

Sistem Navigasi berbasis *Waypoint* untuk Roket *Electric Ducted Fan*

Navigation System based on Waypoint for Electric Ducted Fan Rocket

Muhammad Aria^{*}, Iqbal Hasan Suteja, Rizqi Gunawan, Ihsan Jatnika

Program Studi Teknik Elektro, Universitas Komputer Indonesia

Jl. Dipati Ukur No.112-116, Lebakgede, Coblong, Kota Bandung, Jawa Barat 40132

Email: muhammad.aria@email.unikom.ac.id

Abstrak – Penelitian pada bidang teknologi roket dapat menjadi indikator kemajuan suatu negara. Teknologi roket dapat digunakan sebagai alat pertahanan. Di bidang militer jenis roket yang digunakan adalah peluru kendali (roket). Jenis roket yang paling terkenal adalah roket. Roket terbang dengan kecepatan tinggi menuju target secara horizontal. Roket menggunakan sayap sebagai pembangkit gaya aerodinamika untuk mengontrol gerakan sewaktu mengudara. Pada intinya roket adalah pesawat tanpa awak yang dirancang untuk membawa hulu ledak konvensional dengan jarak ratusan kilometer. Agar dapat mencapai target secara *autonomus*, roket harus memiliki sistem *control surface* otomatis yang dapat membetulkan arah saat terbang sesuai dengan misi. Sistem navigasi yang baik akan mengarahkan roket pada target dengan akurat. Sistem navigasi dapat menentukan posisi, kecepatan, dan sikap dari roket. Penelitian ini akan membahas mengenai perancangan sistem navigasi pada prototipe roket menggunakan jenis roket Electric Ducted Fan (EDF). Sistem navigasi ini akan digunakan roket EDF yang akan diikuti pada kompetisi. Dalam penelitian ini, sistem navigasi yang dibuat akan berbasis pada *waypoint*. Pada sistem ini posisi dari roket akan terus menerus diperbaharui agar sistem dapat mengarahkan roket pada sasaran dengan akurat. Dengan mempertimbangkan faktor keamanan, motor elektrik dan baling baling berjenis *ducted fan* dipilih sebagai pengganti tenaga pendorong pada roket EDF. Ini mengakibatkan perubahan parameter seperti pada kecepatan, getaran, daya angkat, dan daya dorong sehingga roket EDF dengan kecepatan rendah ini membutuhkan sistem navigasi khusus yang mampu mengendalikan arah terbangnya. Berdasarkan hasil pengujian, sistem mampu merespon perubahan arah lintasan terbang pada roket EDF agar mendekati target sebesar 100% dan mampu mengarahkan roket EDF pada target dengan galat sebesar 30%, dengan parameter keberhasilan mencapai target yang memiliki radius sejauh 15 meter sistem propulsi akan mati terlebih dahulu kemudian melakukan separasi.

Kata kunci : Roket Electric Ducted Fan, Sistem navigasi, *Waypoint*, *Control surface*.

Abstract – Research in rocket technology can be an indicator of a country's progress. Rocket technology can be used as a defense tool. In the military field, the types of rockets that are used are missiles. One of the most well-known types of missiles is cruise missiles. The most famous type of missile is cruise missiles. Cruise missiles fly with high speed towards the target on horizontal trajectory. Cruise missile uses wings as an aerodynamic force generator to control movement when it ailing. In essence cruise missiles are unmanned aircraft designed to carry conventional warheads hundreds of kilometers away. To reach the target autonomously, cruise missile must have an automatic control surface system that can correct the direction when flying according to the mission. A good navigation system will lead cruise missiles to the target accurately. Navigation system can determine the position, speed and attitude of cruise missiles. This paper will explain the design of navigation system on cruise missile prototype using Electric Ducted Fan (EDF) Rocket. This navigation system will be applied to EDF Rocket that will be included in a competition. In this research, the navigation system is based on waypoint. The navigation system will update the position of the rocket continuously so the system can lead the rocket to target accurately. By considering the safety factor, electric motors and ducted fan type propellers were chosen as a substitute for driving force on conventional EDF rocket. This changes the parameters such as speed, vibration, lift, and thrust this made EDF rocket with a lower speed need specific navigation system that able to control the flight path. Based on the test result, this system is able to change flying trajectory to make it closer to the target and this system is able to direct the EDF rocket to the target with an error of 30% with the success parameter reaching a target that has a radius of 15 meters firstly the propulsion system will be shutdown then do separation

Keywords : Electric Ducted Fan Rocket, Navigation system, *Waypoint*, *Control surface*.

I. PENDAHULUAN

A. Latar Belakang

Peluru kendali (roket) adalah senjata yang dihantarkan menuju sasaran melalui proses penerbangan. Umumnya roket mempunyai pendorong berbasis roket. Pada sistem roket terdapat 2 mode untuk dapat mencapai sasaran, yakni secara balistik (hukum fisika tentang benda jatuh) atau dengan menggunakan daya angkat aerodinamis. Mode kedua menghasilkan roket yang lebih efisien, terutama jika menggunakan motor pendorong yang menggunakan oksigen dari atmosfer (*air-breathing engine*), dan mudah dikendalikan, karena kecepatannya lebih rendah. Karena terbang pada trayektori datar, roket mode ini disebut roket (*cruise missile*).

Roket adalah roket yang menggunakan sayap sebagai penghasil daya angkat aerodinamis dan memakai mesin jet sebagai pendorongnya. Roket dirancang agar dapat membawa hulu ledak konvensional menuju target berjarak ratusan mil dengan tingkat akurasi yang tinggi. Biasanya roket terbang pada kecepatan subsonik dan terbang beberapa jam untuk mencapai targetnya. Oleh karena itu, kesalahan navigasi saat terbang bisa menjadi hal yang fatal. Agar dapat mencapai target dengan tepat diperlukan arahan terus menerus terhadap informasi lokasi [1]. Bagaimanapun roket dapat juga didefinisikan sebagai *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) dan misi utamanya adalah menempatkan *payload* atau muatan khusus pada target.

Selama beberapa dekade ini penggunaan UAV telah meningkat mulai dari melakukan pekerjaan sipil sampai militer [2]. Kunci dari pengoperasian UAV yang baik adalah sistem navigasi yang baik juga [3]. Navigasi adalah proses mengarahkan dan mengontrol perpindahan suatu kendaraan dari satu tempat ke tempat lain [4]. Sama halnya dengan roket. Setiap roket memiliki karakteristik untuk sistem navigasinya tersendiri. Tanpa menggunakan sistem navigasi yang tepat, roket tidak akan dapat mencapai target dengan akurat. Selain sistem navigasi, perencanaan rute roket untuk menemukan lintasan terbang yang aman memiliki kendala seperti pada waktu mencapai target, konsumsi bahan bakar, dan ancaman [5].

