

## **Pengamatan Sikap Terbang Roket *Electric Duct Fan* Secara *Autonomous***

**Kamarudin<sup>1\*</sup>, Eko Prasetyo<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>*Politeknik Negeri Batam, Jurusan Teknik Elektro, Batam*

*\*E-mail: kamarudin@polibatam.ac.id*

Received: 17-04-2020

Accepted: 30-04-2020

Published: 30-04-2020

### **Abstrak**

Roket merupakan salah satu teknologi dibidang pertahanan yang terus dikembangkan hingga saat ini. Negara yang mampu menguasai teknologi roket akan disegani oleh negara lain yang ada didunia. Selain digunakan untuk sistem alusista, sebuah roket juga digunakan untuk meluncurkan berbagai macam satelit yang dibutuhkan oleh manusia misalnya satelit komunikasi, cuaca, dan lain-lain. Roket didesain mirip peluru dilengkapi sayap dengan rasio ukuran lebar bentang sisi kiri sayap kesisi kanan sayap tidak lebih dari setengah panjang badan roket. Fungsi dari sayap untuk dapat menjaga posisi dari sudut elevasi yang dapat dikontrol secara *autonomous* berdasarkan perubahan data sudut dari sensor. Roket ini dilengkapi dengan sistem telemetri, dimana roket akan mengirim informasi dari wahana ke *ground segment* ditampilkan kedalam GUI (*Graphic User Interface*) secara *real-time* berupa data-data berupa ketinggian, elevasi, arah, dan data hasil pergerakan roket. Hasil pengujian 1 menunjukkan persentase rata-rata roket untuk tetap berada pada sudut elevasi sekitar 3,98%. Pengujian 2 sekitar 17,86% dan pengujian 3 sekitar 29,30%. Kecepatan rata-rata error roket untuk mencapai puncak sebesar 24,7 m/s. Perbedaan data persentase roket untuk berada pada posisi sudut elevasi dipengaruhi oleh perubahan kecepatan angin yang tidak stabil pada saat dilakukannya percobaan peluncuran.

**Kata kunci:** *Motor EDF, Autonomous, Roket, Sudut elevasi, ground segment*

### **Abstract**

*Rocket is one of the technologies in the field of defense that continues to be developed until now. A country capable of mastering rocket technology will be respected by other countries around the world. In addition to being used for weapon systems, a rocket is also used for technological advances in the field to launch a wide range of satellites required by humans for communication, weather forecasts and etc. The rocket is designed to resemble a bullet equipped with wings/fins with a ratio of the width of the left wing's side span/right wing fins/fins to no more than the length of the rocket's body. The function of the wing / fin to be able to maintain the position of an elevation angle that can be controlled autonomously based on changes in angle data from the sensor. This rocket is equipped with a telemetry system, where the rocket will send information from the vehicle to the ground segment displayed in the GUI (Graphic User Interface) in real time in the form of data - height, elevation, direction and the results of the rocket movement. Test result 1 shows the average percentage of rockets to remain at an elevation angle of around 3.98%. Testing 2 about 17.86% and testing 3 around 29.30%. Testing 2 about 17.86% and testing 3 around 29.30%. The average speed of the rocket error to reach the peak is 24.7 m/s. The difference in the percentage of rocket data to be in an elevation angle position is influenced by changes in wind speed that are not stable at the time of the launch trial.*

**Keywords:** *EDF Motor, Autonomous, Rocket, Elevation angle, ground segment*

## Pendahuluan

Kemajuan teknologi dibidang ketahanan dan pertahanan negara berkembang sangat pesat, salah satu teknologi yang terus dikembangkan hingga saat ini adalah teknologi roket. Roket merupakan suatu wahana yang memiliki pengaruh cukup besar dalam pertahanan suatu negara. Negara yang mampu menguasai teknologi roket akan disegani oleh Negara lainnya yang ada didunia. Selain digunakan untuk sistem alutsista sebuah negara, roket juga dapat digunakan mengorbitkan sebuah satelit. dibidang lain seperti untuk meluncurkan berbagai macam satelit yang dibutuhkan oleh manusia salah satu contoh satelit komunikasi, cuaca dan lain-lain.

