5	268,9	1688	2,852	162,88	105,57
8	762	1530	30,2	31	47,7	398,9	2227	2,801	167,73	109,24

Pada Tabel 4.6 dapat diperhatikan data tersebut merupakan rangkuman dari keseluruhan performa dari penerbangan metode *soaring*. Dihasilkan parameter utama yakni ketinggian sebagai energi yang didapat pada saat dilakukannya *soaring* atau *thermallling*, lalu terdapat jarak tempuh total penerbangan, durasi penerbangan total,

dan sebagai pembanding dari semua parameter adalah konsumsi energi total. Jika pada hasil tersebut mengalami penghematan maka hasil yang dibandingkan pada data contoh, dapat lebih hemat atau *value* konsumsi energi total terbanding dapat berkurang.

Digunakan data pembanding utama yakni penerbangan *log 8* pada penerbangan 3menit pertama dalam mencapai minimal ketinggian untuk dilakukannya *soaring*, data tersebut terpakai daya listrik sebesar 375mAh untuk 3menit penerbangan, ketinggian dicapai 224m, serta jarak tempuh sejauh 2,08km. Performa yang dihitung pada penelitian ini adalah total penghematan energi pada Persamaan (3.1), untuk performa *endurance* atau ketahanan terhadap waktu dan jarak tempuh digunakan Persamaan (3.2), serta Persamaan (3.3) digunakan untuk menentukan nilai *total improvement* yang diambil dari perbandingan data penerbangan normal (x) dengan penerbangan utama metode *soaring*.

Dari hasil Tabel 4.6 data penerbangan *log 4* memiliki efisiensi tertinggi, karena pada penerbangan ini didapat *thermal uplift* yang terus menerus dan penerbangan dihentikan karena *telemetry* mengalami *restart signal* pada percobaan 1 dan penerbangan mengalami *stall* pada percobaan 2, dan tidak membutuhkan daya *motor* untuk mengembalikan posisi minimal 200m untuk dilakukannya *soaring* kembali, karena dalam kasus ini ketinggian *glider* masih berada dalam batas minimal, penerbangan ini mendapat total 142,81% *total improvement*, 204,17% *fuel efficiency*, dan hanya menggunakan 2,465 Ah/h *energy*, hal tersebutlah yang memicu performa hasil tertinggi.

Parameter *fuel consumption* dihitung dengan Persamaan (3.1) dimana dibutuhkan untuk menghasilkan data tersebut adalah jumlah daya listrik yang terpakai dalam bentuk *ampere/hour* dikalikan dengan 60menit lalu dibagi dengan total waktu penerbangan dalam bentuk menit, hasilnya semakin kecil konsumsi energi maka dapat semakin baik bagi sistem penghematan listrik. Pada parameter *fuel efficiency* dihitung berdasarkan Persamaan (3.2) dibutuhkan untuk menghasilkan data tersebut adalah dengan menyesuaikan jumlah durasi penerbangan sesuai dengan kapasitas maksimum baterai dengan persamaan setara, lalu persamaan tersebut dipecah menjadi 2 bagian, yakni daya terpakai lama dan daya terpakai baru (hasil uji penghematan). Data hasil uji penghematan yang

didapat dari persamaan penyetaraan dibagi dengan hasil penyetaraan daya terpakai lama, hasil akhirnya dikalikan dengan 100% dan dikurangi 100% karena pengurangan dibutuhkan untuk mengkategorikan bahwa nilai terkecil adalah 0.

Sedangkan parameter *total improvement* dihitung berdasarkan Persamaan (3.3) dan hal-hal yang mempengaruhi data tersebut adalah dengan mencari hasil *improvement* dari parameter yakni total energi dalam ketinggian (meter), total durasi terbang, jarak yang dicapai, dan daya yang dikeluarkan. *Improvement* dicari berdasarkan hasil dari perbandingan data penerbangan normal (x) dengan penerbangan utama yang menggunakan metode soaring. Terdapat 3 parameter yang dijumlahkan dalam bentuk persentase yakni energi, waktu, dan jarak, lalu dibagi menjadi 3 untuk mengetahui nilai rata-ratanya kemudian dibagi dengan *value improvement* dari total daya yang digunakan, setelah itu dikalikan 100% untuk dijadikan dalam bentuk persentase dan dikurangi 100% untuk menjadikan angka 0 sebagai angka dasar atau untuk mengetahui ada atau tidak adanya *improvement*.

Ditemukan hal yang menarik pada Tabel 4.4, dan Tabel 4.6 penerbangan *log 2*, *log 3*, *log 5*, dan *log 6* digunakan metode *loiter radius* sesuai Persamaan (2.1) tetapi tidak diberikan multiplikasi sebanyak 3 karena menggunakan prinsip persamaan *soaring* secara *dynamic*, sedangkan pada *log 1*, *log 7*, dan *log 8* digunakan metode *loiter radius of soaring static* sesuai Persamaan (2.1). Hasilnya digunakannya metode *soaring* secara statis dibandingkan dengan dinamis atau *loiter radius* 60m dibandingkan dengan 30m, dihasilkan performa penghematan yang jauh lebih tinggi dalam hal efisiensi bahan bakar secara signifikan.

Terkait dengan perubahan *flight log detail* dapat dilihat pada Lampiran C Tabel C.16, hal ini menunjukkan bahwa persamaan yang digunakan sebagai *soaring* secara *static* sudahlah akurat dengan menunjukkan hasil performa yang mengalami peningkatan efisiensi, tetapi *value* multiplikasi tersebut belumlah pasti karena *value* 3 tersebut digunakan hanya berdasarkan persepsi keadaan *glider* yang didasari kecepatan *glide* yang harus menempuh hembusan angin berlawanan arah. Semakin kecil *loiter radius* yang diberikan pada *glider* ketika melakukan *soaring*, maka ketika mendapatkan hembusan angin berlawanan yang besar seiring dengan bertambahnya ketinggian penerbangan dapat semakin melambat karena *glider* tidak mendapatkan waktu yang cukup untuk dihasilkan penambahan kecepatan ketika

glider berjalan selaras dengan arah hembusan angin demi tercapainya *trajectory loiter radius* sesuai dengan kunci navigasi. Sebagai bukti pada penelitian ini telah menunjukkan bahwa metode penerbangan *soaring* secara *static* dapat mempengaruhi penghematan konsumsi baterai glider dapat dilihat pada Tabel 4.7.

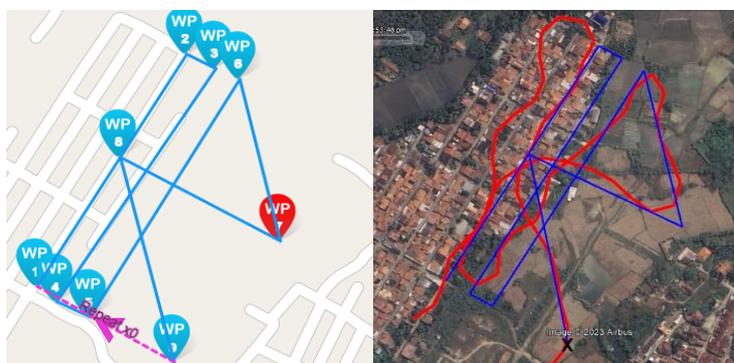
Tabel 4.7 Perbandingan Konsumsi Baterai

Penerbangan Waypoint	V	A	mAh WP1	mAh WP9	mAh Used	Wh	Meter Distance	Efficiency %
Normal	10,6	6,7	569	791	222	2,66	1.826	0
Soaring	10,7	0,7	2003	2036	33	0,39	1.815	85,135

Pada Tabel 4.7 menunjukkan bahwa jika dibandingkan dengan penerbangan normal untuk mengikuti *waypoint* yang telah diberikan, maka pada hasil penerbangan dengan metode *soaring* secara *static/gliding* menghasilkan penghematan sebesar 85,135% dari total energi baterai yang dipakai pada penerbangan normal. Sebagai data detail dapat dilihat pada Lampiran B Gambar B.39 s.d. Gambar B.40.

4.4. Hasil Performa Waypoint

Bagian ini merupakan hasil analisis keakuratan sistem navigasi pada mode penerbangan *waypoint* yang dipakai dan telah dieksekusi pada uji coba lapangan penelitian *autonomous soaring UAV surveillance*. Hasil dalam bentuk gambar serta titik lokasi *waypoint* yang digunakan dalam penelitian ini dapat dilihat pada Gambar 4.11.



Gambar 4.11 Waypoint dan Hasil *Tracking* pada *Mission Mode*

Pada Gambar 4.11 digunakan 9 titik koordinat sebagai masing-masing *waypoint* yang dituju selama penerbangan dengan mode *waypoint* dilakukan. Setelah dilakukan pengujian penerbangan dengan metode tersebut, dihasilkanlah

sesuai dengan jejak penerbangan *tracking* pada Gambar 4.11, pada gambar tersebut memiliki hasil *tracking* dengan tingkat akurasi yang berbeda-beda, dan jika diperhatikan pada hasil *tracking* tersebut pesawat cenderung bergerak, dan tidak memiliki integritas yang baik untuk mempertahankan posisi *heading* atau arah yang dituju dan menghasilkan jejak penerbangan yang tidak sempurna.

Dikarenakan pada metode penerbangan dengan mode *waypoint* pada penelitian ini, tidak digunakan daya pendorong untuk melakukan *mission waypoint*, melainkan hanya mengandalkan gaya *glide* yang bekerja pada pesawat serta ketidakpastian hembusan angin yang mengakibatkan perubahan dari pergerakan *glider*, hal ini lah yang menyebabkan jejak penerbangan atau *heading* dari *glider* menjadi tidak konsisten. Jika pada mode penerbangan ini diberikan daya pendorong atau mode *motor* dalam kondisi aktif yang memberikan *thrust* untuk mempertahankan kecepatan laju pesawat, maka *glider* dapat memiliki *heading* yang baik dan jejak penerbangan yang konsisten. Hasil pengukuran persentase *error* yang dialami pada metode penerbangan *waypoint* ini dapat dilihat pada Tabel 4.8.

Tabel 4.8 Tingkat *Error* pada *Tracking* Navigasi GPS UAV

No	Waypoint		Tracked		Error % (Dalam Skala 100m)	
	Latitude	Longitude	Latitude	Longitude	Latitude (m)	Longitude (m)
1	42269	70426	43440	69950	2,770	0,675
2	16557	85876	16390	85620	1,008	0,298
3	18157	88880	14100	81330	22,34	8,494
4	43976	72464	42020	71830	4,447	0,874
5	45683	75898	43970	73690	3,749	2,909
6	19331	91347	19860	91760	2,736	0,452
7	37255	95532	34860	94030	6,428	1,572
8	27972	79009	30910	77670	10,50	1,694
9	50697	84588	50750	82550	0,104	2,409
\bar{x}					6,009	2,153

Pada Tabel 4.8 merupakan data yang berisikan *value* dalam bentuk *latitude* dan *longitude* *waypoint* yang telah diberikan pada *configurator* serta data *latitude* dan *longitude* pada *glider* setelah dilakukannya penerbangan dengan metode *waypoint*

mission. Hasil ini dilakukan dengan memperhitungkan tingkat *error* sistem navigasi GPS *glider* dengan konsentrasi skala 100m. Dikarenakan ruang lingkup yang digunakan sebagai uji coba *mission waypoint* hanya dalam ruang lingkup 100m maka dari itu nilai yang diperhitungkan persentase *error* hanya digunakan konsentrasi skala 100m pada koordinat navigasi.

Pada hasil Tabel 4.8 tersebut rata-rata persentase *error* yang didapat pada penerbangan *glider* dalam penelitian ini dimiliki 6,009% *latitude*, dan 2,153% *longitude*, tetapi persentase *error* tersebut menjadi besar karena pada penerbangan mode *waypoint* pada titik tertuju 3 memiliki kesalahan perputaran arah yang seharusnya memutar kearah kanan dan pada kasus ini memutar kearah kiri, hal ini disebabkan karena pada *setting* yang diberikan pada metode penerbangan *soaring* diprioritaskan untuk memutar kearah kiri. Hasil tersebut jika dikonversikan ke dalam bentuk *metric* maka rata-rata persentase *error* yang dimiliki sebesar 6,009m *latitude* dan 2,153m *longitude*.

4.5. Hasil Performa Video Link

Bagian ini merupakan hasil performa dari sistem *First Person View* (FPV) dari penelitian ini. Hasilnya terdapat performa dari *antenna* yang telah dibuat secara khusus untuk sistem *long range* dan gambar tertangkap terdapat pada bagian berikut:

1. Performa *trans-receiver video antenna*

Bagian ini merupakan hasil dari analisis performa *trans-receiver antenna* pada frekuensi 5,8GHz yang telah dirancang dan dibangun pada bagian sebelumnya. Pengujian 3 tahap tersebut dibutuhkan untuk mengetahui kualitas performa terbaik dari sebuah *antenna* transmisi, karena pada penelitian ini *glider* diterapkan dengan jangkauan jarak jauh, maka dari itu hanya *directional antenna* saja yang perlu untuk diujikan.

Parameter yang digunakan untuk mengetahui seberapa baik kualitas dari sinyal hasil transmisi tersebut digunakan dalam bentuk dBi, karena pada *hardware* yang digunakan semakin kecil dBi yang diterima maka dapat semakin baik kualitas sinyal *video* yang ditransmisikan. Hasilnya performa pengujian tahap akhir dengan daya transmisi 1000mW, dan dengan jarak 15m yang dibatasi oleh 3 tembok beton, menghasilkan performa akhir terbaik dari *double biquad sector antenna* yakni

terdapat pada *band A*, *channel 5* dengan spesifikasi frekuensi 5785MHz. Detail data pengujian dapat dilihat pada Lampiran C Tabel C.19 s.d. C.21.

2. Hasil gambar *surveillance*

Bagian ini merupakan hasil gambar yang ditangkap pada saat *glider* mengudara dan sedang dilakukan mode penerbangan *waypoint* setelah mencapai ketinggian *minimum* 400m dari hasil performa *soaring* atau *thermallling*. Sebagai hasil gambar tersebut dapat dilihat pada Gambar 4.12.



Gambar 4.12 Hasil Gambar pada *Surveillance Video* Terekam

Pada Gambar 4.12 merupakan hasil *surveillance* utama dari sistem rancang bangun *autonomous soaring UAV surveillance*. Hasil *surveillance* dalam penelitian ini berbentuk sebuah *video* yang direkam ke dalam DVR dan hasil *surveillance* secara langsung dapat dilihat melalui perangkat GCS pada bagian *first person view*. Pada Gambar 4.12 bagian kiri merupakan hasil *surveillance* dengan tambahan parameter yang terdapat pada OSD, sedangkan bagian kanan gambar merupakan hasil *surveillance* tanpa imbuhan parameter *on screen display*, hal ini sangatlah penting untuk memberikan hasil tangkapan *surveillance* yang jauh lebih *original*.