Roket memiliki sistem navigasi yang akan mempertahankan jalurnya dan ketinggian penerbangannya. Berdasarkan sistem navigasinya, roket dapat berjalan secara *autonomus*; dipiloti menggunakan *remote*; atau semi-*autonomus*. Beberapa roket yang terkenal di dunia karena kemampuannya tercantum pada **Tabel I**.

Tabel I Daftar roket terkenal di dunia

Roket	Jarak tempuh (km)	Kecepatan maksimal (Mach)	Berat (kg)	Negara
Tomahawk	1300-2500	0.72	1300-1600	Amerika
AGM-28 Hound Dog	1263	2.1	4603	Amerika
AGM-129 ACM	3700	0.65	1300	Amerika
AGM-158 JASSM	~1000	<0.8	1021	Amerika
AGM-86 ALCM	2400+	0.73	1430	Amerika
Kh-101	4500	1.03	2400	Russia
Babur	700	0.8	1500	Pakistan
BrahMos	290-600	3	2500	India / Russia
Shaurya	700	7.5	6200	India
Perseus	300	5	800	Francis / Inggris
Nirbhay	1500	0.9	1500	India
Air-Sol Moyenne Portee	300	3	860	Francis
Av-TM 300	300	0.85	1140	Brazil

Pada **Tabel I** Amerika menjadi negara yang paling banyak dalam mengembangkan roket. Agar dapat terbang secara *autonomous* diperlukan *embedded system*. Didalam *embedded system* terdapat sistem navigasi, sistem navigasi yang digunakan bermacam macam [6]. Salah satunya berdasarkan *Global Positioning System* (GPS) sebagai acuan. Roket Tomahawk menggunakan sistem navigasi yang berdasarkan GPS saat menyerang target di Bosnia pada September 1995. Francis juga menggunakan data GPS pada roket Apache miliknya. *Flight controller* yang akan mengarahkan langsung roket pada target melalui lintasan yang dibuat sistem navigasi [7].

B. State of Art Penelitian

Flight controller yang digunakan sama seperti pada UAV umumnya. Tetapi sistem navigasi yang terdapat pada *flight controller* tersebut hanya dapat bekerja dengan baik menuju target secara akurat pada UAV dengan manuver yang tidak terlalu agresif. Penelitian ini akan membahas tentang perancangan sistem navigasi pada prototipe roket menggunakan roket Electric Ducted Fan (EDF) berbasis *waypoint*. Penelitian sebelumnya navigasi pada roket menggunakan metode 0-D memiliki akurasi ± 1.2 m [6]. Sebagai sarana uji coba, pada penelitian ini dirancang sebuah roket EDF yang mengacu pada buku panduan Kompetisi Muatan Roket Indonesia dan Wahana Sistem Kendali – Kompetisi Muatan Balon Atmosfer (KOMURINDO-KOMBAT).

Roket EDF harus dapat terbang dengan baik secara vertikal maupun horizontal dan mampu mencapai target berbasis *waypoint*. Roket EDF ini memiliki panjang 1 m dan lebar sayap 50 cm. Pada roket ini telah dipasang kendali aktif pada bagian sayap dan ekor serta terdapat parasut pada bagian badan roket untuk melakukan separasi setelah mencapai sasaran. Roket ini menggunakan sistem propulsi berjenis *Electric Ducted Fan* (EDF) yang mendapat suplai tegangan dari baterai jenis *Lithium-Polimer* (Li-Po) sebagai pengganti tenaga pendorong pada roket konvensional. Penggunaan baterai Li-Po karena terdapat beberapa keunggulan pada baterai tersebut seperti memiliki masa dan ukuran yang kecil tetapi dapat menyimpan jumlah energi yang banyak. Agar dapat menjelajah secara vertikal dengan baik daya dorong yang dihasilkan harus memiliki perbandingan daya dorong (*thrust to weight ratio*) terhadap berat total setidaknya bernilai dua [7]. Pada penelitian lain yang menggunakan metode *Second-Order Sliding models* membutuhkan akuisisi data sensor yang sangat akurat agar dapat mencapai target secara akurat [8]. Berdasarkan data yang didapat melalui sensor, kecepatan rata-rata roket berada pada 40 m/s. Karena berada pada kecepatan rendah menyebabkan munculnya efek gangguan aliran udara, getaran, dan daya angkat yang kecil. Hal ini mengakibatkan pengendalian lintasan roket menjadi lebih sulit. Pemilihan sistem navigasi yang tepat untuk pencapaian misi, seringkali menimbulkan perdebatan di antara peneliti dan perekayasa.

C. Tujuan Penelitian

Tujuan dirancangnya sistem navigasi ini untuk diaplikasikan pada roket kecil jarak pendek dapat mempertahankan arah terbangnya menuju target. Sistem yang dibuat lebih difokuskan pada sistem navigasi untuk mencapai sebuah target berupa titik koordinat *latitude* dan *longitude* yang ditentukan pada *Ground Control Station* (GCS). Sebelum sistem navigasi yang dibuat diaplikasikan, roket ini akan terbangkan secara manual

Dalam tahap peluncuran, peluru kendali akan berada pada rel *launcher* dengan sudut kemiringan tertentu. Sesuai dengan aturan kompetisi *launcher* akan diatur dengan sudut elevasi antara 50° sampai 70° derajat dan lokasi sasaran yang berjarak 200 m dari posisi *home base*, setinggi 10 m, diapit tiang kiri dan kanan berjarak 15 m.

Sistem navigasi ini akan berbasiskan pada *waypoint*. *Waypoint* adalah kumpulan koordinat

yang berisikan data *longitude*, *latitude* dan *altitude*. Pada sistem ini diperlukan data-data dari sensor GPS, *accelerometer*, *barometer*, *gyroscope*, dan *magnetometer* untuk menentukan posisi dan arah. Karena posisi yang presisi pada roket merupakan hal yang penting dalam sistem navigasi yang berbasiskan *waypoint* [9]. GPS setidaknya harus terhubung ke 3 atau lebih satelit untuk mendapatkan lokasi. Agar mendapatkan lokasi yang akurat minimal ada 12 *channel* satelit sekaligus, sedangkan data sensor *accelerometer*, *gyroscope*, dan *magnetometer* diolah dalam sistem *Attitude and Heading Reference System* (AHRS) [10]. Kesalahan persepsi tentang sikap dan arah roket dapat menyebabkan kecelakaan atau *crash*. AHRS juga berperan sebagai informasi yang dapat memberikan visualisasi pada roket di stasiun kontrol darat. Data-data ini akan diproses oleh mikrokontroler kemudian akan melakukan proses navigasi kepada target. Setiap koordinat dari *waypoint* akan dilalui satu persatu oleh roket ketika terbang.