Negara Kesatuan Republik Indonesia (NKRI) merupakan negara yang letaknya dikelilingi oleh beberapa negara tetangga dan memiliki beribu pulau yang terbentang luas. Untuk membantu dalam proses pemantauan dan perlindungan dari gangguan pihak luar, sehingga membutuhkan pengamanan yang cukup kuat untuk mempertahankan wilayah kesatuan republik Indonesia, salah satu sistem yang memungkinkan untuk mendorong itu semua dengan kemajuan teknologi dibidang peroketan.

Roket didesain dengan bentuk mirip peluru yang dilengkapi sayap atau ekor dengan rasio ukuran lebar bentang sisi kiri sayap atau ekor kesisi kanan sayap atau ekor tidak lebih dari setengah panjang badan roket. Roket ini dilengkapi dengan sistem telemetri, dimana roket akan mengirim informasi dari wahana ke *ground segment* berupa data-data dari sensor yang digunakan, data tersebut diantaranya berupa data percepatan menunjukkan sikap dari roket, ketinggian, sudut elevasi, kompas, *latitude* dan *longitude* dari sensor GPS yang berfungsi untuk mengetahui posisi dari roket.

Yulnandi dkk melakukan penelitian menghitung sikap roket dengan algoritma *Direction Cosine Matrix* (DCM) dan pengontrol PID digunakan untuk mengatur dinamika roket berdasarkan spesifikasi yang diinginkan.[1]

Sistem pengontrolan sikap pada penelitian ini menggunakan sistem PID. Pengontrolan sikap menggunakan PID juga pernah dilakukan oleh Kamarudin dkk dalam penelitiannya dimanfaatkan PID untuk mengontrol sikap sebuah kubus. Pengontrolan sikap menggunakan metode PI, PD dan PID.[2][3]

Pada saat roket terbang perlu melihat posisi/sikap ketika roket terbang data sikap roket dikirim ke GCS. Mulyana dkk pernah melakukan riset membuat sistem komunikasi roket EDF dengan GCS. Sensor sikap yang digunakan pa-

da penelitiannya menggunakan sensor IMU (Inertial Measurement Unit) yang terdiri dari 3 sumbu giroskop 3-axis dan Accelerometer 3-axis.[4]

Nugroho dkk melakukan penelitian roket menggunakan mesin penggerak Electric Ducted Fan (EDF) roket yang memakai motor sebagai penggerak dan dikhususkan pada ketinggian rendah. Untuk memantau dan mengendalikan roket diperlukan terminal yang dinamakan *Ground station* (GS). Terminal ini terletak di darat dan keberadaannya wajib guna memantau misi dan data yang ditangkap oleh roket melalui media gelombang radio. [5]

Sutresman dkk melakukan penelitian kendaraan permukaan tak berawak (USV) dioperasikan di permukaan air untuk tujuan tertentu. Untuk mengetahui posisi dari kendaraan tanpa awak menggunakan sistem tracking dengan memanfaatkan sensor GPS. [6]

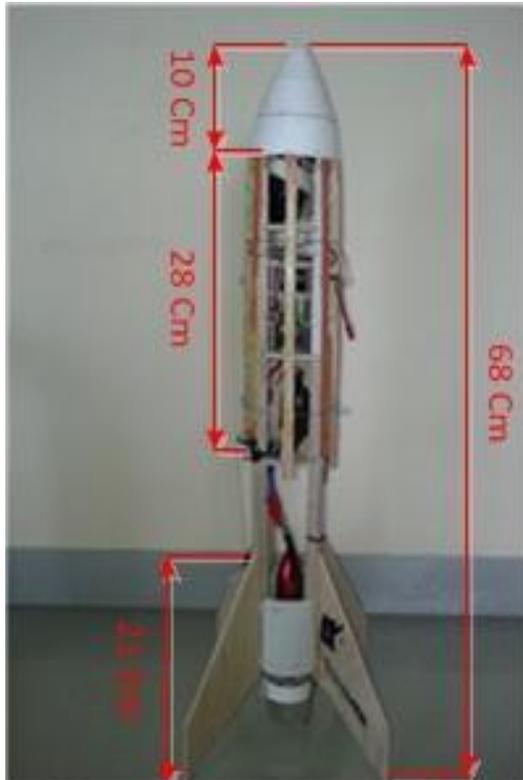
Pamungkas dkk meneliti roket EDF (*electric ducted fan*) merupakan suatu objek terbang berbentuk menyerupai peluru dengan menggunakan motor listrik berselubung sebagai pendorongnya. Roket ini dikendalikan secara *autonomous* dengan memanfaatkan sensor akselerometer, giroskop, dan magnetometer untuk mengetahui sikap roket terhadap gravitasi bumi dan magnet bumi. Dalam mengendalikan roket diperlukan suatu sistem kendali yang mampu mengendalikan roket dengan data sensor yang telah diolah menjadi nilai sikap sistem kendali yang digunakan adalah kendali proporsional integral derivatif (PID) dengan metode tuning Ziegler-Nichols.[7]

