

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.



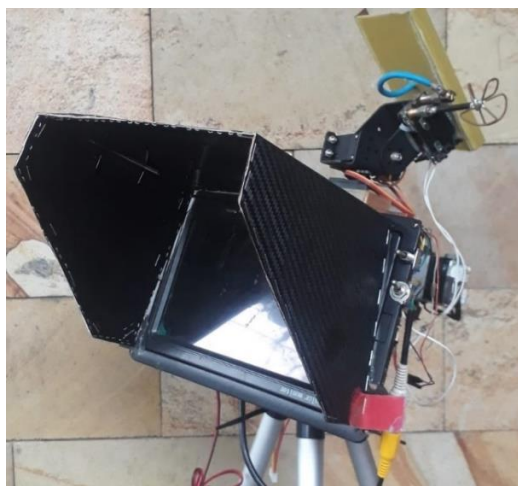
Gambar 4.2 *Ground Control Station* (GCS)

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.

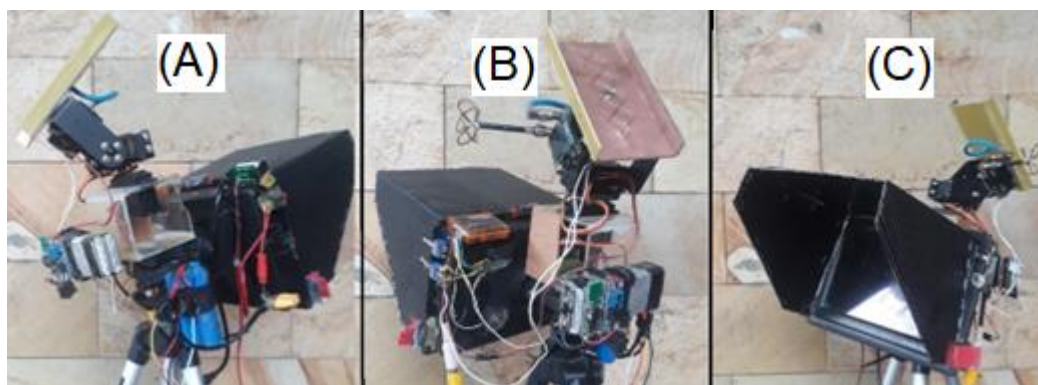
Fitur terbaru sistem *telemetry* memungkinkan untuk menggunakan sistem *packet rate* sebesar D-50Hz, dengan memanfaatkan sebuah parameter modulasi berjenis *Over The Air (OTA) 200Hz* untuk mengirimkan 4 paket yang berulang di 3 frekuensi. Tujuan utama mode *paket D50* untuk meningkatkan *Link Quality (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.

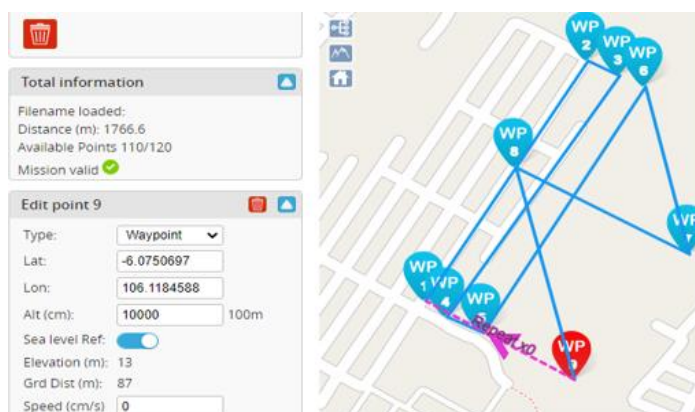
Tabel 4.2 *Loitering Mode Calculation Result*

<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.