Saat terbang menuju target roket akan terhubung dengan GCS melalui jaringan nirkabel. Fungsi utama dari GCS adalah menampilkan informasi yang diterima dari roket secara *real time*. Selain itu perencanaan misi juga dapat dilakukan pada GCS. Saat terjadi kehilangan kontak dengan GCS pada roket maka sistem melakukan prosedur keamanan. Dalam prosedur keamanan roket dapat kembali ke *home base* atau berputar-putar di posisi terakhir. Untuk melakukan manuver algoritma sistem akan menghitung seberapa jauh posisi yang didapat dari GPS pada roket dan *waypoint* pertama. Kemudian sistem akan melihat sudut dan arah dari roket. Kemudian sistem akan memberikan perintah agar roket terbang ke *waypoint* pertama dengan jarak yang paling pendek.

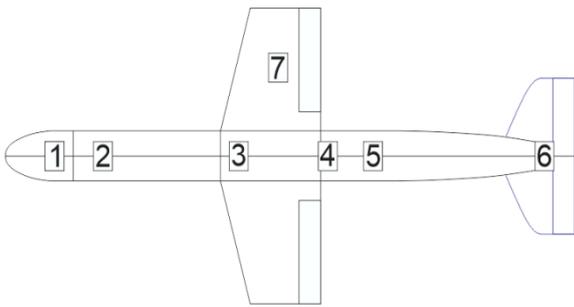
II. METODOLOGI

Perancangan sistem navigasi pada roket untuk mencapai target secara akurat membutuhkan komponen pendukung seperti wahana roket, GCS, dan radio komunikasi. Pada umumnya roket di disain untuk terbang dalam kecepatan tinggi tetapi pada penelitian ini telah dirancang sebuah roket tetapi dengan skala yang lebih kecil dari aslinya

A. Perancangan Peluru Kendali Jelajah

Peluru kendali jelajah adalah peluru kendali yang memanfaatkan gaya aerodinamika sebagai

penghasil gaya angkat agar dapat terbang. Badan roket biasanya berbentuk tabung untuk mengurangi gaya *drag* pada badan roket. Pada umumnya jenis pendorong yang digunakan adalah mesin jet. Namun, pada penelitian ini sistem propulsi yang digunakan adalah jenis motor elektrik. Roket terdiri dari beberapa bagian. Berikut bagian-bagian dari roket yang dirancang pada **Gambar 1**.



Gambar 1. Bagian bagian roket

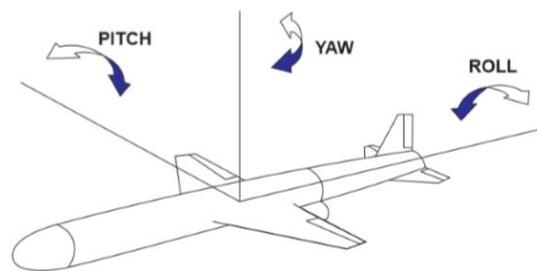
Pada **Gambar 1** bagian-bagian penting pada roket telah dinomori. Berikut penjelasan dari bagian-bagian itu sendiri.

1. Bagian nomor 1 merupakan hidung roket (*nose cone*) atau bagian terdepan roket yang menjadi pemecah aliran udara saat terbang. Biasanya *nose cone* berbentuk kerucut atau *elliptical* agar menghasilkan drag yang lebih kecil.
2. Bagian nomor 2 adalah ruang *payload*. *Payload* yang dibawa dapat berupa kamera dan sensor-sensor lain sesuai kebutuhan.
3. Bagian nomor 3 adalah letak titik *central of gravity* (CG). CG adalah titik pusat dimana masa roket harus seimbang, jika titik CG tidak ditentukan roket akan sulit untuk dikontrol.
4. Bagian nomor 4 adalah ruang sistem roket, ruang tersebut merupakan pusat kendali dari roket. Bagian nomor 5 adalah bagian sistem propulsi pada roket ini. Daya dorong yang dihasilkan ini harus memiliki perbandingan daya dorong terhadap berat total bernilai dua.
5. Bagian nomor 6 dan 7 merupakan *control surface*. *Control surface* merupakan bidang yang dapat bergerak pada sirip roket untuk mengontrol perilaku roket saat terbang.

B. Perancangan Control Surface

Sikap roket dapat dikontrol jika adanya aliran udara yang melewati sirip roket. *Control Surface* merupakan area yang dapat bergerak ke atas atau ke bawah dengan perubahan sudut maksimal 90° . Gerakan ini akan memanipulasi tekanan udara

pada sirip roket. Perubahan tekanan ini akan menghasilkan kontrol gerakan *roll*, *pitch*, dan *yaw* pada roket. Jika aliran udara pada *control surface* terganggu akan mengakibatkan gerakan yang tidak diharapkan. Gerakan *roll* dihasilkan dengan menggerakkan *control surface* pada sirip bagian tengah ke arah yang berlawanan. Gerakan *pitch* didapatkan dengan menggerakkan sirip bagian belakang ke atas atau ke bawah. Gerakan *yaw* didapatkan dengan menggerakkan sirip vertikal ke kanan dan ke kiri. Gerakan-gerakan ini didapat dengan memasang aktuator pada sirip roket. Berikut gambaran mengenai gerakan pada roket saat terbang yang akan ditunjukkan pada **Gambar 2**.



Gambar 2. Tiga sumbu kendali roket

C. Sistem Elektronik

Sistem navigasi akan bergantung pada komponen elektronik yang digunakan. Semakin baik komponen yang digunakan maka sistem yang ada semakin handal. Komponen yang paling penting adalah mikrokontroler. Karena mikrokontroler akan menjalankan semua program yang dibuat untuk mengendalikan komponen elektronik lainnya seperti motor servo, sistem propulsi, dan lainnya. Karena nantinya roket akan terbang dengan kecepatan antara 30-40m/s diperlukan mikrokontroler yang dapat bekerja dengan cepat. Pixhawk adalah mikrokontroler *open source* yang mendukung berbagai jenis *platform autopilot* [11]. Pixhawk merupakan *flight controller* yang paling populer dalam bidang UAV [11]. Pixhawk menggunakan processor STM32F427 32-bit 168MHz yang membuatnya mampu merespon dengan cepat. Didalam Pixhawk itu sendiri juga terdapat sensor-sensor seperti *accelerometer*, *gyroscope*, *magnetometer*, dan *barometer* untuk mendukung penerbangan pada roket. Berikut salah satu mikrokontroler Pixhawk pada **Gambar 3**.