## Metode Penelitian

Penelitian akan diawali dengan studi literatur sesuai dengan alat yang akan dibuat. Diantaranya studi literatur tentang sensor-sensor, motor, dan mekanik roket. Dilanjutkan dengan perancangan mekanik roket. Pada bagian ini akan dilakukan pembuatan *body* roket, dalam pembuatan *body* roket ini, akan terdapat beberapa bagian pembentuk roket yang terdiri dari bagian aktuator roket, tempat penyimpanan parasut dan tempat penyimpanan sistem *payload*. Perancangan sistem elektronik adalah bagian dimana sensor-sensor yang akan digunakan digabungkan menjadi satu sistem yang disebut dengan *payload* sistem. *Payload* sistem ini nantinya akan menjadi bagian yang penting dalam pembuatan roket karena bagian ini merupakan otak yang mengatur hampir seluruh sistem yang ada pada roket. Diantaranya untuk sistem komunikasi roket dan untuk mengatur pergerakan aktuator roket. Perancangan *software* adalah bagian pembuatan sistem *monitoring*, biasanya dise-

but dengan GUI (*Graphic User Interface*). Bagian ini berfungsi untuk *monitoring* pergerakan roket.

Gambar 1 merupakan dimensi dari roket yang telah dirancang.



Gambar 3.1 Dimensi Roket

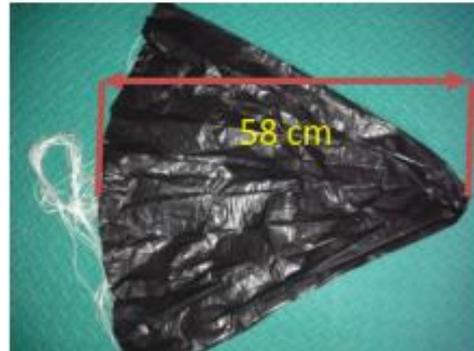
*Cone* pada roket sangat berpengaruh pada kestabilan roket saat meluncur, *cone* juga dibuat lancip agar memiliki kecepatan yang maksimal. *Cone* dapat dilihat pada gambar 2



Gambar 2. *Cone* roket

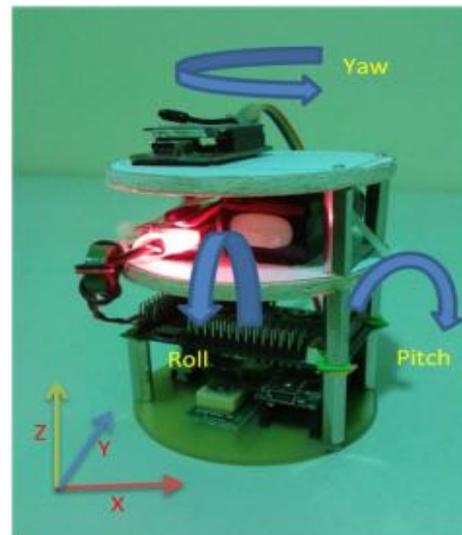
Pada desain roket ini dibuat tempat penyimpanan parasut, parasut dipasang pada roket ber-

tujuan pada saat roket telah sampai pada titik ketinggian tertentu dan roket dapat mendarat dengan kecepatan dapat diatur sesuai dengan desain parasut. Parasut dapat dilihat pada gambar 3



Gambar 3. Parasut

*Payload* merupakan bagian dari sebuah roket didalamnya terdapat sistem kontrol, sensor yang digunakan untuk mengetahui kondisi roket atau untuk mengetahui keadaan tertentu sesuai dengan misi dari masing-masing yang dibawa oleh roket tersebut. *Payload* dapat dilihat pada gambar 4.