BAB V

PENUTUP

5.1. Kesimpulan

Berdasarkan hasil eksperimen yang telah dibahas sebelumnya, kesimpulan dapat dihasilkan sebagai berikut:

1. Sebuah *surveillance* UAV yang memiliki fitur penghematan energi terbarukan dapat dibangun dengan memanfaatkan *design SB-XC glider*, dengan *firmware* INAV pada FC, dan *long range monitoring* dihasilkan *autonomous flight* dan fitur *soaring* yang untuk mendapatkan *thermal*.
2. Pembacaan kondisi data parameter yang dialami oleh pesawat pada saat terbang dapat digunakan sebuah alat yakni GCS dan GMS, sedangkan untuk membaca data parameter yang dialami setelah terbang dapat digunakan *blackbox* dan data diproyeksikan ke dalam *google earth* untuk mendapatkan hasil *trajectory*.
3. Sistem *long range* UAV dapat diperoleh menggunakan 915MHz *telemetry* sebagai pengendali dan FPV 5,8GHz dengan 3 s.d. 4 *clover leaf* RHCP dan *double biquad sector antenna* sebagai sistem pemantauan optimal.
4. Berdasarkan hasil perhitungan, performa *soaring glider* sebagai penghematan terbukti sukses dengan dihasilkan minimal *improvement* 40,23% (*loiter radius* 30m), dan *minimal improvement* 105,57% (*loiter radius* 60m), jika dibandingkan penerbangan normal dengan rute *waypoint* yang sama mengalami penghematan energi sebesar 85,135%.
5. Berdasarkan hasil perhitungan, performa navigasi mendapatkan rata-rata *error* sebesar 6,009% *latitude*, dan 2,153% *longitude* dalam skala 100m.

5.2. Saran

Saran yang dapat diberikan dari hasil eksperimen yang telah dilakukan antara lain sebagai berikut:

1. Dapat digunakannya metode *loiter* jenis lain seperti *attitude hold* atau mengganti INAV dengan *Mission Planner (Ardupilot)* supaya *glider* dapat melakukan *soaring* secara *dynamic*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Malik, A. *Rancang Bangun Pesawat Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*. EPrints Tugas Akhir Teknik Mesin, Universitas Sultan Ageng Tirtayasa. 2017. No. 022.
- [2] Sulo, A.F.B., R.O. Bura, S. Aritonang. *Pemanfaatan UAV untuk Mendukung Pertahanan Udara IKN Nusantara Sebagai Centre of Gravity*. Journal Education and Development, Institut Pendidikan Tapanuli Selatan. 2022. Vol. 10, No. 3, pp 1-5.
- [3] Glade, D. *Unmanned Aerial Vehicles: Implications for Military Operations*. Occasional Paper, Maxwell Air University Press. 2000. No. 16.
- [4] Barnhart, R.K., S.B. Hottman, D.M. Marshall, E. Shapee, *Introduction to Unmanned Aircraft Systems*. 2012, New York, United States of America: CRC Press Taylor and Francis Group.
- [5] Pham, K.L., J. Leuchter, R. Bystricky, M. Andrie, N.N. Pham, V.T. Pham. *The Study of Electrical Energy Power Supply System for UAVs Based on the Energy Storage Technology*. Aerospace Journal, Multidisciplinary Digital Publishing Institute. 2022. Vol. 9, No. 500.
- [6] Meyer, J., F.D. Plessis, W. Clarke. *Design Considerations for Long Endurance Unmanned Aerial Vehicles*. Aerial Vehicles Journal, Intech Journal. 2009. No. 22, pp 443-496.
- [7] Allen, M.J. *Guidance and Control of an Autonomous Soaring UAV*. NASA Dryden Flight Research Center, Edwards, California. 2007. No. 214611.
- [8] Bencatel, R., J.B.D. Sousa, A.N. Girard. *Atmospheric Flow Field Models Applicable for Aircraft Endurance Extension*. Progress in Aerospace Science Journal, Science Direct. 2013. Vol. 61, pp 1-25.
- [9] Jong, C.P.L.D., B.D.W. Remes, S. Hwang, C.D. Wagter. *Never Landing Drone: Autonomous Soaring of a Unmanned Aerial Vehicle in Front of a Moving Obstacle*. International Journal of Micro Air Vehicles, SAGE Journals. 2021. Vol. 13, pp. 1-12.

- [10] Depenbusch, N.T., J.J. Bird, J.W. Langelaan. *The AutoSOAR Autonomous Soaring Aircraft Part 1: Autonomy Algorithms*. Journal of Field Robotics, Wiley Online Library. 2018. Vol. 35, Issue 4.
- [11] Schermann, E., H. Omran, S. Durand, R. Kiefer. *Stochastic Trajectory Optimization for Autonomous Soaring of UAV*. International Federation of Automatic Control Papers Online, Science Direct. 2019. Vol. 52, Issue 16, pp 562-567.
- [12] Lienkov, S., A. Myasishev, O. Banzak, L. Komarova, N. Lytvynenko, O. Miroshnichenko. *Construction of an Aircraft-Type UAV for Flight Along a Given Trajectory in the Automatic Mode*. International Journal of Emerging Trends in Engineering Research, World Academy of Research in Science and Engineering. 2020. Vol. 8, No. 9.
- [13] Marc. *How to Easily Show INAV Flight Paths in Google Earth*. 2022. Tersedia dari: https://www.youtube.com/watch?v=3uhJy9_XnKg. [URL dikunjungi pada 08 April 2023]
- [14] Andersson, K., I. Kammer, K.D. Jones. *Autonomous Soaring: Flight Test Results of a Thermal Centering Controller*. American Institute of Aeronautics and Astronautics Guidance, Research Gate. 2010.
- [15] Allen, M.J., V. Lin. *Guidance and Control of an Autonomous Soaring Vehicle with Flight Test Results*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Aerospace Research Central. 2007.
- [16] Ekka, P. *A Review Paper on Unmanned Aerial Vehicle (U.A.V.)*. Innovation in Micro-Electronics Signal Processing and Communication Technologies, International Journal of Engineering Research and Technology. 2017. Vol. 5, Issue 23.
- [17] FAA, *Glider Flying Handbook: Chapter 3 Aerodynamics of Flight*. 2022, United States Department of Transportation: Federal Aviation Administration.
- [18] FAA, *Glider Flying Handbook: Chapter 10 Soaring Techniques*. 2022, United States Department of Transportation: Federal Aviation Administration.

- [19] Saroinsong, H.S., V.C. Poekoel, P.D.K. Manembu. *Rancang Bangun Wahana Pesawat Tanpa Awak (Fixed Wing) Berbasis Ardupilot*. Jurnal Teknik Elektro dan Komputer, Universitas Sam Ratulangi Manado. 2018. Vol. 7, No. 1.
- [20] Benson, T. *Wing Geometry Definitions*. 2023. Tersedia dari: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/geom.html>. [URL dikunjungi pada 05 April 2023]
- [21] STEM. *STEM on Site Summer Program: Glider Design Challenge*. University of Milwaukee School of Engineering. 2012. Pp 1-5.
- [22] Spsychalski, P. *INAV*. 2022. Tersedia dari: <https://github.com/iNavFlight/inav/wiki/>. [URL dikunjungi pada 06 April 2023]
- [23] Sigalos, A., M. Papoutsidakis, A. Chatzopoulos, D. Piromalis. *Design of a Flight Controller and Peripherals for a Quadcopter*. International Journal of Engineering Applied Sciences and Technology, Research Gate. 2019. Vol. 4, Issue 5, pp 463-470.
- [24] MATEKSYS. *Flight Controller F405-STD*. 2023. Tersedia dari: <http://www.mateksys.com/?portfolio=f405-std>. [URL dikunjungi pada 06 April 2023]
- [25] Iskandar, H.R., S. Basuki, M.R. Hidayat, A.D. Setiawan, D. Rukanda, S.U. Prini. *Wireless Telemetry for Real-time Monitoring of Photovoltaic Application System using Monopole Antenna 3DRobotics Radio 915 MHz*. International Conference on Telecommunication Systems, Services, and Applications, Reseach Gate. 2019. Vol, 70.
- [26] Motion RC. *Understanding Brushless RC Motor Specifications*. 2016. Tersedia dari: <https://www.motionrc.com/blogs/motion-rc-blog/understanding-brushless-rc-motor-specifications>. [URL dikunjungi pada 06 April 2023]
- [27] Memoriano, E. *Augmented Reality and Global Positioning System (GPS) for Indoor and Outdoor Navigation using Features from Accelerated Segment Test (FAST) Corner Detection Algorithm and A-Star Algorithm*.

- Journal of Advances in Information Systems and Technology, Universitas Negeri Semarang. 2020. Vol. 2, No. 2, pp 31.
- [28] Team Black Sheep. *TBS M8.2 GPS GLONASS*. 2023. Tersedia dari: https://www.team-blacksheep.com/products/prod:tbs_m82_gps. [URL dikunjungi pada 06 April 2023]
- [29] TEConnectivity. *MS4525DO*. 2019. Tersedia dari: <https://www.jakelectronics.com/pdf/datasheets/teconnectivitymeasurement-specialties-4525dods5ai001dp-datasheets-2141?product=teconnectivitymeasurementspecialties-4525dods5ai001dp-4688294>. [URL dikunjungi pada 07 April 2023]
- [30] Flora. *FPV Guide: What is FPV Systems?*. 2013. Tersedia dari: <https://www.gensace.de/news/what-is-fpv-systems/>. [URL dikunjungi pada 07 April 2023]
- [31] Hudson, J. *Tools for Working with Blackbox Flight Logs*. 2021. Tersedia dari: <https://github.com/iNavFlight/blackbox-tools>. [URL dikunjungi pada 07 April 2023]
- [32] Hudson, J. *KML Generator for Inav Blackbox, OpenTX, BulletGCSS logs*. 2023. Tersedia dari: <https://github.com/stronnag/bbl2kml>. [URL dikunjungi pada 07 April 2023]
- [33] Liu, T. *Evolutionary understanding of airfoil lift*. Advances in Aerodynamics Journal, Springer Journal. 2021. Vol. 3, Issue 37, pp. 1 – 24.
- [34] Zhao, J., J. Li, L. Zheng. *Energy-Harvesting Strategy Investigation for Glider Autonomous Soaring Using Reinforcement Learning*. Aerospace Journal, Multidisciplinary Digital Publishing Institute. 2023. Vol. 10, Issue 895.
- [35] Ellias, J. *Performance Testing of RNR's SBXC Using GPS*. 2023. Tersedia dari: <http://www.xcsoaring.com/techPicts/%20Ellias%20performance%20test.pdf>. [URL dikunjungi pada 03 Juni 2023]
- [36] Airfoil Tools. *S2048 (s2048-il)*. 2023. Tersedia dari: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=s2048-il>. [URL dikunjungi pada 28 Juni 2023]

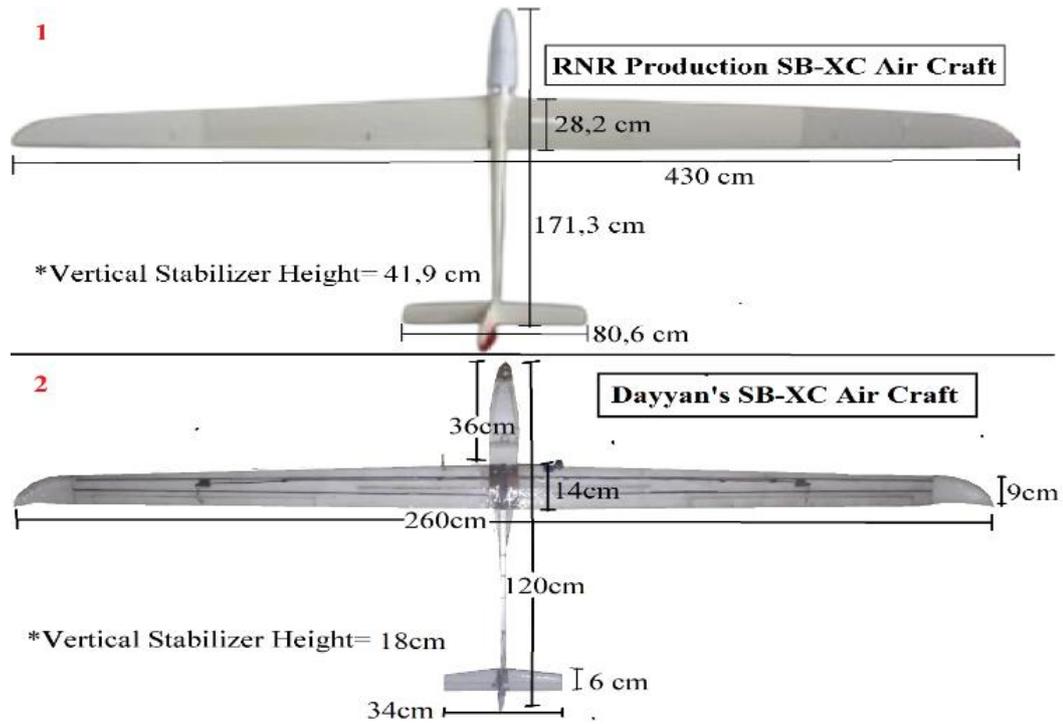
- [37] Graylogix. *BLDC A2212/13T/1000 KV Brushless DC Motor*. 2023. Tersedia dari: <https://www.graylogix.in/product/bldc-a2212-13t-1000-kv-brushless-dc-motor>. [URL dikunjungi pada 15 September 2023]
- [38] Frasca, M. *Finding the Centre of Gravity*. 2009. Tersedia dari: <https://hemfc.org.au/documents.php>. [URL dikunjungi pada 2 November 2023]
- [39] Mayland, B. *ExpressLRS V3.3.0*. 2023. Tersedia dari: <https://github.com/ExpressLRS/ExpressLRS/releases>. [URL dikunjungi pada 07 November 2023]
- [40] Kustarev, V. *Cloverleaf Antenna Analysis and Online Calculator*. 2022. Tersedia dari: <https://3g-aerial.biz/en/cloverleaf-antenna>. [URL dikunjungi pada 10 November 2023]
- [41] Skaringa, M. *Double BiQuad Sector Antenna for 5-5.8 GHz / WiFi / WLAN*. 2014. Tersedia dari: <https://buildyourownantenna.blogspot.com/2014/07/double-biquad-sector-antenna-for-5-ghz-wifi.html>. [URL dikunjungi pada 10 November 2023]
- [42] Khalid, N., M.S. Shuvo, P. Mondol, N.H. Muntasir. Comparative Performance of Quadcopters and Fixed-wing Drones in Automation of Bangladesh Agriculture. *London Journal of Research in Science: Natural and Formal*, London Journal Press. 2022. Vol. 22, Issue 11, pp 1-8.