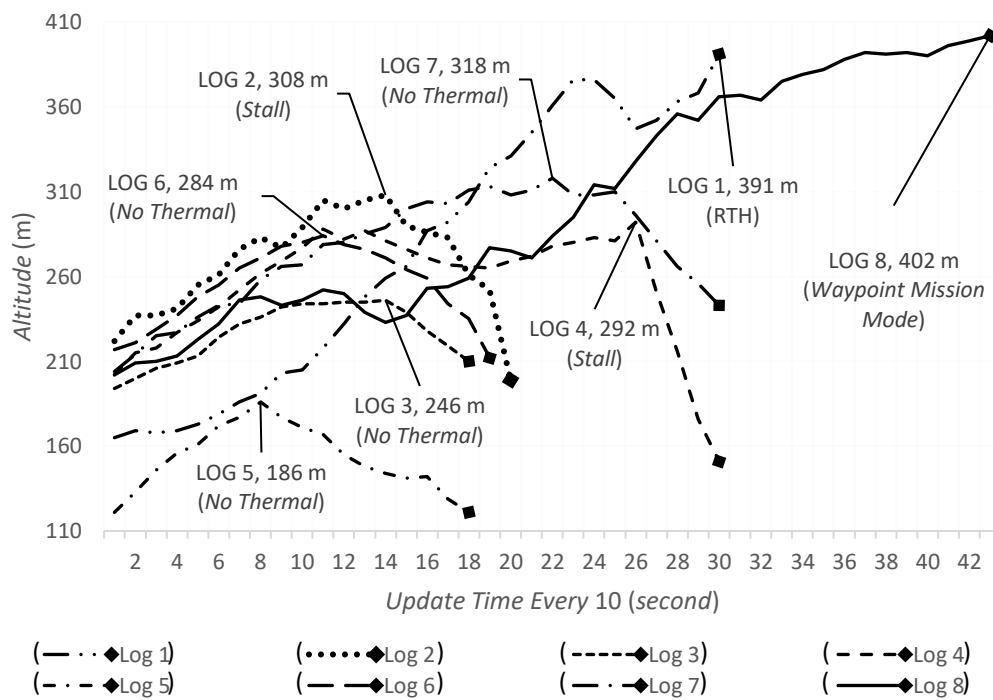
2. Usaha *soaring* dan perbaikan performa