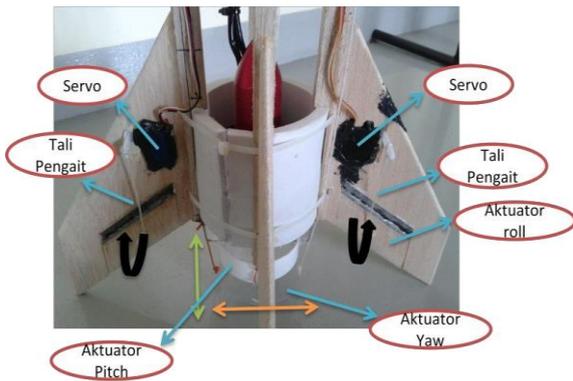


Gambar 4. Payload

Baterai merupakan sumber energi yang digunakan roket untuk bergerak. Penentuan kapasitas batere sangatlah penting pada roket EDF, baterai sangat menentukan lama sebuah roket bisa bermanuver. Jika baterai habis atau dayanya berkurang roket tidak bisa bekerja dengan baik bahkan bisa mengakibatkan roket tidak bisa menjalankan misinya.

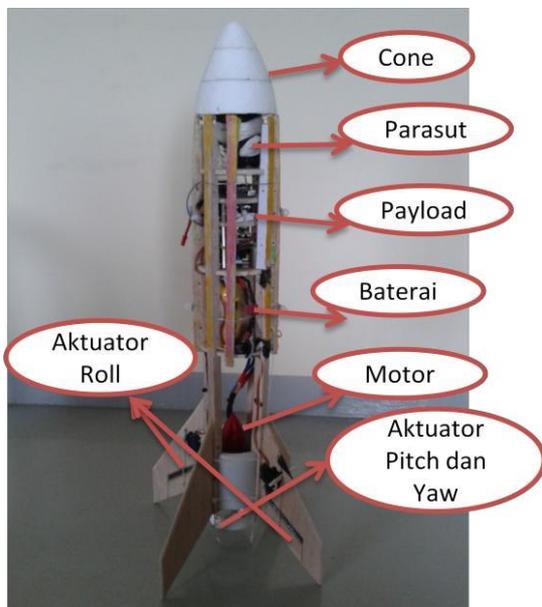
Gambar 5 merupakan bagian aktuator yang terdiri dari aktuator *pitch*, *roll*, dan *yaw*. Aktuator *pitch* (angguk) berfungsi untuk menjaga roket dari pergerakan *pitch*, aktuator *yaw* (geleng) berfungsi untuk menjaga roket dari pergerakan *yaw* dan aktuator *roll* (putar) berfungsi untuk menjaga roket dari pergerakan *roll*. Setiap pergerakan dari

aktuator menggunakan bantuan dari motor *servo*. Garis berwarna hijau pada gambar menunjukkan arah pergerakan dari aktuator *pitch*. Aktuator akan bergerak kedepan atau kebelakang. Garis berwarna *orange* menunjukkan arah pergerakan aktuator *yaw*. Aktuator akan bergerak kearah kanan atau kiri. Garis berwarna hitam menunjukkan arah pergerakan dari aktuator *roll*. Arah pergerakan aktuator *roll* akan berbeda arah. Apabila aktuator yang sebelah kiri bergerak kebelakang maka aktuator sebelah kanan akan bergerak kearah depan. Aktuator-aktuator ini akan mengakibatkan perubahan posisi roket dengan memanfaatkan tekanan angin.