LAMPIRAN A *LISTING CODE COMMAND LINE INPUT (CLI)*

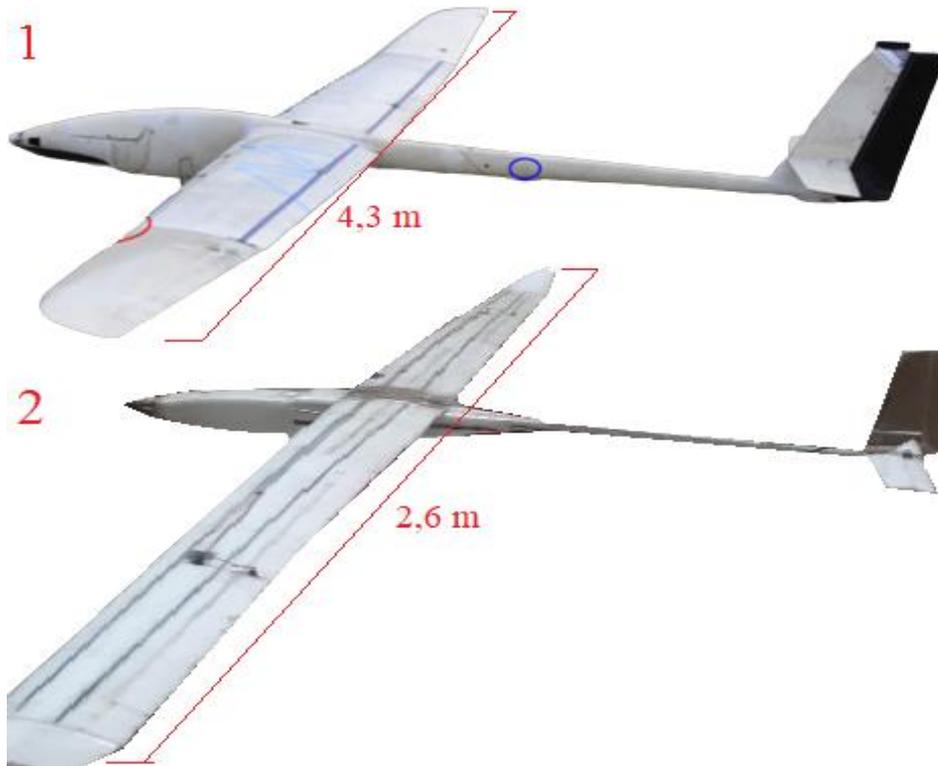
Tabel A.1 *Command Line Interface Used*

```
Set fw_turn_assist_pitch_gain = 0.4
Set fw_turn_assist_yaw_gain = 0.5
Set nav_fw_control_smoothness = 2
Set nav_fw_pos_z_p = 25
Set nav_fw_pos_z_d = 8
Set nav_fw_pos_z_i = 5
Set nav_fw_pitch2thr_smoothing = 0
Set fw_reference_airspeed = 300
Set max_angle_inclination_pit = 130
Set max_angle_inclination_rll = 300
Set align_board_pitch = -70
```

LAMPIRAN B GAMBAR



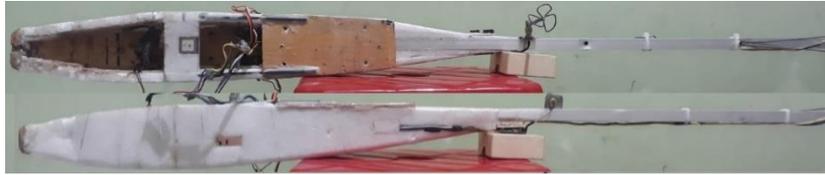
Gambar B.1 Spesifikasi Ukuran *Glider* Tampak Atas



Gambar B.2 Desain Bentuk Pesawat *Glider* yang Digunakan Tampak Samping,
(1) RNR Production SB-XC Glider [35], (2) Dayyan's SB-XC Glider



Gambar B.3 SD-2048 Airfoil [36]



Gambar B.4 Hasil *Fuselage*



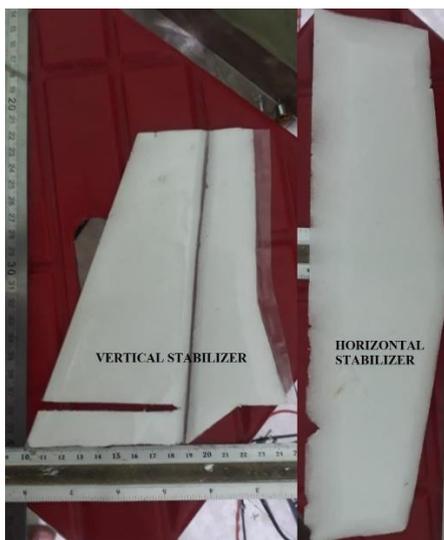
Gambar B.5 Hasil *Wing*



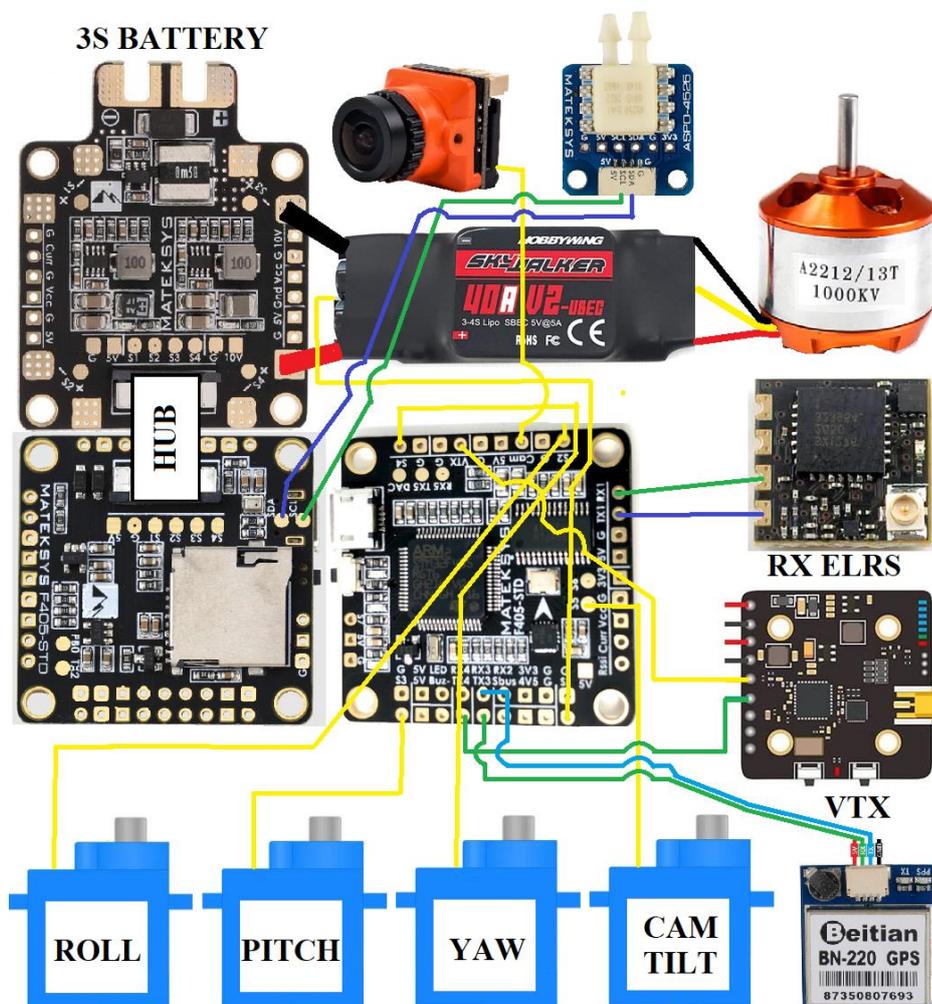
Gambar B.6 Hasil *Winglet*



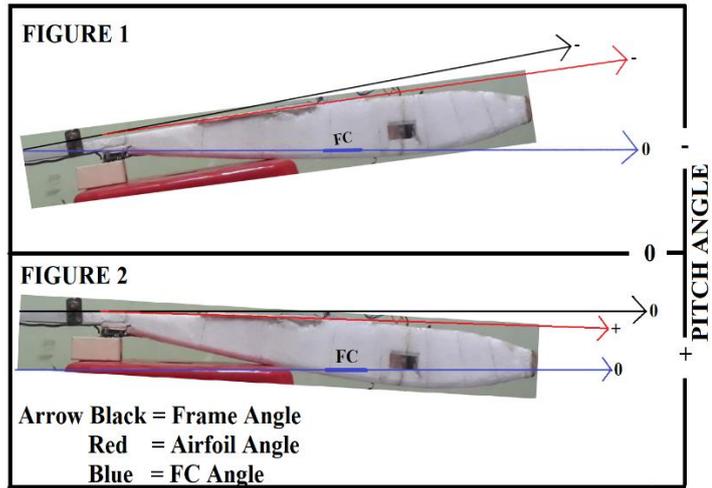
Gambar B.7 Hasil *Wing Joiner*



Gambar B.8 Hasil *Vertical* dan *Horizontal Stabilizer*



Gambar B.9 *Fixed Plane Wiring*



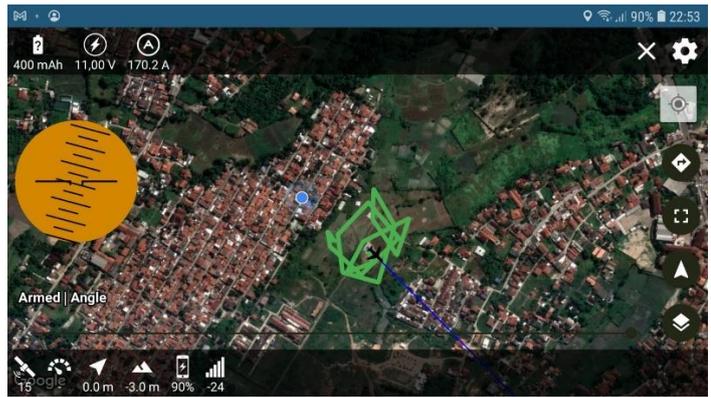
Gambar B.10 *Flight Controller Board Alignment*



Gambar B.11 *Component Placement*



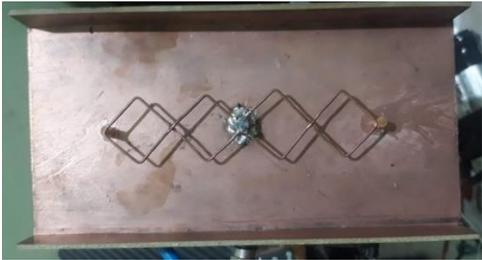
Gambar B.12 *Express Long Range System (ELRS) Radio Control (RC)*



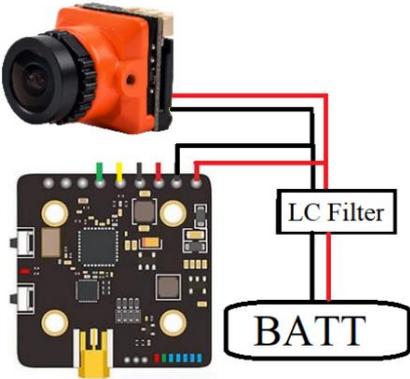
Gambar B.13 *Telemetry Mirror*



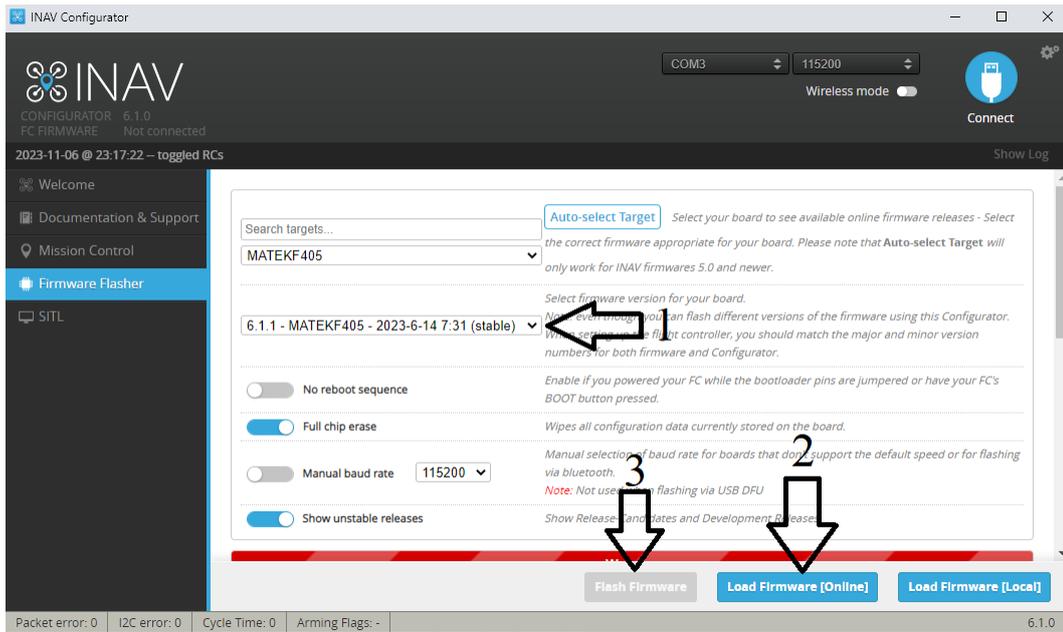
Gambar B.14 *Omnidirectional RHCP Clover Leaf Antenna*



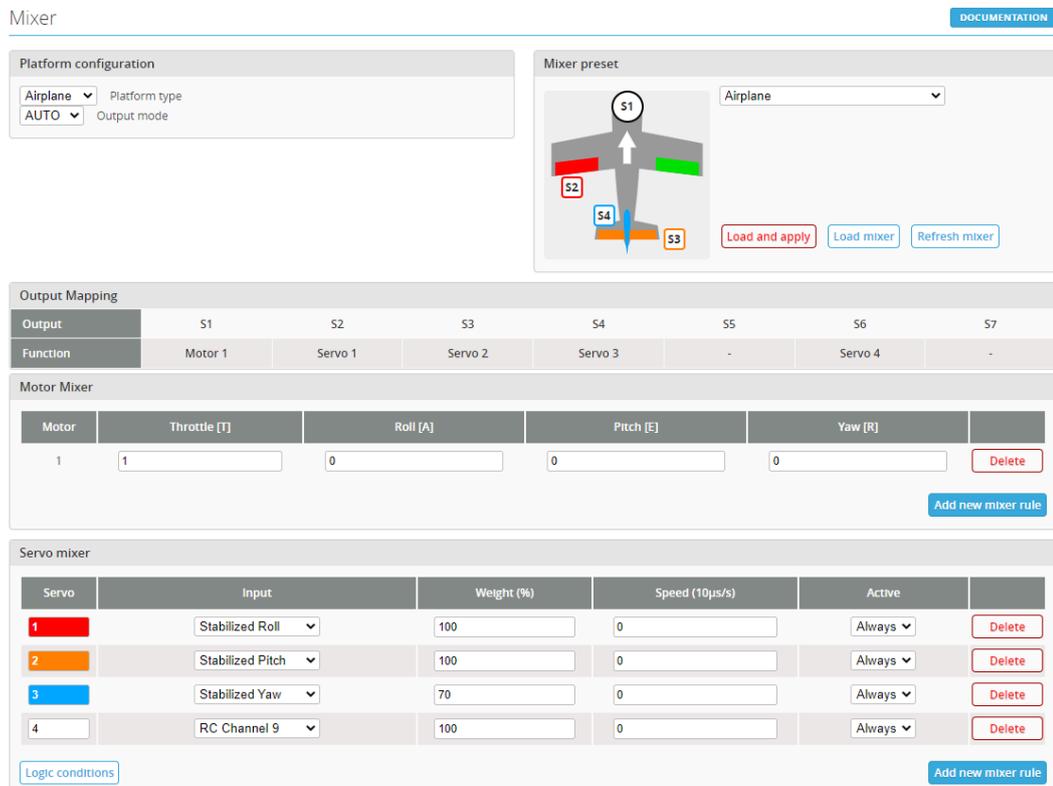
Gambar B.15 *Double BiQuad Sector Antenna*



Gambar B.16 *LC Filter Diagram*



Gambar B.17 Firmware Flasher



Gambar B.18 Mixer Tab

Sensors & buses

- Accelerometer
- Magnetometer
- Barometer
- Pitot tube
- Rangefinder
- Optical flow

Please switch to 800kHz if connected hardware allows for it

- I2C Speed

Other Features

- Enable CPU based serial ports
- GPS for navigation and telemetry
- Telemetry output
- Reversible motors mode (for use with reversible ESCs)
- Analog RSSI input
- Multi-color RGB LED strip support
- OLED Screen Display
- Blackbox flight data recorder
- Enable motor and servo output
- CPU based SPI
- OSD
- Permanently enable AIRMODE
- Permanently enable Launch Mode for Fixed Wing
- Profile selection with TX stick command
- Throttle voltage compensation
- Automatic battery profile selection
- Continuously trim servos on Fixed Wing

Voltage and Current Sensors

- Battery voltage monitoring
- Voltage Meter Type
- Voltage source to use for alarms and telemetry
- Voltage Scale
- Battery Voltage
- Battery current monitoring
- Current Meter Type
- Current Meter Scale
- Offset in millivolt steps
- Battery Current

Battery Settings

- Number of cells (0 = auto)
- Maximum cell voltage for cell count detection
- Minimum Cell Voltage
- Maximum Cell Voltage
- Warning Cell Voltage
- Battery Capacity Unit
- Capacity
- Warning Capacity (remaining %)
- Critical Capacity (remaining %)

VTX

Use only bands, channels and power levels that are legal in a place you fly! Always refer to VTX user manual and local regulations!