GPS yang digunakan pada roket harus memiliki tingkat akurasi yang baik. Minimalnya GPS memiliki tingkat akurasi 0.6 sampai 0.9 meter. Titik koordinat yang akurat akan

didapatkan jika GPS terhubung dengan 12 satelit sekaligus. GPS Ublox Neo-M8N memiliki keunggulan untuk terhubung ke 24 *channel* satelit sekaligus. Berikut GPS yang dipakai ditunjukkan pada **Gambar 4**.



Gambar 3. Pixhawk FMUV3



Gambar 4. Ublox Neo-M8N

D. Sistem Propulsi

Sistem propulsi dengan motor *brushless* dan *blade* yang terlindungi dalam satu rumah tabung digunakan sebagai pengganti mesin jet pada roket konvensional. Kelebihan sistem propulsi ini dibandingkan dengan sistem propulsi elektrik lainnya adalah kecepatan rpm yang dimiliki lebih tinggi. Tetapi, torsi yang dihasilkan lebih kecil. Sistem propulsi jenis ini dapat dipakai secara

berulang ulang. Kecepatan putaran pada motor dapat dikontrol menggunakan *electric speed controller* (ESC). Motor dapat bekerja dengan maksimal jika ESC yang digunakan memiliki kapasitas arus yang lebih besar dari kebutuhan motornya. Berikut sistem propulsi yang digunakan ditunjukkan pada **Gambar 5**.

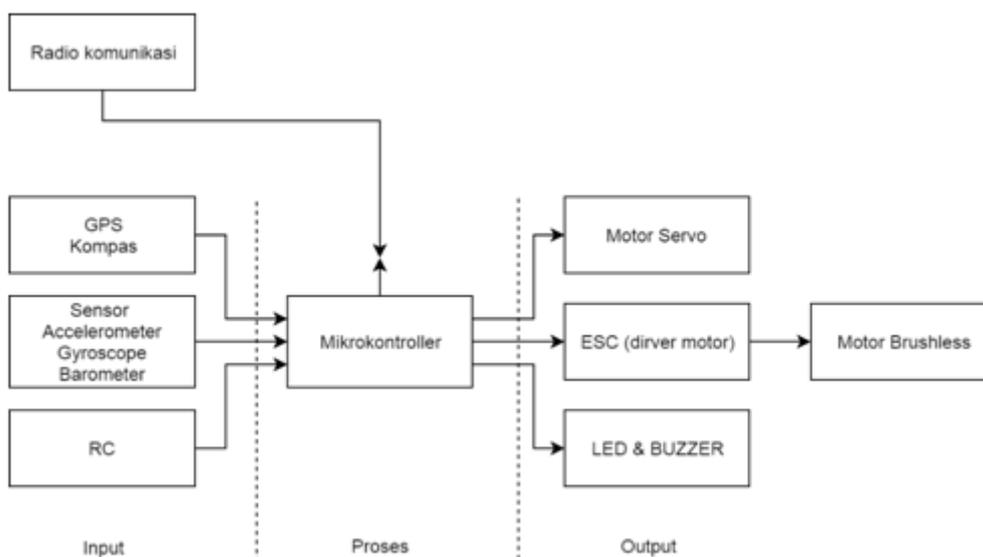


Gambar 5. Sistem propulsi EDF

E. Blok Diagram

Dalam merancang sebuah sistem, diperlukan suatu gambaran dasar alur kerja secara keseluruhan dengan cara membuat blok diagram agar proses perancangan dapat sesuai dengan sistem yang dikehendaki. Berikut adalah blok diagram dari sistem navigasi yang dirancang ditunjukkan pada **Gambar 6**.

Terdapat tiga bagian pada blok diagram yaitu: input, proses, dan output. Blok input pada adalah GPS, kompas, *accelerometer*, *gyroscope*, *barometer*, dan *remote control* (RC). Data-data pada blok input akan diolah oleh mikrokontroler untuk dijadikan acuan roket bernavigasi menuju target.



Gambar 6. Blok diagram sistem navigasi

F. Komunikasi Radio

Sikap roket dapat dimonitoring dengan menggunakan komunikasi radio antara roket dan GCS. Radio komunikasi terdapat pada roket dan juga pada GCS. Melalui radio komunikasi mikrokontroler akan mengirimkan ata menerima data antara roket EDF dan GCS secara *real-time*. Radio komunikasi yang digunakan pada penelitian ini adalah XBEE Pro dengan frekuensi 2.4 GHz. Radio komunikasi XBEE Pro 2.4 GHz yang dipakai telah menggunakan metode *frequency hopping* sehingga tidak akan mudah berinterferensi dengan sinyal radio yang memiliki frekuensi sama. Namun karena memiliki nilai frekuensi yang tinggi maka jarak jangkauan sinyal yang dapat diterima kurang dari 2 km. Berikut XBEE Pro yang dipakai ditunjukkan pada **Gambar 7**.



Gambar 7 Radio komunikasi XBEE Pro 2.4 GHz

GCS yang digunakan adalah *software Mission Planner*. GCS dapat digunakan juga untuk memberikan perintah langsung kepada roket EDF. Data yang didapat dari radio komunikasi akan diolah untuk memvisualisasikan sikap dari roket EDF seperti sudut kemiringan, ketinggian, lokasi, kecepatan, dan arah. Berikut tampilan utama dari GCS yang akan digunakan ditunjukkan pada **Gambar 8**.