Gambar 5. Actuatur Roket

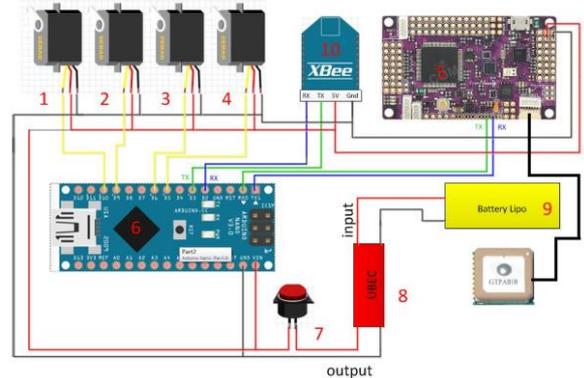
Gambar 6 merupakan gambar roket secara utuh dengan penempatan dari masing-masing bagian dari roket.



Gambar 6 Bagian Roket

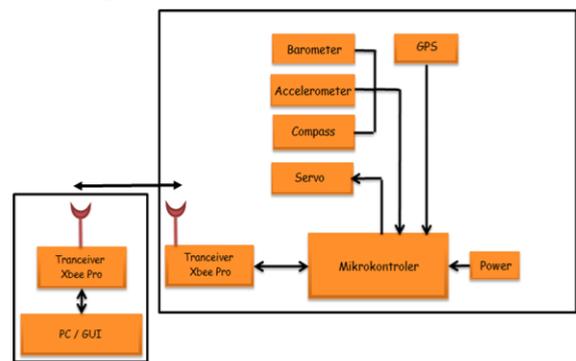
Perancangan elektronik atau elektrikal *payload* sistem adalah skema pemasangan sensor, catu daya sebagai *supply* tegangan, motor *servo*, *Radio Frequency* (RF) dan mikrokontroler (arduino) sebagai perangkat untuk memproses

data-data sensor. Penggunaan sensor *accelerometer*, *barometer* dan kompas tergabung dalam sebuah modul sensor (*ardupilot*). Perancangan elektrikal *payload* sistem dapat dilihat pada gambar 7.



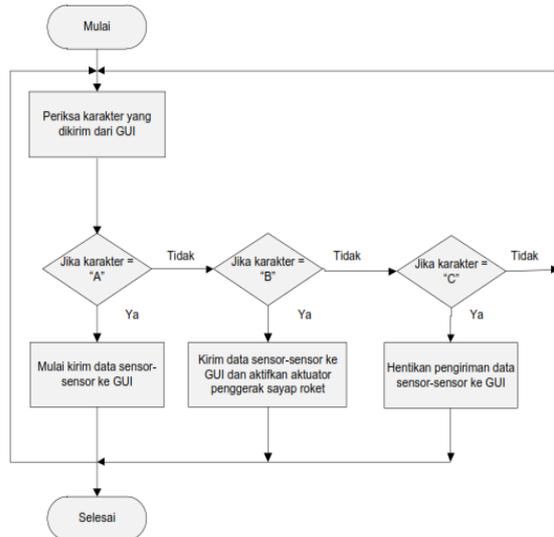
Gambar 7. Perancangan Elektrikal

*Block diagram* pada gambar 8 menjelaskan secara umum sistem komunikasi pengiriman data antara *Graphic User Interface* (GUI) dengan perangkat sensor yang ada di roket. Untuk mengaktifkan proses pengiriman data sensor dikontrol dari GUI dengan menggunakan perangkat penghubung berupa RF (*Radio Frequency*). Data –data yang dikirim dari sensor langsung ditampilkan pada GUI dalam bentuk grafik.



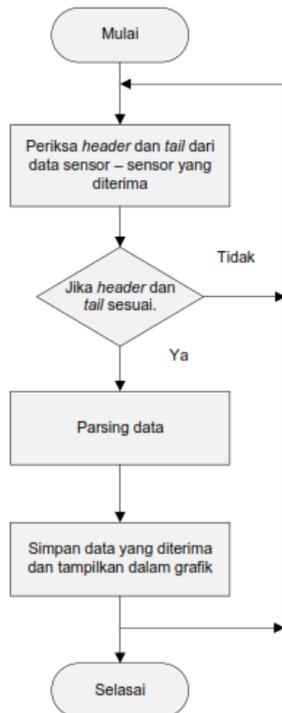
Gambar 8. Block Diagram Sistem Komunikasi Roket