- Band
- Channel
- Power Level
- Use low power while the craft is disarmed

Gambar B.19 Configurators Tab

Fixed Wing Auto Launch Settings	
1000 uS	Idle Throttle
0 ms	Idle Throttle Delay
25 °	Max Throw Angle
100 ms	Motor Delay
0 ms	Minimum Launch Time
100 ms	Motor Spinup Time
2000 uS	Launch Throttle
13 °	Climb Angle
5000 ms	Launch Timeout
5000 cm	Maximum Altitude
3000 ms	End Transition Time

Battery Estimation Settings	
0 cW	Idle power
0 cW	Cruise power
0 cm/s	Cruise speed
5 %	RTH energy margin

Fixed Wing Navigation Settings	
1400 uS	Min. throttle
2000 uS	Max. throttle
1700 uS	Cruise throttle
<input checked="" type="checkbox"/>	Allow manual throttle increase
0 decl°	Min Throttle Down Pitch
10 uS	Pitch to throttle ratio
6	Throttle smoothing
50 decl°	Instantaneous throttle adjustment threshold
30 °	Max. navigation bank angle
13 °	Max. navigation climb angle
5 °	Max. navigation dive angle
2	Cruise Yaw Rate
6000 cm	Loiter radius
LEFT	Loiter direction
2	Control Smoothness
<input checked="" type="checkbox"/>	Soaring Mode Motor Stop
5 °	Soaring Mode Pitch Deadband

Generic settings

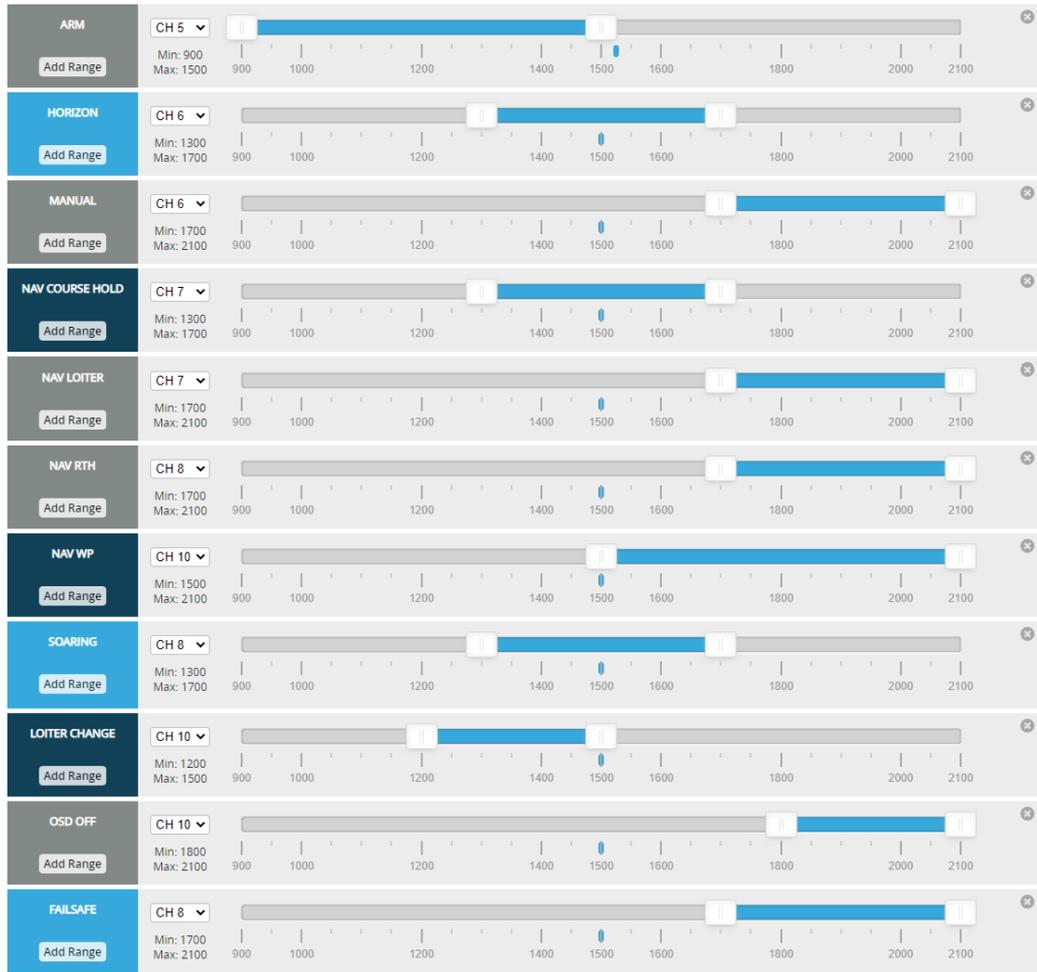
RTH settings	
AT_LEAST	RTH altitude mode
5000 cm	RTH altitude
0 cm	RTH Home altitude
ON	Climb before RTH
AT_LEAST	Climb First Stage Method
0 cm	Climb First Stage Altitude
<input type="checkbox"/>	Use Linear Descent
0 m	Linear Descent Start Distance
<input type="checkbox"/>	Climb regardless of position sensors health
<input type="checkbox"/>	Override RTH altitude and climb setting with roll/pitch stick
OFF	RTH Track Back Mode
500 m	RTH Track Back Distance
RTH	Safe Home Mode
20000 cm	Safe Home Max Distance
FS_ONLY	Land after RTH
500 cm	Min. RTH distance
50000 cm	RTH abort threshold
0 s	Fallsafe Mission Delay

General Navigation Settings	
200 cm/s	Max. Alt-hold climb rate
500 cm/s	Max. navigation climb rate
0 cm	Max Altitude for Navigation
OFF	Navigation Motor Stop Override

Waypoint Navigation Settings	
5000 cm	Waypoint radius
500 m	Waypoint safe distance
<input checked="" type="checkbox"/>	Load Waypoints on Boot
0 cm	Enforce Altitude at Waypoint
0	Waypoint Tracking Accuracy
60 °	Waypoint Tracking Angle
OFF	Waypoint Turn Smoothing
RESUME	Restart Waypoint Mission

Automatic landing settings	
200 cm/s	The craft will start to descend at this speed, once it reaches the Home location.
2000 cm	When the craft has descended to this altitude. It will begin to slow down for landing.
500 cm	When the craft has descended to this altitude, it will have slowed to the touch down speed.
50 cm/s	This is the touch down speed.
500 cm/s	Emergency landing speed

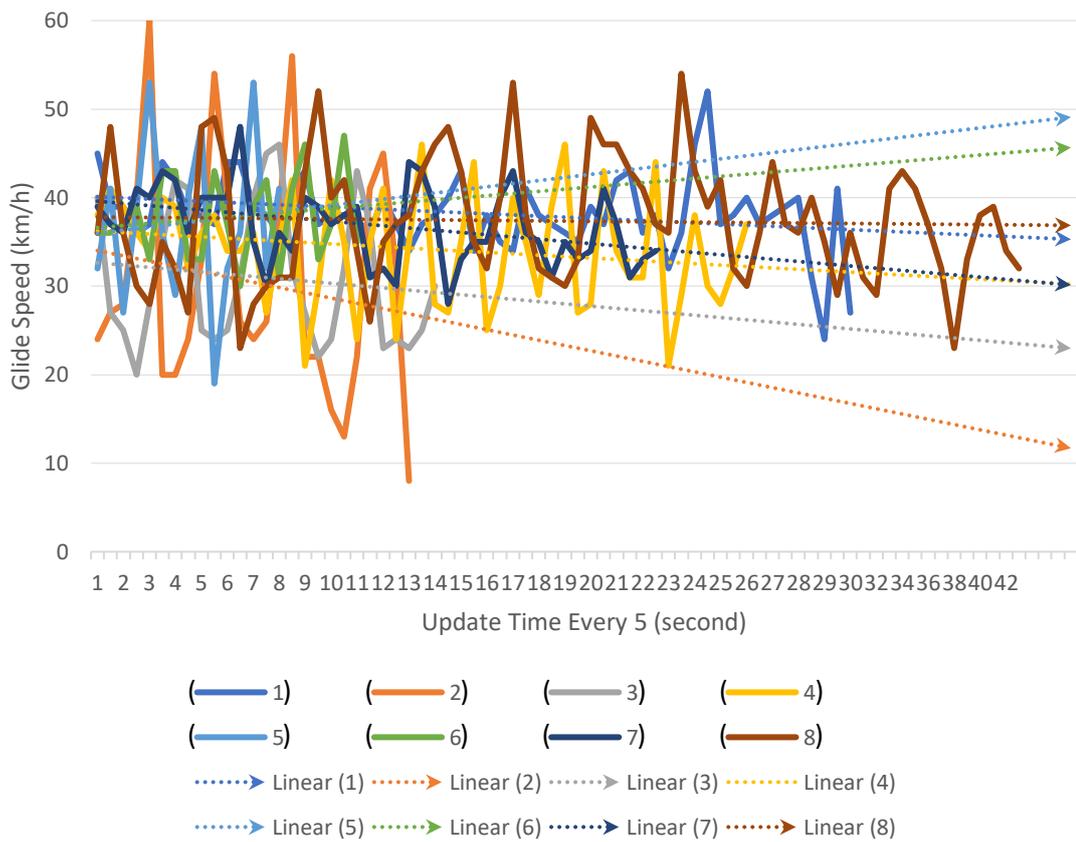
Gambar B.20 Advanced Tuning Tab



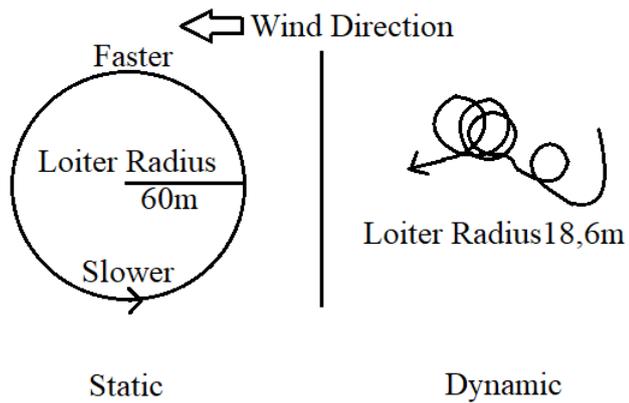
Gambar B.21 Modes Tab



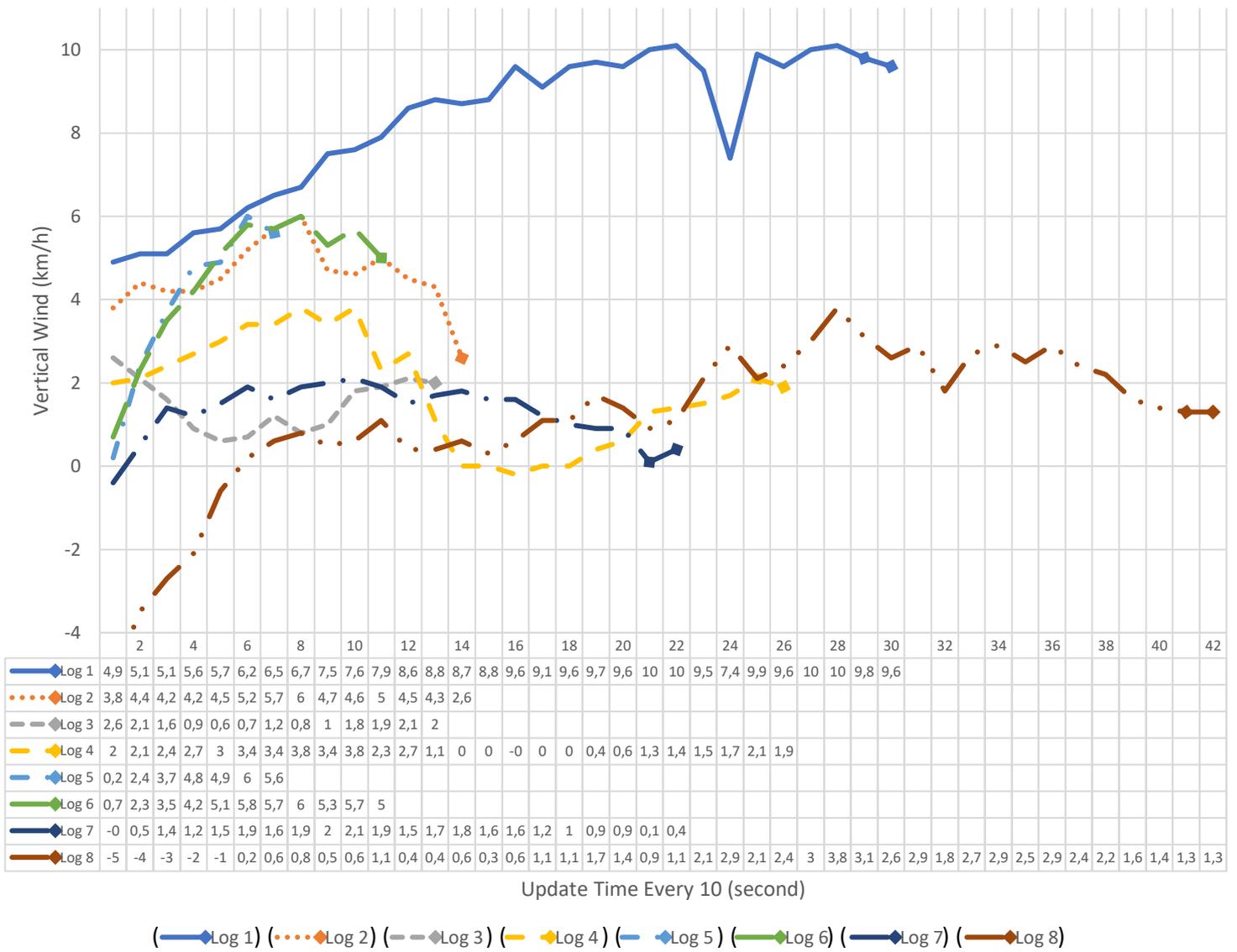
Gambar B.22 Lokasi Pengujian *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV)