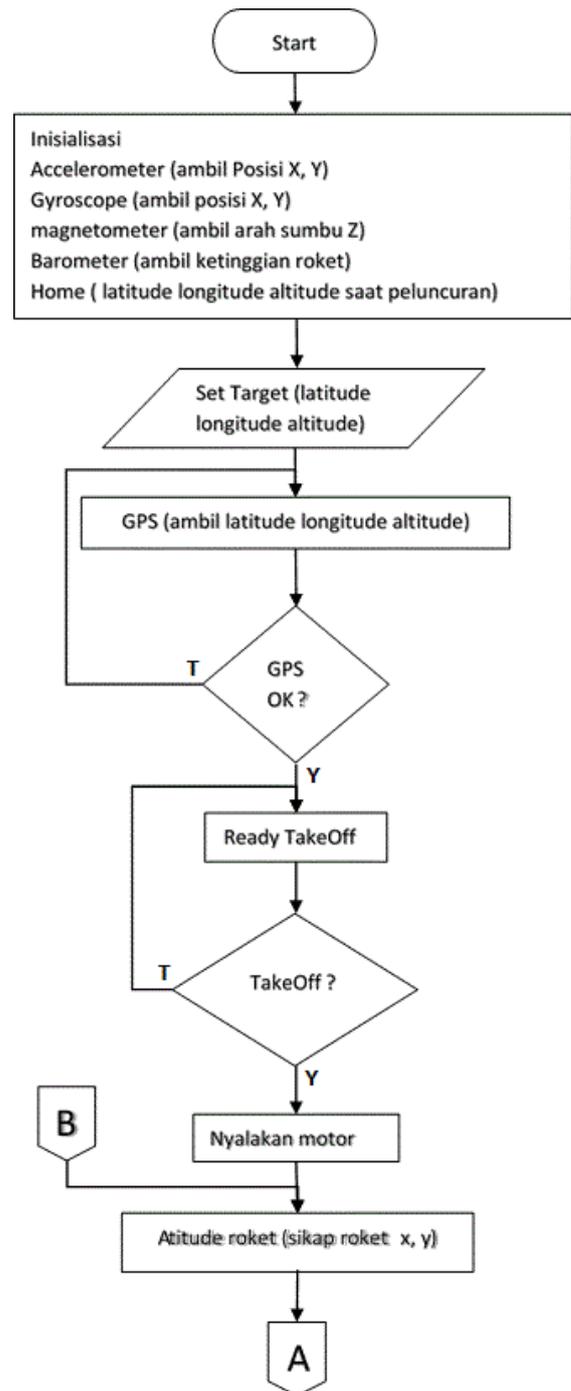


Gambar 8 Tampilan antarmuka GCS

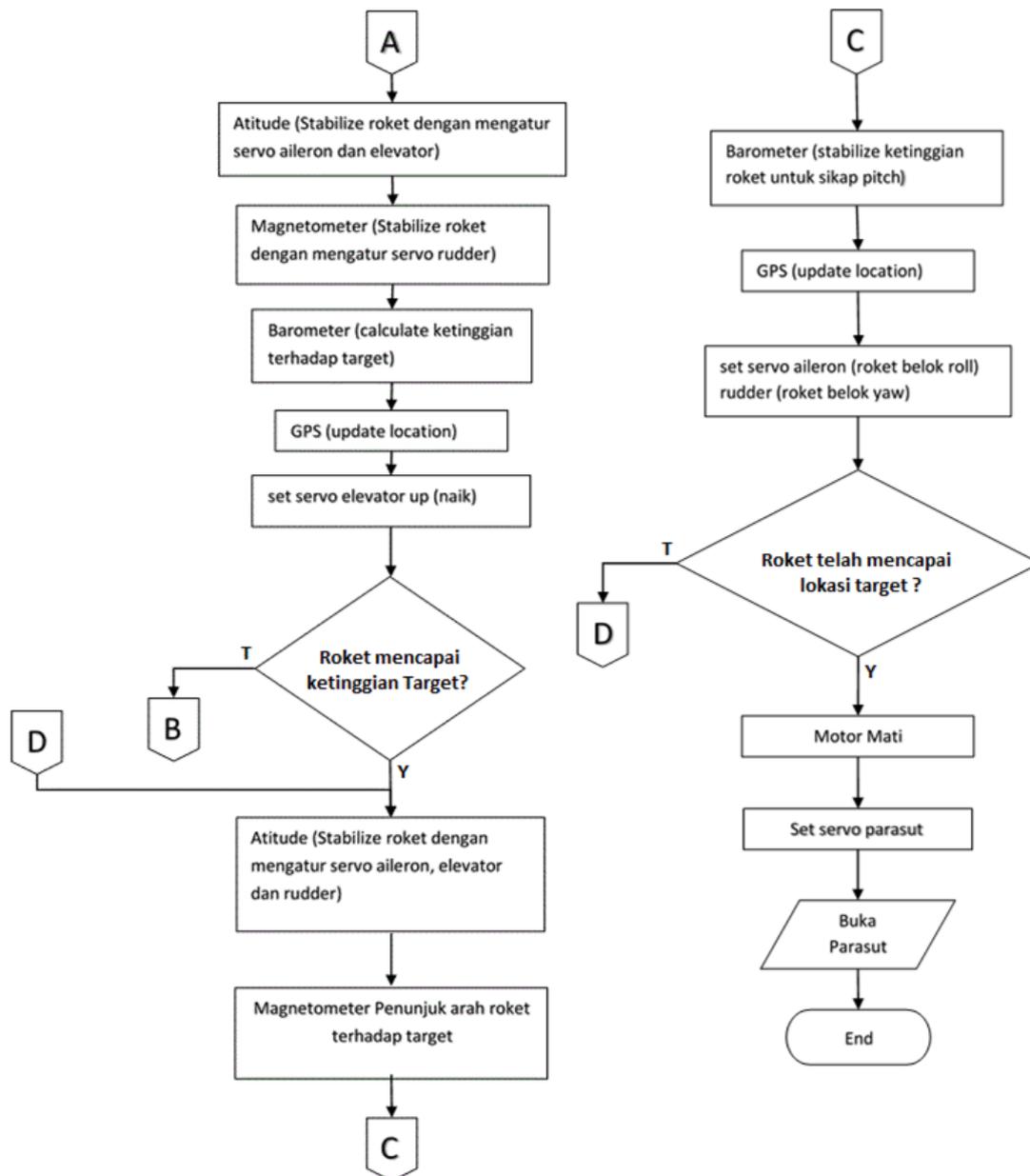
G. Perancangan Software

Dalam merancang sistem navigasi untuk roket diperlukan perangkat lunak yang cerdas dan mampu merrespon dengan cepat. Data yang didapatkan dari sensor sebagai *input*, harus diolah sehingga menghasilkan *output* sebagai hasil akhir

dari rancangan sistem. Dalam penelitian ini yang disebut sebagai perangkat lunak ialah *firmware* yang di unggah kedalam mikrokontroler menggunakan *software Mission Planner* pada komputer/laptop. Secara singkatnya sistem navigasi akan merubah arah terbang roket jika perkiraan lintasan tidak tepat pada *waypoint* pertama dengan cara menggerakkan servo pada sirip roket sampai didapatkan arah yang sesuai. Langkah kerja atau alur secara beruntun terdapat pada **Gambar 9**.