Dalam perancangan roket, sistem komunikasi dibedakan menjadi dua. Untuk komunikasi yang pertama dijelaskan yaitu bagaimana sistem penerimaan data pada mikrokontroler. Data – data tersebut berupa perintah yang dikirimkan dari GUI dan harus diproses oleh mikrokontroler. Flowchart proses penerimaan data dapat dilihat pada gambar 9



Gambar 9. Flowchart Sistem Penerima Data di Mikrokontroler

Mikrokontroler membaca data masukan yang dikirimkan dari GUI lalu membandingkannya. Jika karakter yang dikirimkan dari GUI berupa data "A" maka mikrokontroler akan menjalankan proses pengiriman data sensor-sensor ke GUI. Selanjutnya jika karakter yang dikirimkan berupa data "B" maka mikrokontroler akan mengirimkan data sensor-sensor sekaligus menjalankan fungsi untuk mengaktifkan *actuator* penggerak sayap-sayap atau *fin*. Jika karakter yang dikirimkan berupa data "C" maka mikrokontroler akan menghentikan proses pengiriman data sensor-sensor ke GUI.



Gambar 10. Flowchart Sistem Penerima Data di GUI

Sistem komunikasi yang kedua yaitu proses penerimaan data-data sensor pada GUI yang dikirimkan oleh mikrokontroler. Pertama, GUI akan membaca data-data yang diterima, lalu data tersebut di *parsing* atau dipisahkan. Data sensor percepatan, ketinggian, dan elevasi akan ditampilkan dalam bentuk grafik secara *real time* untuk melihat sikap dari pergerakan roket yang diluncurkan. Adapun *flowchart* penerima data ini dapat dilihat pada gambar 10.



Gambar 11 GUI Ground Segment

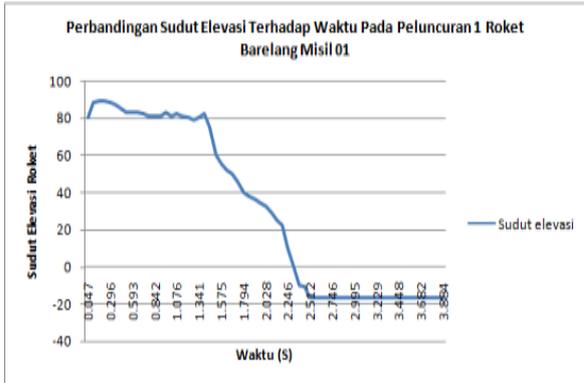
*Ground Segment* adalah stasiun penerima data dan juga stasiun pengendali roket (transmisi data), *ground segment* terdiri dari sistem *transmitter-receiver*/TX-RX (pemancar-penerima) dan juga *software* yang dapat menerima data sekaligus menyimpannya. Terdiri dari data percepatan, kompas, sudut elevasi, ketinggian. Data tersebut disimpan dalam memori sebagai analisa data dalam t (waktu) tertentu. Data-data dikirim secara terus menerus atau *real time* untuk mengetahui dinamika dari roket. Desain dari *ground segment* dapat dilihat pada gambar 11.

## Hasil dan Diskusi

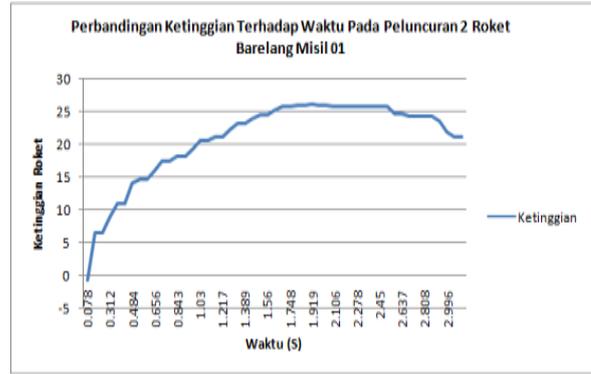
Pengujian peluncuran adalah pengujian yang dilakukan dengan meluncurkan roket sesuai dengan sudut yang telah ditentukan. Dalam hal ini peluncuran 1 dan 2 dilakukan pada sudut 80° dan peluncuran 3 pada sudut 90°.