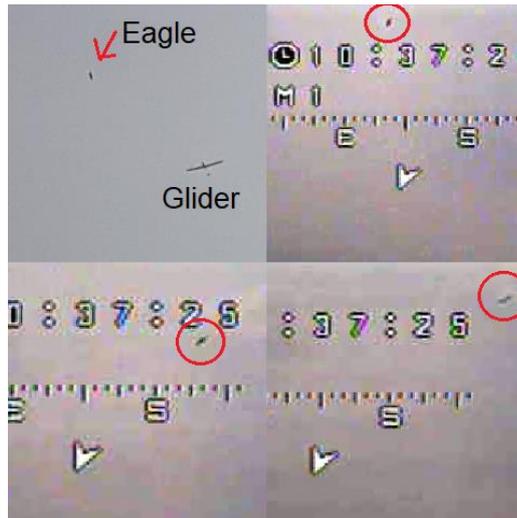
Gambar B.23 *Glide Speed*



Gambar B.24 Metode Penerbangan *Soaring* yang Digunakan



Gambar B.25 Kecepatan Angin Vertikal saat *Soaring*



Gambar B.28 Bukti Kehadiran Burung Elang yang Menandakan *Thermal*



Gambar B.29 OSD Ketika Tidak Ada *Thermal Uplift*



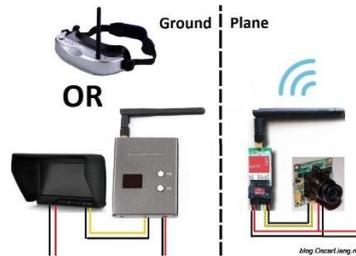
Gambar B.30 OSD Ketika Mengalami *Thermal Uplift*



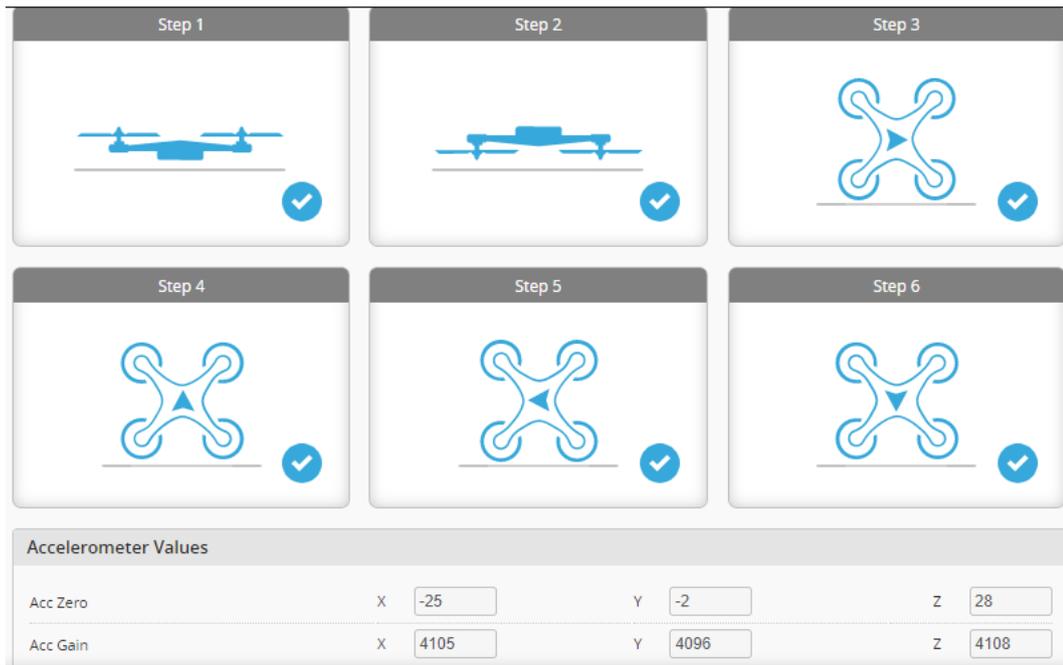
Gambar B.31 On Screen Display



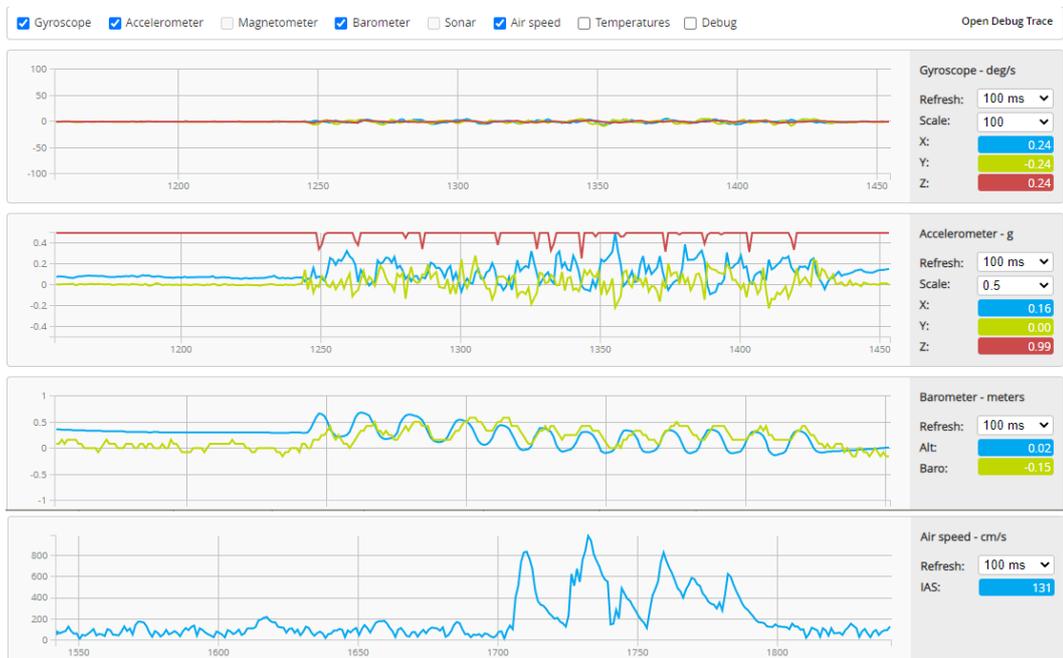
Gambar B.33 MATEKSYS Flight Controller F405-STD [24]



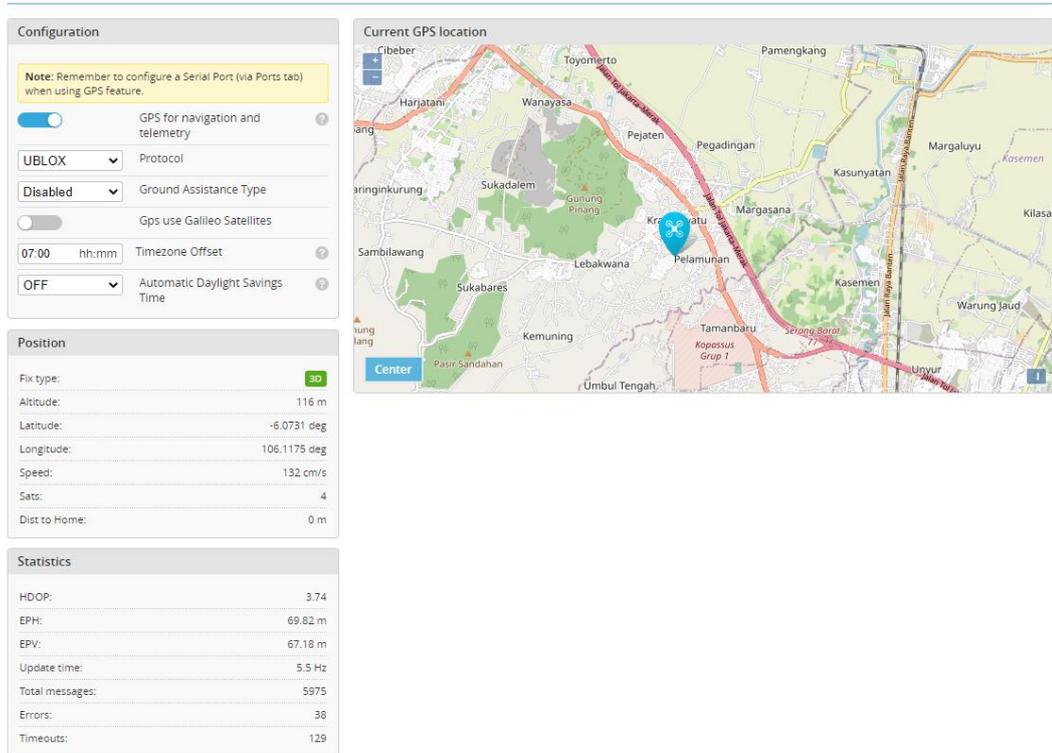
Gambar B.34 First Person View (FPV) System [30]



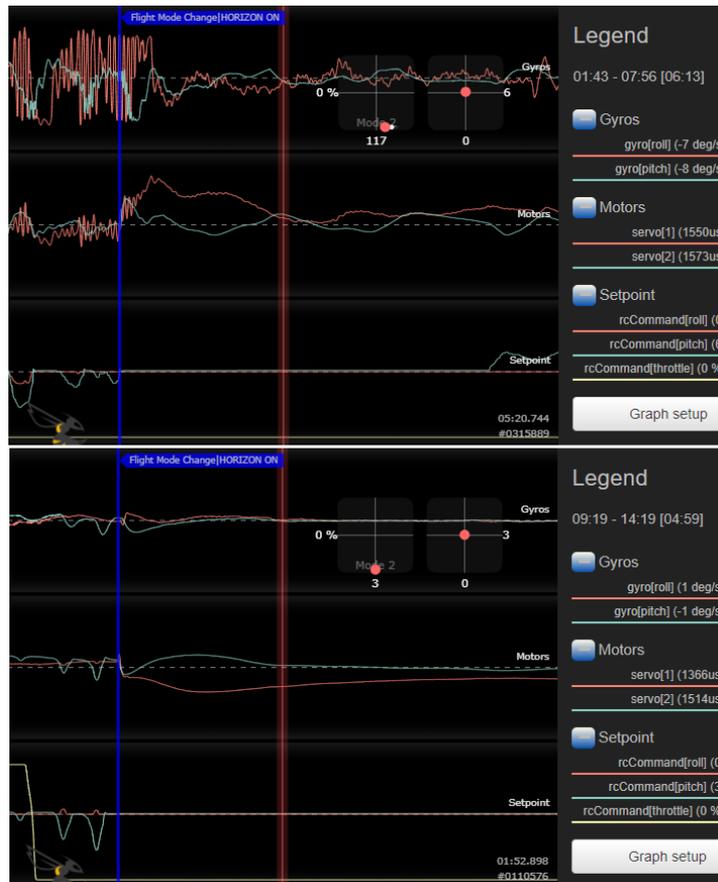
Gambar B.35 Kalibrasi Sensor Accelerometer



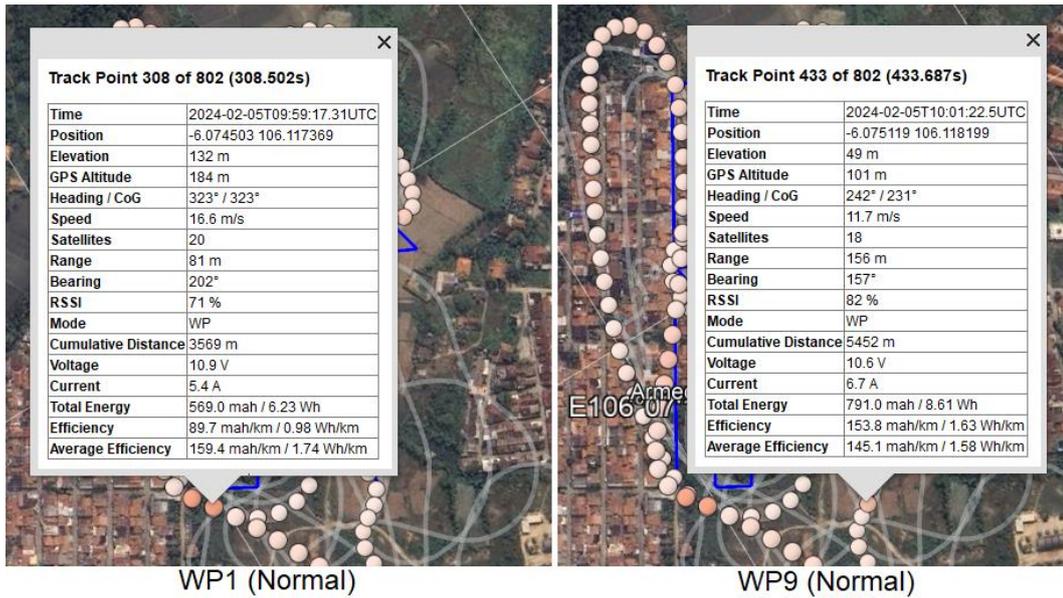
Gambar B.36 Pengujian Sensor Gyroscope, Accelerometer, Barometer, Air Speed



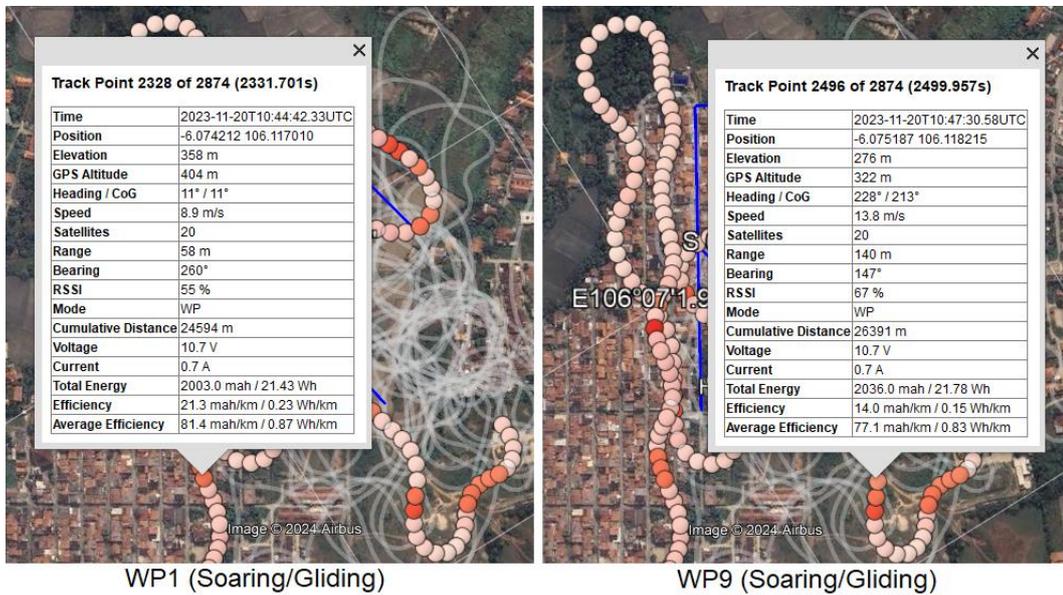
Gambar B.37 Pengujian Sensor GPS



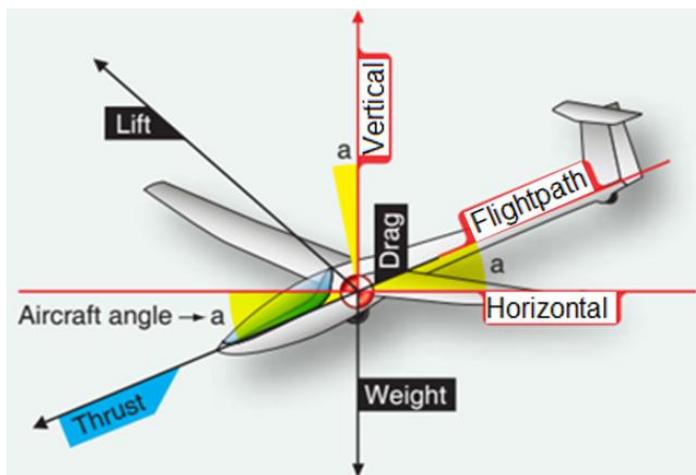
Gambar B.38 Gyrometer Condition Before vs After PID Tuning