Gambar 9. Diagram prosedur sistem navigasi



Gambar 9. Diagram prosedur sistem navigasi (lanjutan)

Pada saat roket dihubungkan dengan suplai daya sistem akan mulai menginisialisasi sensor, kemudian membaca lokasi target yang tersimpan pada memori mikrokontroler. Nilai yang didapat dari sensor *barometer* akan dijadikan sebagai level ketinggian awal. Sebelum dapat melakukan *take off* roket akan menunggu GPS terkoneksi dengan satelit untuk mendapatkan koordinat roket saat ini. Titik koordinat yang didapat dari GPS akan dijadikan sebagai *home base* roket pada GCS. Setelah meluncur dari *launcher* roket akan meraih ketinggian, saat ketinggian yang ditentukan terpenuhi roket akan mempertahankan lintasan terbangnya sampai mencapai target. Setelah mencapai lokasi target sistem propulsi akan mati kemudian melakukan separasi

Setelah program yang dibuat selesai, program harus dijadikan *firmware* untuk Pixhawk. perangkat lunak yang digunakan untuk membangun *firmware* tersebut adalah PX4 *Toolchain*. Program yang dibuat akan di unggah melalui internet kemudian bisa di unduh kembali sebagai *firmware*. Berikut tampilan utama dari PX4 *Toolchain* ditunjukkan pada Gambar 10.

```

MINGW32:/d/DIVISIROKET/Navigasi/Roket
Welcome to the PX4 Toolchain.
Potato's@Potato-Computer /c/px4
$ cd /d/DIVISIROKET/Navigasi/Roket
Potato's@Potato-Computer /d/DIVISIROKET/Navigasi/Roket
$ make PX4
  
```

Gambar 10 Tampilan utama PX4 Toolchain

III. HASIL DAN DISKUSI

Perancangan *firmware* ini berfokus pada sistem navigasi untuk roket EDF, maka *firmware* ketika *cruising*, *return to home*, dan *failsafe* dilengkapi oleh bawaan program Pixhawk.

A. Pengujian Jangkauan Transmisi

Wahana roket EDF telah dibuat menggunakan bahan dasar *styrofoam* yang dilapisi dengan kain fiber dan resin sebagai penguat. Komponen-komponen elektronik telah dipasang pada roket seperti pada **Gambar 11**.



Gambar 11 Penempatan komponen pada ruadl

Mikrokontroler dipasang di belakang dan baterai didepan agar didapatkan keseimbangan berat pada roket di titik CG. Secara lengkap bila diurutkan dimulai dari input proses lalu output, roket ini terdiri dari beberapa bagian diantaranya:

1. 1 buah sensor GPS dan kompas
2. 1 buah mikrokontroler Pixhawk FMUv3
3. 1 buah baterai Li-Po
4. 1 buah radio komunikasi dengan antena diluar badan roket.
5. 1 buah sistem propulsi EDF di bagian bawah.
6. 4 buah servo pada sirip roket.

Letak radio komunikasi berada dibelakang agar letak semua komponen elektronik tersimpan rapi pada satu bagian. Ruang komponen elektronik ditunjukkan pada **Gambar 12**.



Gambar 12 Pemasangan radio Komunikasi

Pada pengujian ini roket harus melakukan transmisi data dengan GCS menggunakan radio komunikasi. Roket akan dinyalakan dan dibawa berjalan menjauhi GCS. Pengujian dilakukan di Lanud Sulaiman, Bandung. berikut tampilan GCS saat roket dibawa menjauh dari pada **Gambar 13**.



Gambar 13 Tampilan GCS saat uji jangkauan transmisi

Pada GCS dapat terlihat data yang dikirim dari roket diterima dengan baik tanpa adanya gangguan transmisi. Pada pengujian ini diketahui roket sudah memiliki sistem komunikasi yang baik.

B. Pengujian Separasi

Misi roket EDF dikatakan sukses jika roket telah melakukan separasi di lokasi target. Separasi yang dimaksud pada penelitian ini adalah parasut yang keluar terbuka dengan baik. Berikut proses separasi yang sukses dilakukan secara manual pada **Gambar 14**.



Gambar 14 Separasi parasut

C. Pengujian Sistem

Hal yang paling penting pada sistem adalah capaian pada target. Sistem navigasi yang telah dibangun di unggah pada mikrokontroler. Pengujian dilakukan dengan uji darat, dimana roket tidak diterbangkan langsung melainkan dibawa dari titik peluncuran menuju target. Dengan tercapainya tujuan yang ditargetkan maka sistem tersebut dapat dikatakan selesai. Berikut gambaran dari uji darat sistem navigasi yang dilakukan ditunjukkan pada **Gambar 16**.



Gambar 16 Uji darat sistem navigasi

Pada saat roket dibawa mendekati target dengan arah yang sesuai didepannya bidang kendali hanya berusaha untuk menyetabilkan sikap roket, sedangkan ketika dibawa mendekati target dengan lintasan yang melenceng sistem merespon dengan baik. Bidang kendali aerodinamika digerakkan agar dapat menyesuaikan kembali lintasan. Berikut tampilan pada GCS ketika perkiraan lintasan terbang roket EDF dijauhkan pada target ditunjukkan pada Gambar 17.



Gambar 17 Data navigasi roket pada GCS

Target merupakan titik *waypoint* dengan radius 15 m pada peta yang diberi label nomor 1. Garis merah merupakan perkiraan lintasan yang akan dilalui oleh roket saat terbang tanpa arah sedangkan garis oranye merupakan lintasan terbang yang seharusnya dilalui oleh roket untuk sampai ke target. Berdasarkan data hasil pergerakan *roll*, *pitch*, dan *yaw* yang tersimpan pada *log file* GCS. Sistem navigasi terus melakukan respon untuk mengarahkan kembali kepada jalur lintasan seharusnya. Berikut data pergerakan dari roket yang tercantum pada Tabel II.