### Peluncuran 1

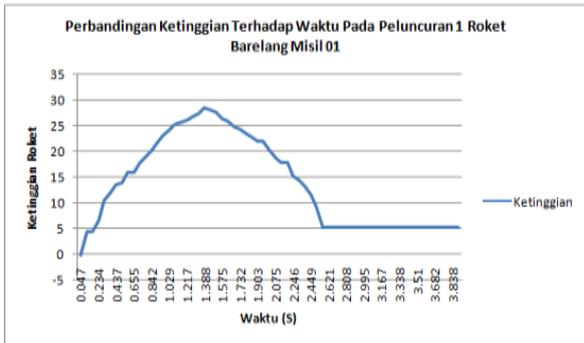
Berdasarkan data peluncuran pada gambar 12, terjadi hentakan yang cukup kuat pada awal peluncuran, sehingga sudut elevasi menjauh dari sudut 80°. Namun pada detik 0,593 roket mencoba untuk menstabilkan posisi pada sudut 80°. Ketinggian maksimal dari peluncuran ini berada pada ketinggian 28 meter dapat dilihat pada gambar 13.



Gambar 12. Pergerakan Roket Berdasarkan Sudut Elevasi



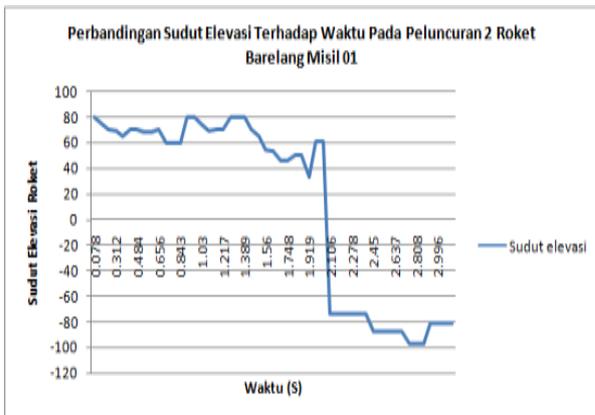
Gambar 15 Data Ketinggian Peluncuran Roket



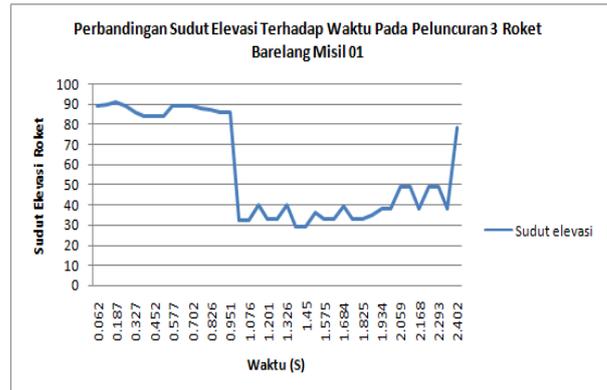
Gambar 13 Data Ketinggian Peluncuran Roket

### Peluncuran 2

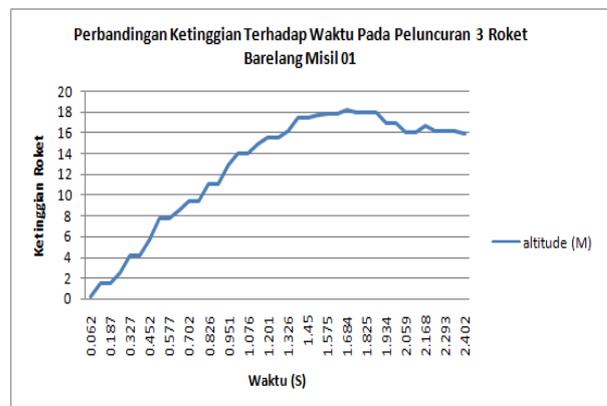
Dapat dilihat pada gambar 14, peluncuran roket dilakukan pada detik 0,078, hentakan yang kuat pada awal peluncuran mengakibatkan roket menjauh dari sudut yang ditentukan. Antara detik 0,843 dan 1,389, roket mencoba untuk menstabilkan posisi. Pada detik 1.389, ketinggian roket mencapai titik maksimal pada ketinggian 26 meter dapat dilihat pada gambar 15. Karena daya dorong motor tidak mampu lagi mendorong roket lebih tinggi, roket akhirnya jatuh kebumi.