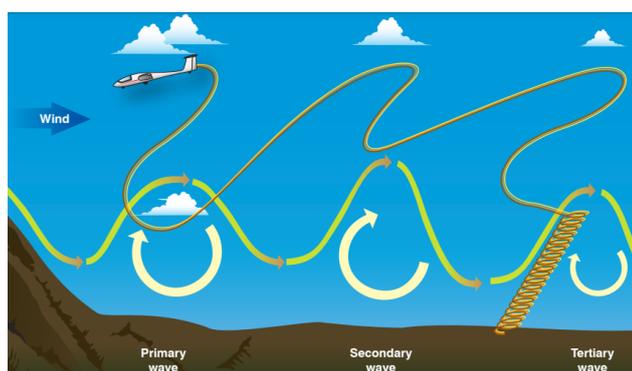
Gambar B.39 Penerbangan Normal



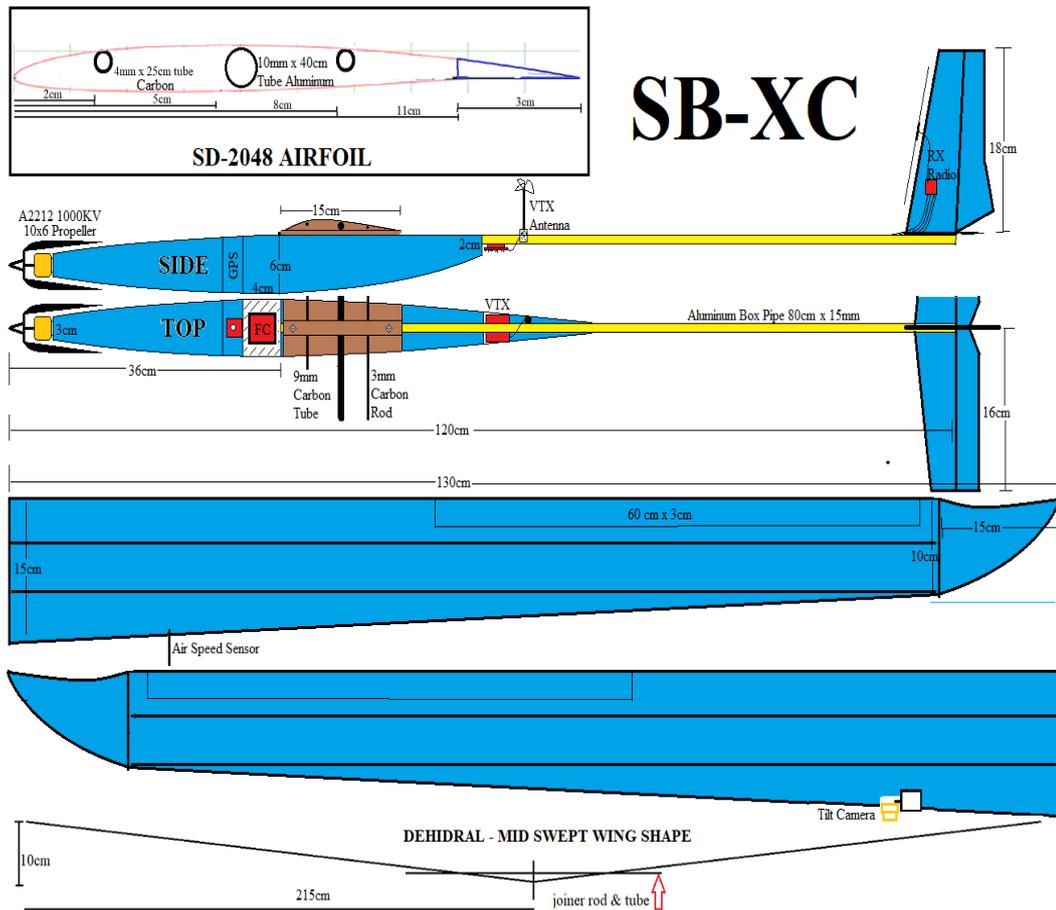
Gambar B.40 Penerbangan *Soaring/Gliding*



Gambar B.41 Komponen Vektor dari *Lift*, *Drag*, dan *Weight* (Gravitasi) [17]



Gambar B.42 Kemungkinan Jalur Penerbangan Transisi [18]



Gambar B.43 Hasil Perancangan Glider



Gambar B.44 Ground Control Station (GCS)



Gambar B.45 *Ground Monitoring Station (GMS)*

LAMPIRAN C TABEL

Tabel C.1 *SB-XC Wing Spesification*

Keterangan	Jumlah
<i>Airfoil</i>	SD-2048
<i>Span</i>	430 cm
<i>Wing Area</i>	10.683,85 cm ²
<i>Aspect Ratio</i>	19,8:1

Tabel C.2 Material Penyusun *Glider*

No	Nama Material	Ukuran	Jumlah
1	<i>Expanded Polypropylene Foam</i>	115cm x 58cm x 1cm	1
2	<i>Aluminum Tube Box</i>	80cm	1
3	<i>3mm Carbon Rod</i>	100cm	4
4	<i>3mm Carbon Rod</i>	20cm	2
5	<i>8mm Carbon Tube</i>	15cm	1
6	<i>Extruded Polystyrene (aileron)</i>	60cm x 4 cm	2
7	<i>Extruded Polystyrene (pitch, yaw)</i>	30cm x 50cm	1
8	<i>4mm Carbon Tube</i>	25cm	4
9	<i>3mm Plywood</i>	30cm x 30cm	1
10	<i>1mm Steel Rod</i>	200cm	1
11	<i>Hot Glue</i>	1mm	-
12	<i>Laminating Plastic</i>	A4 HVS	-
13	<i>Aluminum Plate</i>	10cm x 10cm	1
14	<i>Cyanoacrylate Adhesive</i>	HS-10	1
15	Baut	M3	6
16	Cakar Baut	M3	6
17	<i>Ring</i>	M3	10
18	Baut	M5	2
19	Cakar Baut	M5	2
20	<i>Ring</i>	M5	2

Tabel C.3 Massa Komponen Bagian-Bagian *Glider*

No.	Komponen/Bahan	Jumlah	Massa (g)	Massa Total (g)
1	<i>Fuselage</i>	1	344	344
2	<i>Wing Right</i>	1	165	165
3	<i>Wing Left</i>	1	168	168
4	<i>Battery</i>	1	164	164
5	<i>Servo</i>	5	9	45
6	ESC	1	36	36
7	<i>Flight Controller</i>	1	7	7
8	<i>Power Distribution Board</i>	1	6	6
9	GPS	1	5	5

10	<i>Motor + Propeller</i>	1	80	80
11	<i>Video Transmitter + ANT</i>	1	18	18
12	<i>RX Radio</i>	1	13	13
13	<i>Camera</i>	1	14	14
14	<i>Air Speed Sensor</i>	1	15	15
15	<i>Wing Joiner</i>	1	53	53
Total				1.133
A2212 1000KV dengan <i>propeller</i> 1047 <i>Total Thrust</i>				885
<i>Thrust to Weight Ratio</i>				0,78 TWR

Tabel C.4 *Main Wing Spesification*

Type	Wing	Winglet 1	Winglet 2	Total
<i>Root Chord</i>	15cm	10cm	8cm	
<i>Tip Chord</i>	10cm	8cm	1cm	
<i>Swept Back</i>	5cm	6cm	13cm	
<i>Panel Span</i>	115cm	8cm	7cm	130cm
<i>Wing Area</i>	2.875cm ²	144cm ²	63cm ²	3.082cm ²
<i>Aspect Ratio</i>	21,93:1			
<i>Mean Aerodynamic Chord (MAC)</i>	12,67cm			
	<i>Central Of Gravity</i>	<i>Root Chord to MAC</i>	<i>Aerodynamic Chord 25%</i>	<i>Neutral Point</i>
<i>Count from Leading Edge</i>	6,89cm	58,18cm	5,5cm	8,16cm

Tabel C.5 *Fuselage Material Used*

No.	Material	Ukuran (cm)	Jumlah
1	<i>Expanded Polypropylene Foam</i>	55 x 8 x 1	4
2	<i>Aluminum Box Tube</i>	1.5 x 80	1
3	<i>3mm Plywood</i>	16 x 8	1
4	<i>3mm Plywood</i>	42 x 4	3
5	<i>3mm Plywood</i>	3 x 3	2
6	<i>Hot Laminating Film</i>	55 x 8 x 1	4
7	<i>Carbon Rod 3mm</i>	15	2
8	<i>Hot Glue Gun</i>	-	-

Tabel C.6 *Wing Material Used*

No.	Material	Ukuran (cm)	Jumlah
1	<i>Expanded Polypropylene Foam</i>	115 x 15 x 1	2
2	<i>Extruded Polystyrene Foam</i>	60 x 4	2
3	<i>3mm Carbon Rod</i>	200	4
4	<i>4mm Carbon Tube</i>	25	4
5	<i>Benang Kasur</i>	200	1

6	<i>Cyanoacrylate Adhesive</i>	-	1
7	<i>3mm Plywood</i>	15 x 3	2
8	<i>Hot laminating Film</i>	116 x 16	4
9	<i>Hot Glue Gun</i>	-	-

Tabel C.7 Winglet Material Used

No.	Material	Ukuran (cm)	jumlah
1	<i>Expanded Polypropylene Foam</i>	15 x 10	2
2	<i>Hot Laminating Film</i>	16 x 11	4

Tabel C.8 Wing Joiner Material Used

No.	Material	Ukuran (cm)	Jumlah
1	<i>3mm Plywood</i>	15 x 8	1
2	<i>3mm Plywood SD-2048</i>	1 x 15	4
3	<i>8mm 3K Carbon Tube</i>	10	1
4	<i>3mm Carbon Rod</i>	15	2
5	<i>Cakar Baut M3</i>	-	4
6	<i>Ring M3</i>	-	4
7	<i>Cyanoacrylate Adhesive</i>	-	1

Tabel C.9 Vertical and Horizontal Stabilizer Material Used

No.	Material	Ukuran (cm)	Jumlah
1	<i>Extruded Polystyrene Foam</i>	32 x 8	1
2	<i>Extruded Polystyrene Foam</i>	15 x 18	1
3	<i>Hot Laminating Film</i>	33 x 9	2
4	<i>Hot Laminating Film</i>	16 x 19	2

Tabel C.10 Plane Part Spesification

<i>Hardware</i>	<i>Merek dan Spesifikasi</i>
<i>Flight Controller</i>	<i>Matek Sys F405-STD</i>
<i>Power Distribution Board</i>	<i>Matek Sys FCHUB-6S</i>
<i>Camera</i>	<i>1200 TVL Mini Camera</i>
<i>Video Transmitter</i>	<i>AKK FX3-Ultimate-DVR</i>
<i>Battery</i>	<i>EVE INR 18650 35V (3S)</i>
<i>Servo</i>	<i>Tower Pro MG90S</i>
<i>Electronic Speed Controller</i>	<i>Hobbywing Skywalker 40 A</i>
<i>915MHz Radio Telemetry Receiver</i>	<i>Happymodel ELRS ES900 RX</i>
<i>Motor</i>	<i>2122 1000KV</i>
<i>Global Positioning System</i>	<i>Beitian BN-220</i>
<i>Air Speed Sensor</i>	<i>Pixhawk Differential Pitot Tube</i>
<i>Video Transmitter Antenna</i>	<i>4 Clover Omni Directional</i>
<i>Telemetry RX Antenna</i>	<i>915MHz Dipole T</i>

Tabel C.11 ELRS Radio Setting [39]

<i>Hardware</i>	<i>Parameter</i>	<i>Setting</i>
TX	<i>Packet Rate</i>	D50 Hz (112 dB)
	<i>Telemetry Ratio</i>	1:64
	<i>Power</i>	50mW
RX	<i>Packet Rate</i>	D50 Hz (112 dB)
	<i>Telemetry Ratio</i>	1:64
	<i>Power</i>	50mW

Tabel C.12 3 VS 4 Clover Leaf Antenna

	<i>Power for Transmitting 3dB</i>	<i>Reflected Signal Rejector</i>
<i>3 Clover Leaf</i>	Lebih Sedikit	Kurang bagus
<i>4 Clover Leaf</i>	Lebih Banyak	Bagus

Tabel C.13 Omnidirectional Video Transmitter Receiver Material Used

No.	Material	Ukuran (mm)	Jumlah
1	<i>Copper Wire 1mm</i>	49,3	3
2	<i>Copper Wire 1mm</i>	51,7	4
3	<i>RG402 Coaxial</i>	100	2
4	<i>RG402 SMA Male Connector</i>	-	2

Tabel C.14 Double BiQuad Sector Antenna Material Used

No.	Material	Ukuran (mm)	Jumlah
1	<i>Copper Wire 1mm</i>	208	1
2	<i>RG402 Coaxial</i>	150	1
3	<i>RG402 SMA Male Connector</i>	-	1
4	<i>Copper Plate PCB</i>	80,2 x 119	1

Tabel C.15 Flight Log of Soaring

22, Oct.	<i>Vid. (Log)</i>	0034 (1)
	<i>Weather (Time)</i>	<i>Grey and Cloudy Sky. (9.00 AM)</i>
	<i>Deploy Altitude (Max Altitude)</i>	165 m (391 m)
	<i>Thermal (Total Thermal)</i>	<i>Good. (226 m)</i>
	<i>Max Uplift</i>	10 km/h
	<i>Battery Used at Deploy (Attempt)</i>	1.083 mAh (2)
	<i>Loiter Radius</i>	67 m
24, Oct.	<i>Vid. (Log)</i>	0035 (2)
	<i>Weather (Time)</i>	<i>Clear Blue Sky. (10.00 AM)</i>
	<i>Deploy Altitude (Max Altitude)</i>	222 m (308 m)
	<i>Thermal (Total Thermal)</i>	<i>Good. (86 m)</i>
	<i>Max Uplift</i>	6 km/h
	<i>Battery Used at Deploy (Attempt)</i>	814 mAh (1)