Tabel II Data Sensor yang tersimpan pada *log file* GCS

No.	Waktu Pengambilan data	Data Roll	Data Pitch	Data Yaw
1	2018-08-09 T16:10:36.528	-0.3077741	0.1100848	-0.966009
2	2018-08-09 T16:10:36.768	-0.3260749	0.0930893	-1.032793
3	2018-08-09 T16:10:37.278	-0.3678436	0.0497058	-1.048985
4	2018-08-09 T16:10:37.548	-0.325762	0.0882402	-0.961623
5	2018-08-09 T16:10:38.298	-0.1544078	0.1301158	-0.874851
6	2018-08-09 T16:10:38.548	-0.1266485	0.0553917	-0.865255
7	2018-08-09 T16:10:38.748	-0.100853	0.0686538	-0.763456
8	2018-08-09 T16:10:39.278	-0.1127839	0.1184279	-0.709904
9	2018-08-09 T16:10:39.558	-0.1869887	0.0560262	-0.754868
10	2018-08-09 T16:10:40.318	-0.1331155	0.0759262	-0.690017
11	2018-08-09 T16:10:40.578	-0.1390811	0.0687972	-0.641495
12	2018-08-09 T16:10:40.818	-0.1241475	0.0543213	-0.630519
13	2018-08-09 T16:10:41.308	-0.1289835	0.0738508	-0.530309
14	2018-08-09 T16:10:41.588	-0.0886209	0.0802575	-0.472921
15	2018-08-09 T16:10:41.808	-0.0981758	0.0884885	-0.452044
16	2018-08-09 T16:10:42.068	-0.0874927	0.0864827	-0.405747
17	2018-08-09 T16:10:42.308	-0.0808677	0.0837891	-0.323092
18	2018-08-09 T16:10:42.578	-0.0642713	0.0813999	-0.195313
19	2018-08-09 T16:10:42.808	-0.0347428	0.0437559	-0.108459
20	2018-08-09 T16:10:43.578	-0.0858376	0.0636081	-0.086529
21	2018-08-09 T16:10:43.788	-0.0842308	0.0582809	-0.109988
22	2018-08-09 T16:10:44.048	-0.0838852	0.0818515	-0.096041
23	2018-08-09 T16:10:44.548	-0.0839674	0.1212597	-0.041639
24	2018-08-09 T16:10:45.057	0.01188295	0.1557636	0.2113094
25	2018-08-09 T16:10:45.547	0.01229457	0.1600703	0.2031478
26	2018-08-09 T16:10:45.817	0.01537661	0.1518412	0.2242318
27	2018-08-09 T16:10:46.057	0.02983336	0.1145141	0.2697543
28	2018-08-09 T16:10:46.317	0.01194402	0.1153473	0.281442
29	2018-08-09 T16:10:46.557	0.00455742	0.1089036	0.2267129
30	2018-08-09 T16:10:46.817	-0.0035137	0.1054701	0.1762379
31	2018-08-09 T16:10:47.047	-0.0249709	0.0799469	0.1466348
32	2018-08-09 T16:10:47.297	0.00112884	0.101272	0.1717249
33	2018-08-09 T16:10:47.557	0.03732549	0.1206017	0.1905333
34	2018-08-09 T16:10:47.797	0.07381023	0.1301626	0.1877757
35	2018-08-09 T16:10:48.067	0.09924296	0.1286663	0.1803895

Tabel III Data Sensor yang tersimpan pada *log file* GCS (lanjutan)

No.	Waktu Pengambilan data	Data Roll	Data Pitch	Data Yaw
36	2018-08-09 T16:10:48.307	0.04624032	0.1183889	0.2124655
37	2018-08-09 T16:10:48.557	0.06152032	0.126288	0.2777845
38	2018-08-09 T16:10:48.797	0.05013125	0.1282925	0.2755132
39	2018-08-09 T16:10:49.057	0.06507326	0.1205932	0.2162646
40	2018-08-09 T16:10:49.587	0.03285914	0.1422212	0.1775091
41	2018-08-09 T16:10:49.817	0.05512788	0.1507275	0.2128827
42	2018-08-09 T16:10:50.047	0.06541143	0.1087217	0.1757699
44	2018-08-09 T16:10:50.537	0.09546946	0.1349858	0.2346001
45	2018-08-09 T16:10:50.777	0.08145759	0.1180911	0.2710149
46	2018-08-09 T16:10:51.047	0.102261	0.1307351	0.3195799
47	2018-08-09 T16:10:51.287	0.1032495	0.1426287	0.2975603
48	2018-08-09 T16:10:51.557	0.06226487	0.0928609	0.2564873
49	2018-08-09 T16:10:52.047	0.04450033	0.1282967	0.3149947
50	2018-08-09 T16:10:52.267	0.07060096	0.1052958	0.3358152

Keterangan :

- Waktu pengambilan data = tanggal dan jam pengambilan data.
- Data *roll* = data kemiringan sumbu x dari sensor *accelerometer*, *gyroscope* dan *magnetometer* yang sudah diproses dengan perhitungan.
- Data *pitch* = data kemiringan sumbu y dari sensor *accelerometer*, *gyroscope* dan *magnetometer* yang sudah diproses dengan perhitungan.
- Data *yaw* = data kemiringan sumbu z dari sensor *accelerometer*, *gyroscope* dan *magnetometer* yang sudah diproses dengan perhitungan.

Jika sensor tidak merespon atau error maka akan terlihat pada data tersebut bernilai 0. Setelah dipastikan roket dapat merespon dengan baik, Setelah dirasa sistem dapat bekerja dengan baik, kemudian dilakukan pengujian kemampuan sistem untuk melakukan navigasi menuju target dengan lokasi *home* pada koordinat *latitude* -6.8517428 dan *longitude* 107.6061271 sedangkan target berada pada *latitude* -6.8513120 dan *longitude* 107.6062211. roket EDF kembali dibawa menuju target secara horizontal dengan mengikuti navigasi dari sistem. Berikut data hasil sistem navigasi untuk mencapai target pada **Tabel III**.

Tabel IV Uji navigasi mencapai target

No	Lokasi Home	Lokasi Target	Target dicapai
1	Lat = -6.8517434 Lon = 107.6061299	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	0
2	Lat = -6.8517341 Lon = 107.6061165	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	0
3	Lat = -6.8517480 Lon = 107.6061200	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	0
4	Lat = -6.8517370 Lon = 107.6061199	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	0
5	Lat = -6.8517354 Lon = 107.6061159	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	0
6	Lat = -6.8517333 Lon = 107.6061155	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	0
7	Lat = -6.8517382 Lon = 107.6061178	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	0
8	Lat = -6.8517333 Lon = 107.6061123	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	0
9	Lat = -6.8517441 Lon = 107.6061189	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	0
10	Lat = -6.8517403 Lon = 107.6061208	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
11	Lat = -6.8517493 Lon = 107.6061318	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
12	Lat = -6.8517414 Lon = 107.6061321	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
13	Lat = -6.8517451 Lon = 107.6061288	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
14	Lat = -6.8517434 Lon = 107.6061261	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
15	Lat = -6.8517441 Lon = 107.6061222	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
16	Lat = -6.8517485 Lon = 107.6061212	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
17	Lat = -6.8517462 Lon = 107.6061219	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
18	Lat = -6.8517481 Lon = 107.6061248	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
19	Lat = -6.8517486 Lon = 107.6061268	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
20	Lat = -6.8517415 Lon = 107.6061258	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
21	Lat = -6.8517421 Lon = 107.6061292	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
22	Lat = -6.8517428 Lon = 107.6061267	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
23	Lat = -6.8517454 Lon = 107.6061249	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
24	Lat = -6.8517432 Lon = 107.6061274	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
25	Lat = -6.8517416 Lon = 107.6061281	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
26	Lat = -6.8517425 Lon = 107.6061282	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
27	Lat = -6.8517493 Lon = 107.6061269	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
28	Lat = -6.8517444 Lon = 107.6061269	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
29	Lat = -6.8517453 Lon = 107.6061282	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1
30	Lat = -6.8517428 Lon = 107.6061271	Lat = -6.8513120 Lon = 107.6062211	1

Keterangan :

- Lat = *latitude*
- Lon = *longitude*
- Target dicapai = bernilai 0 jika gagal dan bernilai 1 jika berhasil.