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*

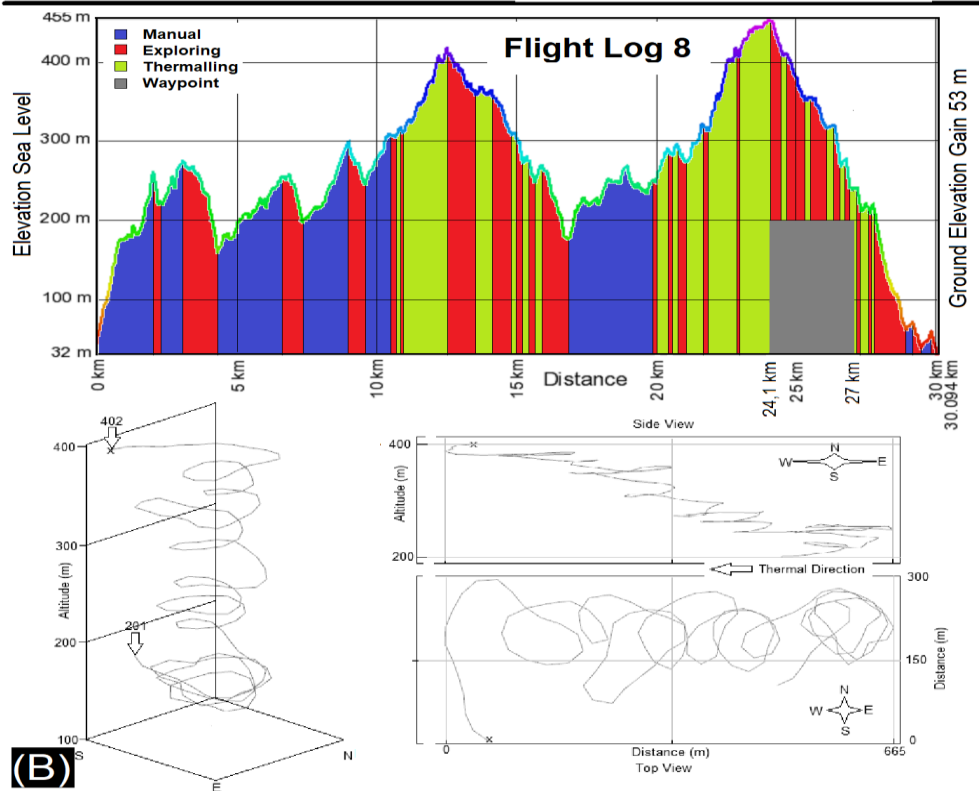
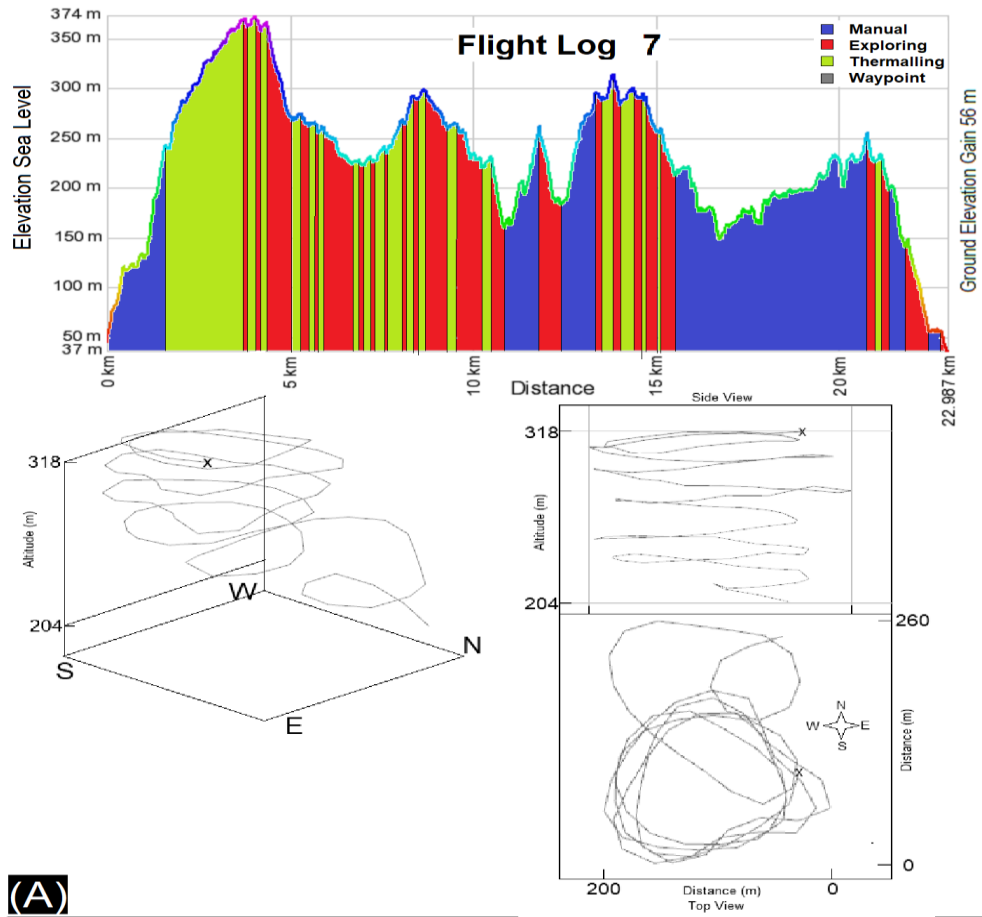
<i>Flight Log</i>	1	2	3	4	5	6	7	8
<i>Effi. Improv. (%)</i>	100	129,6	436,6	152,5	184,5	133,4	391,3	324,5

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 *thermalling*, 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.

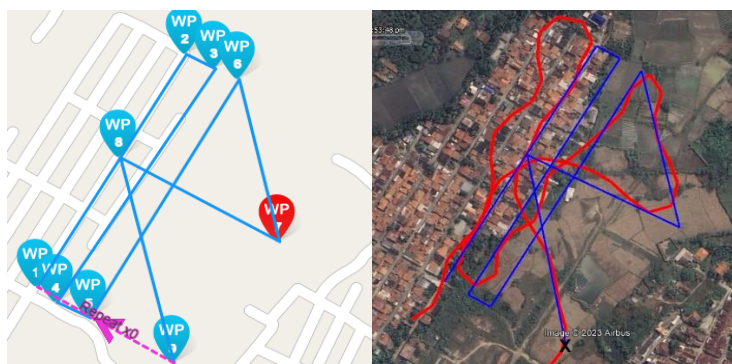
Tabel 4.7 Perbandingan Konsumsi Baterai

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*.