	<i>Loiter Radius</i>	30 m
26, Oct.	<i>Vid. (Log)</i>	0040 (3)
	<i>Weather (Time)</i>	<i>Blue Sky with Medium Clouds.</i> (3.00 PM)
	<i>Deploy Altitude (Max Altitude)</i>	200 m (246 m)
	<i>Thermal (Total Thermal)</i>	<i>Bubble Thermal, Sinking Air</i> (46 m)
	<i>Max Uplift</i>	2,6 km/h
	<i>Battery Used at Deploy (Attempt)</i>	500 mAh (1)
		<i>Loiter Radius</i>
28, Oct.	<i>Vid. (Log)</i>	0041 (4)
	<i>Weather (Time)</i>	<i>White Sky with Clouds</i> (10.00 AM)
	<i>Deploy Altitude (Max Altitude)</i>	202 m (292 m)
	<i>Thermal (Total Thermal)</i>	Good (90 m)
	<i>Max Uplift</i>	3,8 km/h
	<i>Battery Used at Deploy (Attempt)</i>	541 mAh (2)
		<i>Loiter Radius</i>
29, Oct.	<i>Vid. (Log)</i>	0043 (5)
	<i>Weather (Time)</i>	<i>Clear White Sky.</i> (9.00 AM)
	<i>Deploy Altitude (Max Altitude)</i>	121 m (189 m)
	<i>Thermal (Total Thermal)</i>	<i>Bubble Thermal, Sinking Air</i> (68 m)
	<i>Max Uplift</i>	6 km/h
	<i>Battery Used at Deploy (Attempt)</i>	652 mAh (2)
		<i>Loiter Radius</i>
30, Oct.	<i>Vid. (Log)</i>	0044 (6)
	<i>Weather (Time)</i>	<i>Clear Blue Sky.</i> (08.30 A.M)
	<i>Deploy Altitude (Max Altitude)</i>	216 m (284 m)
	<i>Thermal (Total Thermal)</i>	<i>Bubble Thermal, Sinking Air.</i> (68 m)
	<i>Max Uplift</i>	6 km/h
	<i>Battery Used at Deploy (Attempt)</i>	463 mAh (1)
		<i>Loiter Radius</i>
19, Nov.	<i>Vid. (Log)</i>	0056 (7)
	<i>Weather (Time)</i>	<i>Blue Sky with Medium Clouds.</i> (10.00 A.M)
	<i>Deploy Altitude (Max Altitude)</i>	204 m (318 m)
	<i>Thermal (Total Thermal)</i>	<i>Bubble Thermal.</i> (114 m)
	<i>Max Uplift</i>	2,26 km/h
	<i>Battery Used at Deploy (Attempt)</i>	293 mAh (1)
		<i>Loiter Radius</i>
20, Nov.	<i>Vid. (Log)</i>	0057 (8)
	<i>Weather (Time)</i>	<i>Blue Sky with Medium Clouds.</i> (10.30 A.M)
	<i>Deploy Altitude (Max Altitude)</i>	201 m (402 m)
	<i>Thermal (Total Thermal)</i>	<i>Bubble Thermal.</i> (201)
	<i>Max Uplift</i>	3,9 km/h

	<i>Battery Used at Deploy (Attempt)</i>	1937 mAh (2)
	<i>Loiter Radius</i>	60 m

Tabel C.16 *Flight Controller's Stabilizations Maintenance*

No	Change
1	<i>Attempt 1 failed no thermal. Thermal ended by RTH for safety reason. {Good setting, no stall, wobbling yes, loiter radius 67 m, pitched down 5°, good board alignment.}</i>
2	<i>Thermal ended by stall, big air speed, low air speed in plane. {Bad settings, stall, wobbling yes, loiter radius 30m, pitched down 5°, bad board alignment.}</i>
3	<i>Thermal ended by sinking air, no thermal. {Bad setting, no stall, wobbling yes, loiter radius 30 m, pitched down 5°, good board alignment.}</i>
4	<i>Thermal ended by failsafe, telemetry got too hot and restarting signal. {Bad settings, stall, wobbling yes, loiter radius 30m, pitched down 5°, bad board alignment.}</i>
5	<i>Attempt 1 failed no thermal. Thermal ended by sinking air, no thermal. {Bad setting, no stall, wobbling yes, loiter radius 30 m, pitched down 5°, good board alignment.}</i>
6	<i>Thermal ended by sinking air, no thermal. {Good settings, no stall, no wobbling, loiter radius 30 m, pitched down 3°, good board alignment.}</i>
7	<i>Attempt 1 thermal ended by sinking air, no thermal. {Good settings, no stall, no wobbling, loiter radius 60 m, pitched down 3°, good board alignment.}</i>
8	<i>Attempt 1 good, ended by no thermal, attempt 2 good, thermal ended by waypoint mission mode. {Good settings, no stall, no wobbling, loiter radius 60 m, pitched down 5°, good board alignment.}</i>

Tabel C.17 *Rata-Rata Angin Upwind yang Dibutuhkan*

Flight Log	Mean Up Lift Wind	Efficiency
Based	1 km/h	100,00 %
1	8,24 km/h	12,13 %
2	4,55 km/h	21,97 %
3	1,48 km/h	67,56 %
4	1,80 km/h	55,55 %
5	3,94 km/h	25,38 %
6	4,48 km/h	22,32 %
7	1,28 km/h	78,12 %
8	1,12 km/h	89,28 %

Tabel C.18 *Mean Climb Rate*

Flight Log	1	2	3	4	5	6	7	8

Mean Climb Rate (m/s)	1,02	0,73	0,80	0,34	0,90	0,74	0,62	0,45
-----------------------	------	------	------	------	------	------	------	------

Tabel C.19 Hasil Pengujian 1 *Double Biquad Sector 5,8 GHz Antenna*

Channel \ Band	1	2	3	4	5	6	7	8
A	38	38	38	38	37	37	37	37
B	37	38	37	38	37	38	38	38
E	37	37	37		38	38		
F	38	38	38	38	38	38	39	38
R	37	37	38	37	38	38	39	38

Tabel C.20 Hasil Pengujian 2 *Double Biquad Sector 5,8 GHz Antenna*

Channel \ Band	1	2	3	4	5	6	7	8
A					44	47	46	56
B	48		44		54			
E	44	45	54					
F								
R	52	44		47				

Tabel C.21 Hasil Pengujian 3 *Double Biquad Sector 5,8 GHz Antenna*

Channel \ Band	1	2	3	4	5	6	7	8
A					58			
B			67					
E	66							
F								
R		61						

Tabel C.22 Kondisi PID Sebelum *Tuning*

	P	I	D	FF
<i>Roll Stabilized</i>	25	10	20	70
<i>Pitch Stabilized</i>	25	15	15	100
<i>Yaw Manual</i>	100	25	50	225
MAX	225	225	225	225

LAMPIRAN D LAPORAN HARIAN PENELITIAN
LAPORAN HARIAN

Nama : Dayyan Hanif
 Jurusan : Teknik Elektro
 NIM : 3332190097
 Topik Penelitian : Rancang Bangun *Autonomous Soaring UAV Surveillance*
 (*Fixed Wing Type*)

Dosen Pembimbing 1 : Dr. Romi Wiryadinata, S.T., M.Eng

Dosen Pembimbing 2 : Fadil Muhammad, S.T., M.T.

No.	Tanggal	Aktivitas
1.	01 April 2023	<ul style="list-style-type: none"> Perancangan judul topik skripsi, konsep rumusan masalah, tujuan penelitian, manfaat penelitian, batasan masalah atasan. Eksplorasi, belajar, dan memahami tentang <i>autonomous soaring</i> pada <i>RC</i> atau <i>UAV</i>. Penulisan laporan skripsi bab-1.
2	02 April 2023	<ul style="list-style-type: none"> Pengajuan judul proposal kepada calon Dosen Pembimbing 1 (Fadil Muhammad, S.T., M.T.). Eksplorasi, belajar, dan memahami tentang <i>autonomous soaring</i> pada <i>RC</i> atau <i>UAV</i>.
3	03 April 2023	<ul style="list-style-type: none"> Eksplorasi, belajar, dan memahami tentang <i>autonomous soaring</i> pada <i>RC</i> atau <i>UAV</i>. Eksplorasi, belajar, dan memahami tentang <i>Telemetry</i> pada bagian <i>Packet Rate</i>, dan <i>Telemetry Ratio</i> untuk memperluas jangkauan sinyal <i>Express Long Range System</i>. Pengajuan proposal skripsi diterima oleh Dosen Pembimbing 1 (Fadil Muhammad, S.T., M.T.). Bimbingan ke-1, pengesahan judul proposal dan pengecekan pada bab-1. Hasil bimbingan ke-1 diterima dan dilakukan revisi laporan.
4	04 April 2023	<ul style="list-style-type: none"> Penulisan laporan skripsi bab-2. Eksplorasi, belajar dan memahami cara mengubah dan mengolah data <i>Blackbox</i> yang di inputkan pada <i>Google Earth Pro</i>. Eksplorasi, belajar dan memahami aerodinamika pada pesawat <i>Glider</i>.
5	07 April 2023	<ul style="list-style-type: none"> Penulisan laporan skripsi bab-2. Eksplorasi, belajar dan memahami bentuk <i>glider</i> yang baik. Bimbingan ke-2, penyerahan laporan hingga bab-2 untuk diperiksa.
6.	10 April 2023	<ul style="list-style-type: none"> Penulisan laporan skripsi bab-3 Hasil bimbingan ke-2 diterima dan dilakukan revisi laporan Perancangan <i>design</i> pesawat

		<ul style="list-style-type: none"> • Perancangan <i>design wiring</i> elektronik pesawat • Perancangan <i>design wiring</i> GCS dan GMS
7.	11 April 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Penulisan laporan skripsi bab-3 • Perancangan <i>design wiring</i> elektronik pesawat • Perancangan <i>design wiring</i> GCS dan GMS
8.	12 April 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Penulisan laporan skripsi bab-3 • Perancangan metode pengujian dan analisis
9.	13 April 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Penulisan laporan skripsi bab-3 • Perancangan metode pengujian dan analisis • Bimbingan ke-3, penyerahan laporan hingga bab-3 untuk diperiksa.
10.	18 April 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Hasil bimbingan ke-3 diterima dan dilakukan penandatanganan formulir TA-E2 secara <i>online</i>.
11.	18 – 25 April 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Perancangan dan pembuatan <i>Ground Control Station</i> • Sukses namun tidak menampilkan <i>video</i> statis ketika <i>loss</i> pada <i>signal monitoring</i>. • Penggantian <i>Digital Video Recorder</i> dari <i>Eachine</i> DVR menjadi <i>Eachine Pro</i> DVR • Sempurna, <i>Ground Control Station</i> Berfungsi dengan sebagaimana yang diharapkan. • Pembuatan <i>Right Hand Circular Polarized</i> 3 Leaf, 4 Leaf, dan 5 Turn <i>Helical Antenna</i>
12.	26 April – 13 Mei 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Mendesain Keseluruhan bentuk pesawat • Pembuatan sayap utama dan <i>V-Tail</i> dengan metode tempel • Pembuatan <i>fuselage</i> berbandaskan EPP' • Pemotongan sayap dengan <i>hot wire cutter</i> • Pembuatan suspensi dan pemasangan roda • Pemasangan <i>hardware</i> • <i>Setting</i> pada <i>software</i> dan <i>system</i> • Pemasangan <i>carbon</i> sebagai <i>reinforced structure</i>
13.	14 – 17 Mei 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Test uji <i>Central Gravity</i> • <i>Maiden Flight</i> • Pesawat berhasil terbang namun terdapat masalah keseimbangan • Masalah terdapat pada buruknya bentuk <i>airfoil</i> yang dibuat • Sayap utama tidak kokoh dan mengalami <i>bend</i> terlalu tinggi • Sayap utama tidak sesuai dengan kaidah bentuk desain <i>glider SB-XC RNR's Production</i> • 17 Mei 2023 pesawat <i>crash</i>
14.	18 Mei 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Perombakan ulang total desain pesawat • Pembuatan <i>fuselage</i> berbahan dasarkan <i>triplex</i> • <i>Fuselage</i> terlalu besar, tidak aerodinamis
15.	19 -20 Mei 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Perombakan ulang total desain pesawat • Mempelajari, memahami konsep <i>design fuselage</i> pesawat <i>glider</i> • Pembuatan <i>fuselage</i> pesawat berbandaskan <i>triplex</i> • <i>Fuselage</i> memiliki desain yang aerodinamis

16.	21 – 22 Mei 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Mempelajari, memahami konsep desain sayap utama dan <i>airfoil</i> pesawat <i>glider SB-XC RNR's Production</i>, dan dibuat untuk skala 1:2 • Pembuatan sayap utama dengan bahan dasar EPP, <i>aluminium pipe</i>, dan <i>carbon</i> dengan metode <i>folding and glue</i>. • Dihasilkan bentuk, desain yang sesuai dengan kaidah yang dijadikan pedoman, dan dengan hasil yang memuaskan • Sayap pesawat sangat aerodinamis dan sangat kokoh, namun penggerak terasa rapuh karena memakai <i>triplex</i>
17.	23 – 25 Mei 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Pemasangan <i>hardware</i>, dan <i>tuning</i> pada sistem pesawat • Pengujian <i>Central Gravity</i> • Dilakukan maiden flight test • Tidak dipasang sistem <i>panning</i> pada <i>camera</i> • <i>Launch</i> bermasalah karena salah pada <i>thrust vectoring</i> • Perbaiki <i>thrust vectoring</i> dan penyetelan ulang <i>flaps</i> • Pesawat tidak dapat terbang dengan sempurna. • <i>Airfoil problem</i>
18	26 Mei 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Seminar Proposal SKRIPSI
19	5 Juli 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Surat Keputusan Dekan Pengangkatan Pembimbing Skripsi • Dihasilkan Pembimbing 1 Dr. Romi Wiryadinata, S.T., M.Eng • Dan dihasilkan Pembimbing 2 Fadil Muhammad, S.T., M.T.
20	15 Juli 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Perombakan ulang total desain pesawat • <i>Fuselage</i> berbahan dasarnya <i>triplex</i>
21	16 Juli 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Pembuatan sayap utama dari XPS
22	18 Juli 2023	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Maiden Flight</i> • Penerbangan sukses • Tetapi pesawat tidak dapat melakukan performa <i>soaring</i>
23	20 Juli 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Pesawat <i>crash</i> ke dalam lumpur
24	5 Agustus 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Penggantian GPS • Penggantian VTX • Penggantian RX ELRS
25	7 Agustus 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Perombakan ulang desain UAV • Sayap utama terbuat dari bahan komposit (XPS + <i>Fiberglass</i> + <i>Epoxy Resin</i>) • <i>Fuselage</i> terbuat dari bahan <i>triplex</i>
26	20 Agustus 2023	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Maiden</i> terbang dengan baik • Total bobot pesawat 1,6 kg • Terlalu berat untuk thrust 600 gram • Tidak dapat melakukan performa <i>soaring</i> • <i>Airfoil</i> buruk
27	28 Agustus 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Perbaiki sayap utama bagian <i>airfoil</i> • <i>Airfoil</i> dilakukan proses <i>sanding</i>
28	30 Agustus 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Pesawat tidak dapat memberikan <i>uplift thermalling</i> • Kecepatan pesawat terlalu lambat • Pesawat tidak aerodinamis • Profil <i>fuselage</i> terlalu besar