Pada data pengujian **Tabel III**, *altitude* di set pada ketinggian 1 m, karena pengujian yang dilakukan yaitu tes darat bukan tes terbang. Maka dapat disimpulkan dari **Tabel III** persentase keberhasilan sistem navigasi untuk mengarahkan roket EDF menuju target yaitu sebesar 70%. Parameter keberhasilan diasumsikan ketika roket mengarahkan navigasi atau garis kuning masuk pada radius target. Tingkat akurasi pada sistem navigasi ini sangat dipengaruhi oleh keakuratan GPS. Semakin baik akurasi GPS yang digunakan maka sistem navigasi juga akan semakin akurat dalam mengarahkan roket EDF pada target. Berbeda dengan sistem navigasi berbasis 0-D [6], pada penelitian ini dengan metode *waypoint* tingkat akurasi berkisar antara ± 0.9 meter.

IV. KESIMPULAN

Setelah dilakukan pengujian pada sistem yang dirancang, dapat ditarik beberapa kesimpulan. Pada pengujian, sistem navigasi dapat merespon perubahan arah dengan tingkat keberhasilan 100%. Kemampuan sistem untuk memngubah posisi roket dengan cepat untuk mengarah kepada sasaran akan dipengaruhi oleh PID dalam sistem. Pada saat uji coba, PID yang digunakan sangatlah baik sehingga respon sistem terhadap perubahan lintasan roket dapat dengan sangat cepat untuk diperbaiki. Saat dilakukan pengujian navigasi, sistem navigasi pada roket selalu berusaha untuk mengembalikan roket pada lintasan yang seharusnya sampai menuju target dengan tingkat kegagalan sebesar 30%. Tetapi, Keakuratan pada sistem navigasi yang dirancang ini bergantung pada keakuratan GPS yang digunakan, ketika posisinya tidak akurat maka sistem navigasi akan klesitan untuk mencapai target. Pemilihan komponen yang baik dapat memaksimalkan kinerja sistem navigasi untuk mencapai target. Penyempurnaan pada algoritma sistem navigasi akan memperbaiki kinerja dari roket EDF. Pada uji transmisi dapat disimpulkan bahwa komunikasi antara roket EDF dan GCS dapat terhubung dengan baik. GCS juga dapat memvisualisasikan sikap roket saat bernavigasi secara *real time*

Setelah menyelesaikan sistem navigasi ini, ada beberapa saran agar sistem navigasi ini dapat dikembangkan menjadi lebih baik lagi. Sebaiknya komunikasi antara roket EDF dan GCS dapat menggunakan enkripsi dengan tingkat keamanan yang tinggi karena walaupun komunikasi radio yang digunakan menggunakan metode *frequency*

hopping, komunikasi antara roket dan GCS sempat mengalami interferensi sinyal. Jangkauan radio komunikasi diperluas dengan menggunakan antena *tracker* otomatis. Selain itu ukuran roket EDF lebih baik diperbesar sehingga dapat membawa *payload* yang lebih berat dan energi yang lebih banyak agar dapat menjangkau jarak yang cukup jauh. Pada sistem ini dapat dikembangkan lagi untuk menambah tingkat akurasi dengan menggabungkan navigasi berbasis *waypoint* dan navigasi berbasis *terrain countour matching*. Roket EDF yang dibuat pada penelitian ini hanya sanggup mencapai kecepatan terbang 150 km/jam. Penggunaan sistem propulsi yang memiliki perbandingan daya dorong dan berat total bernilai lebih dari 4 dapat meningkatkan kecepatan terbang sehingga kemungkinan roket untuk terdeteksi oleh radar akan sulit. Saat kecepatan terbang roket EDF naik kecepatan dari mikrokontroler juga perlu diperhatikan agar sistem mampu mengontrol sikap roket EDF dengan stabil karena salah perhitungan sedikit saja dapat mengakibatkan kecelakaan.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] G. M. Siouris, "Missile Control Systems, Springer-Verlag," *New York, Inc*, pp. 521-522, 2014.
- [2] G. S. Hadi, R. Varianto, R. B. Trilaksono, and A. Budiyo, "Autonomous UAV System Development for Payload Dropping Mission," *J. Instrumentation, Autom. Syst.*, vol. 1, no. 2, pp. 72-77, 2018.
- [3] J. Wang, "Integration of Gps / Ins / Vision Sensors To Navigate Unmanned Aerial Vehicles," *Int. Arch. Photogramm. Remote Sens. Spat. Inf. Sci.*, vol. 37, pp. 963-970, 2008.
- [4] M. Rengarajan, and G. Anitha, "Algorithm Development and Testing of Lowcost Waypoint Navigation System," *Proceeding of IRACST, Pune, India*, pp. 411-415, 2013.
- [5] Y. Xian, B. He, G. Liu, and G. Lei, "Cruise missile route planning based on quantum immune clone algorithm," *J. Inf. Comput. Sci.*, vol. 9, no. 8, pp. 2097-2105, 2012.
- [6] M. Xin, S. N. Balakrishnan, and E. J. Ohlmeyer, "Integrated Guidance and Control of Missiles With θ - D θ Method," *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol. 14, no. 6, pp. 981-992, 2006.
- [7] P. T. Dewi, G. S. Hadi, M. R. Kusnaedi, A. Budiarto, and A. Budiyo, "Design of Separate Lift and Thrust Hybrid UAV," *J. Instrumentation, Autom. Syst.*, vol. 2, no. 2, pp. 45-51, 2018
- [8] Y. B. Shtessel, I. A. Shkolnikov, and A. Levant, "Guidance and Control of Missile Interceptor Using Second-Order Sliding Modes," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 45, no. 1, pp. 110-124, 2009.
- [9] M. Rieke, T. Foerster, J. Geipel, and T. Prinz, "High-Precision Positioning and Real-Time Data Processing of Uav-Systems," *ISPRS - Int. Arch. Photogramm. Remote Sens. Spat. Inf. Sci.*, vol. XXXVIII-1/C22, no. May 2014, pp. 119-124, 2012.
- [10] F. Kendoul, Y. Zhenyu, and K. Nonami, "Embedded autopilot for accurate waypoint navigation and trajectory tracking: Application to miniature rotorcraft UAVs," *Proc. - IEEE Int. Conf. Robot. Autom.*, no. April 2016, pp. 2884-2890, 2009.
- [11] L. Meier, P. Tanskanen, F. Fraundorfer, and M. Pollefeys, "PIXHAWK: A system for autonomous flight using onboard computer vision," *In Proceedings IEEE International*

- Conference on Robotics and Automation*, pp. 2992–2997, 2011.
- [12] G. Zhang, and L. T. Hsu, “Intelligent GNSS/INS Integrated Navigation System for a Commercial UAV Flight Control

System,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 80, pp. 07-026, 2018.