30	30 September 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Perombakan total desain dan material • Digunakan bahan dasar <i>expanded polypropylene, carbon, aluminum, serta extruded polystyrene</i>
31	4 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Material EPP dan <i>Carbon</i> tiba di rumah • Dilakukan pembuatan desain total secara sistematis • Dilakukan pembuatan <i>fuselage</i> dari bahan XPS
32	5 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Dilakukan pembuatan sayap utama berbahan dasarkan EPP, carbon, <i>laminating film</i>
33	7 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Diakukan pembuatan <i>vertical stabilizer</i> dan <i>horizontal stabilizer</i> dengan bahan <i>plywood 3mm</i> • Desain <i>stabilizer</i> kembali seperti semula berdasarkan desain RNR's SB-XC
34	8 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Pemasangan total sistem elektronik • Penyelesaian <i>Software</i> dan <i>Firmware</i>
35	9 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Maiden • Pesawat terbang sempurna • Namun sayap utama tidak kokoh
36	10 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Perombakan struktur tulang sayap pesawat • Penambahan <i>aluminum tube</i> pada sayap pesawat
37	11 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Percobaan <i>soaring</i> gagal karena sayap utama mengalami <i>deflection</i> • Perombakan total <i>laminating film</i>
38	12 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Perbaiki <i>laminating film</i> sayap utama • Percobaan terbang bagus
39	13 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Percobaan <i>soaring</i> gagal karena pesawat hilang kendali • <i>Crash</i>
40	14 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Redesign fuselage to be more aerodynamic</i> • Masalah perkabelan menjadi penyebab utama hilang kendali
41	15 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Fuselage</i> dibuat dengan bahan EPP • Total bobot pesawat menjadi 1,2 kg • Trust 800 gram
42	16 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Percobaan <i>soaring</i> gagal • Masalah pada PID
43	17 Okt.2023	<ul style="list-style-type: none"> • Tuning PID
44	18 Okt. 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Tuning PID
45	19 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Percobaan <i>soaring</i> sukses • Namun PID belum sempurna • RTH masih <i>stall to death</i>
46	20 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • RTH <i>good</i> • <i>Turn assist Good</i> • PID <i>good</i> • <i>Autopilot good</i> • Percobaan <i>Soaring</i> sukses namun masalah angin • Angin terlalu besar, pesawat <i>stall</i>
47	21 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Perbaiki <i>Board Alignment</i> • Percobaan <i>Soaring</i> sukses

		<ul style="list-style-type: none"> • Angin terlalu besar
48	22 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Identifikasi cuaca (tidak berangin, berawan, hangat) • Angin <i>thermal</i> teridentifikasi • Percobaan <i>Soaring</i> sukses diakhiri RTH karena WP tidak <i>loaded</i> (<i>data sample 1</i>) • <i>Soaring</i> dilanjut dengan <i>mission waypoint</i> • <i>Waypoint</i> gagal tidak <i>loaded</i> • <i>Blackbox</i> tidak <i>terlogging</i>
49	23 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Percobaan <i>blackbox</i> dan <i>waypoint</i> • Tidak <i>loaded</i>
50	24 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Percobaan <i>Blackbox</i> sukses • Percobaan <i>Soaring</i> sukses diakhiri tidak ada <i>thermal</i> (<i>data sample 2</i>) • Ukuran <i>blackbox</i> terlalu besar, sistem otomatis membuang data • Rasio penyimpanan <i>log</i> 1/1 • Tidak dicapai <i>minimum WP mission altitude</i>
51	25 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Percobaan <i>soaring</i> gagal • Angin terlalu besar
52	26 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Percobaan <i>Soaring</i> sukses diakhiri <i>stall</i> (<i>data sample 3</i>) • Data terlog pada <i>blackbox</i> dengan durasi penerbangan singkat • Rasio penyimpanan 1/2 • Tidak dicapai <i>minimum WP mission altitude</i>
53	27 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Percobaan <i>soaring</i> gagal PID buruk • PID Kembali semula • Angin terlalu besar
54	28 Oktober 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Percobaan <i>soaring</i> sukses diakhiri <i>stall</i>, dan <i>restart telemetry</i> (<i>data sample 4</i>) • Perubahan ELRS daya yang digunakan 50mW TX-RX, dan sistem frekuensi D-50Hz
55	29 Okt. 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Percobaan <i>soaring</i> sukses diakhiri tidak ada <i>thermal</i> (<i>data sample 5</i>)
56	30 Okt. 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Percobaan <i>soaring</i> sukses diakhiri tidak ada <i>thermal</i> (<i>data sample 6</i>)
57	1- 18November 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Penulisan BAB 4 • Data kurang
58	19 November 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Teridentifikasi burung elang <i>soaring</i> • <i>Thermal</i> baik • Percobaan <i>soaring</i> sukses diakhiri tidak ada <i>thermal</i> (<i>data sample 7</i>) • <i>Log</i> Sukses • Penulisan BAB 4
59	20 November 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Penulisan BAB 4 • Teridentifikasi burung elang <i>soaring</i> • <i>Thermal</i> baik • Percobaan <i>soaring</i> sukses diakhiri mode WP <i>mission</i> (<i>data sample 8</i>) • WP <i>mission</i> sukses • <i>Log</i> sukses • Data sempurna

60	21 Nov. - 01 Dec. 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Penulisan Analisis Final BAB 4
61	04 Desember 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Penyerahan laporan SKRIPSI hingga BAB 4 pada masing-masing dosen pembimbing. • Meminta kelanjutan bimbingan hasil BAB 4 • Bimbingan bersama Dosen pembimbing 1 secara tidak langsung. • Bimbingan bersama Dosen pembimbing 2 secara langsung.
62.	07 Dec. 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Hasil bimbingan bersama Dosen pembimbing 1 keluar.
63.	12 Dec. 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Penyerahan revisi 2 (Pembimbing 2)
64.	15 Dec. 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Penyerahan revisi 2 (Pembimbing 1) • Hasil revisi 2 keluar (Pembimbing 1)
65.	20 Dec. 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Hasil revisi 2 keluar (Pembimbing 2)
66.	22 Dec. 2023	<ul style="list-style-type: none"> • Penyerahan Revisi 3 (Pembimbing 1 dan 2) • Hasil revisi 3 keluar (pembimbing 2) dinyatakan lanjut ke seminar hasil jika pembimbing 1 sudah setuju.
67.	04 Jan. 2024	<ul style="list-style-type: none"> • Konsultasi langsung • Hasil (revisi penulisan, lanjut pembuatan PPT seminar hasil dan jurnal)
68.	08 Jan. 2024	<ul style="list-style-type: none"> • Konsultasi langsung • Hasil (revisi penulisan, lanjut pembuatan video demo)
69.	09 Jan. 2024	<ul style="list-style-type: none"> • Penyerahan Daftar Pustaka untuk ditinjau
70.	10 Jan. 2024	<ul style="list-style-type: none"> • Seminar Hasil SKRIPSI

LAMPIRAN E FORM TA-01

5/31/23, 4:38 AM

Cetak Daftar Tugas Akhir

FORM TA-01

FORM PENDAFTARAN TUGAS AKHIR

Saya yang bertanda tangan dibawah ini :

Nama Lengkap : DAYYAN HANIF
NIM : 3332190097
Tempat/Tgl Lahir : Serang/26 Agustus 2000
Program Studi : Teknik Elektro
Semester Mulai :
Jumlah SKS yang sudah diselesaikan : 145 SKS
IPK : 3.03
Topik TA : Penelitian rancang bangun sebuah UAV bertipe fixed wing dengan metode penerbangan soaring secara otomatis yang di khususkan sebagai sistem pemantauan udara
Judul TA : Rancang Bangun Autonomus Soaring UAV Surveillance (Fixed Wing Type)
Judul Asing : Autonomus Soaring UAV Surveillance Design (Fixed Wing Type)

Dengan Persyaratan:

Cilegon, 31 Mei 2023
Pendaftar,


DAYYAN HANIF
NIM. 3332190097

Mengetahui,
Pembimbing Akademik,


Digitally signed by
Cakra Adipura
Wicaksana
Date: 2023.06.06
10:42:57 +07'00'

CAKRA ADIPURA WICAKSANA, S.T., M.T.
NIP. 199006282019031010



Dr. ROMI WIRYADINATA, S.T., M.Eng.
NIP. 198307032009121006

LAMPIRAN F FORM TA-02

10/25/23, 9:01 PM

Cetak Daftar Tugas Akhir

FORM TA-02

FORM BIMBINGAN TUGAS AKHIR

Nama Mahasiswa : DAYYAN HANIF
 NIM : 3332190097
 Program Studi : TEKNIK ELEKTRO - S1 Reguler
 Semester : Genap Tahun Akademik 2022/2023
 Pembimbing 1 : Dr. ROMI WIRYADINATA, M.Eng

Judul Tugas Akhir:
 Rancang bangun autonomus soaring UAV surveillance (Fixed Wing Type)

No	Tanggal	Topik Pembahasan	Paraf Pembimbing
1.	Senin, 04 Desember 2023	"50 Halaman" (Perbaiki jumlah total Halaman, max 50 halaman Bab 1- Bab 5)	
2.	Selasa, 12 Desember 2023	Penyerahan revisi 1 (hasil)	
3.	Jumat, 15 Desember 2023	Pembimbing 1 mengizinkan "kedem langsung konsultasi laporan"	
4.	Jumat, 22 Desember 2023	Penyerahan kelanjutan BAB V dan abstract	
5.	Kamis, 04 Jan, 2024	Konsultasi langsung, Penulisan soal dan dengan penulisan, Pembahasan (1.2), (1.5), Perbaiki Diagram BAB III Perbaikan persamaan di verifikasi	
6.	Senin, 08 Jan 2024	Dilampirkan Jurnal dan lanjut semmas hari Video demo, Cek ulang English	

Cilegon, 25 Oktober 2023
 Mahasiswa,


DAYYAN HANIF
 NIM. 3332190097

Mengetahui,
 Pembimbing Akademik,


CAKRA ADIPURA WICAKSANA, ST., MT
 NIP. 199006282019031010

10/25/23, 9:01 PM

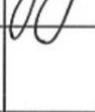
Cetak Daftar Tugas Akhir

FORM TA-02

FORM BIMBINGAN TUGAS AKHIR

Nama Mahasiswa : DAYYAN HANIF
 NIM : 3332190097
 Program Studi : TEKNIK ELEKTRO - S1 Reguler
 Semester : Genap Tahun Akademik 2022/2023
 Pembimbing 2 : FADIL MUHAMMAD, ST., MT

Judul Tugas Akhir:
 Rancang bangun autonomus soaring UAV surveillance (Fixed Wing Type)

No	Tanggal	Topik Pembahasan	Paraf Pembimbing
1	Senin, 04 Desember 2023	Perbaikan jumlah halaman, Penjelasan di awal epirasi, Gambar & tabel dimast dilampiran, dll	
2	Selasa, 12 Desember 2023	Pengajuan hasil revisi 1	
3	Kelau, 20 Desember 2023	Revisi Gambar 4.10, 4.9, kelengkapan pembuatan BABV dan Abstract	
4	Jumat, 22 Desember 2023	Pengajuan hasil revisi 2, Pembimbing menyatakan "sudah oke" dan lanjut sembari jikat dosen 1 juga setuju	

Cilegon, 25 Oktober 2023
 Mahasiswa,


 DAYYAN HANIF
 NIM. 3332190097

Mengetahui,
 Pembimbing Akademik,


 CAKRA ADIPURA WICAKSANA, ST., MT
 NIP. 199006282019031010

LAMPIRAN G FORM TA-03

20
1/8/24, 2:16 PM

Cetak Daftar Ujian Tugas Akhir

FORM TA-03

FORM PENDAFTARAN SIDANG TA

Nama : DAYYAN HANIF
Mahasiswa :
NIM : 3332190097
Program Studi : Teknik Elektro
Semester : Tahun Akademik 2022/2023
Mulai :
Topik TA : Penelitian rancang bangun sebuah UAV bertipe fixed wing dengan metode penerbangan soaring secara otomatis yang di khususkan sebagai sistem pemantauan udara
Judul Tugas Akhir :
Rancang Bangun Autonomus Soaring UAV Surveillance (Fixed Wing Type)

Dengan ini mengajukan untuk pelaksanaan Sidang Ujian Tugas Akhir dengan menyampaikan persyaratan terlampir.

Cilegon, 08 Januari 2024
Mahasiswa,

DAYYAN HANIF
NIM 3332190097

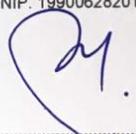
Mengetahui,
Pembimbing Akademik

CAKRA ADIPURA WICAKSANA, ST., MT
NIP. 199006282019031010

Menyetujui,

Pembimbing 1 : **Dr. ROMI WIRYADINATA, M.Eng**
NIP. 198307032009121006

Pembimbing 2 : **FADIL MUHAMMAD, ST., MT**
NIP. 199104172019031013


.....

.....

https://ta.untirta.ac.id/modules/cetak/form_ta03.php

1/2



KEMENTERIAN PENDIDIKAN, KEBUDAYAAN,
RISET DAN TEKNOLOGI
UNIVERSITAS SULTAN AGENG TIRTAYASA
JURUSAN TEKNIK ELEKTRO

Jl. Jend. Sudirman Km. 3 Cilegon, telp. (0254) 395502, Fax (0254) 395440

BERITA ACARA
SIDANG SARJANA FAKULTAS TEKNIK UNIVERSITAS SULTAN AGENG TIRTAYASA

Pada hari ini Selasa, 30 Januari 2024 telah diadakan Sidang Sarjana Jurusan Teknik Elektro Fakultas Teknik Universitas Sultan Ageng Tirtayasa Banten.

Tempat : Fakultas Teknik Universitas Sultan Ageng Tirtayasa
Jam : 13.15 – 14.00 WIB
Pelaksanaan : Ujian Sidang Skripsi

Tim Penguji Sidang Sarjana memutuskan bahwa :

Nama Mahasiswa : **Dayyan Hanif** NIM : **3332190097**

Telah ~~Lulus / Tidak Lulus~~ Sidang Sarjana S1 dengan nilai 80,6 (dengan angka) **A-**

Demikian Berita Acara ini dibuat dengan sebenarnya dan untuk dapat dipergunakan sebagaimana mestinya.

Cilegon, **30 Januari 2024**
Fakultas Teknik
Universitas Sultan Ageng Tirtayasa

1. Ketua Sidang : **Imamul Muttakin, S.T., M.Eng., Ph.D**
2. Pembimbing I : **Dr. Romi Wiryadinata, S.T., M.Eng**
3. Pembimbing II : **Fadil Muhammad, S.T., M.T**
4. Penguji I : **Imamul Muttakin, S.T., M.Eng., Ph.D**
5. Penguji II : **Cakra Adipura W, S.T., M.T**

Tanda Tangan

Tembusan :

1. Yth. Rektor Universitas Sultan Ageng Tirtayasa
2. Yth. Dekan Fakultas Teknik Universitas Sultan Ageng Tirtayasa
3. Arsip