Gambar 14 Pergerakan Roket Berdasarkan Sudut Elevasi



Gambar 16. Pergerakan Roket Berdasarkan Sudut Elevasi



Gambar 17 Data Ketinggian Peluncuran Roket

### Peluncuran 3

Dari hasil peluncuran 3 seperti yang terlihat pada gambar 16, pergerakan roket tidak stabil. Meskipun beberapa kali mencoba untuk menuju sudut peluncuran. Kondisi angin cukup kencang mempengaruhi perubahan sudut roket sehingga mendorong roket menjauhi sudut elevasi. Peluncuran dilakukan pada detik 0,062 dengan ketinggian maksimal peluncuran pada ketinggian 18 meter dapat dilihat pada gambar 17.

### Pengujian Parasut

Pengujian parasut adalah untuk melihat apakah parasut dapat mengembang setelah

proses peluncuran roket dilakukan. Data pengujian parasut diambil pada percobaan 3 dapat dilihat pada gambar 16 parasut mengembang pada detik ke 2.4 dan hasil pengujian dapat dilihat pada gambar 18. Roket berhasil melakukan separasi dan mengeluarkan parasut sebagai sistem proteksi dari jatuh bebas.



Gambar 18 Pengujian Parasut

**Data Error Hasil Peluncuran**

Dalam proses peluncuran terdapat *data error* yang disebabkan oleh berbagai macam faktor salah satu faktor yang sangat berpengaruh pada peluncuran roket adalah faktor angin.

Tabel 1. Data Error Peluncuran 1

| Waktu | Setpoint (°) | Sudut Elevasi (°) | Error UP1 (%) |
|-------|--------------|-------------------|---------------|
| 0.047 | 80           | 80                | 0.00          |
| 0.109 | 80           | 88                | 10.00         |
| 0.171 | 80           | 89                | 11.25         |
| 0.234 | 80           | 89                | 11.25         |
| 0.296 | 80           | 88                | 10.00         |
| 0.359 | 80           | 87                | 8.75          |
| 0.437 | 80           | 85                | 6.25          |
| 0.499 | 80           | 83                | 3.75          |
| 0.593 | 80           | 83                | 3.75          |
| 0.655 | 80           | 83                | 3.75          |
| 0.717 | 80           | 82                | 2.50          |
| 0.764 | 80           | 81                | 1.25          |
| 0.842 | 80           | 81                | 1.25          |
| 0.905 | 80           | 81                | 1.25          |
| 0.967 | 80           | 83                | 3.75          |
| 1.029 | 80           | 81                | 1.25          |
| 1.076 | 80           | 82                | 2.50          |
| 1.154 | 80           | 81                | 1.25          |
| 1.217 | 80           | 80                | 0.00          |
| 1.263 | 80           | 79                | 1.25          |
| 1.341 | 80           | 80                | 0.00          |
| 1.388 | 80           | 82                | 2.50          |

|                   |      |
|-------------------|------|
| Rata – Rata Error | 3.98 |
|-------------------|------|

Tabel 2. Data Error Peluncuran 2

| Waktu | Setpoint (°) | Sudut Elevasi (°) | Error UP2 (%) |
|-------|--------------|-------------------|---------------|
| 0.078 | 80           | 80                | 0.00          |
| 0.172 | 80           | 75                | 6.25          |
| 0.25  | 80           | 70                | 12.50         |
| 0.312 | 80           | 69                | 13.75         |
| 0.375 | 80           | 65                | 18.75         |
| 0.437 | 80           | 70                | 12.50         |
| 0.484 | 80           | 70                | 12.50         |
| 0.546 | 80           | 68                | 15.00         |
| 0.609 | 80           | 68                | 15.00         |
| 0.656 | 80           | 70                | 12.50         |
| 0.718 | 80           | 60                | 25.00         |
| 0.78  | 80           | 60                | 25.00         |
| 0.843 | 80           | 60                | 25.00         |
| 0.905 | 80           | 80                | 0.00          |
| 0.968 | 80           | 80                | 0.00          |
| 1.03  | 80           | 75                | 6.25          |
| 1.092 | 80           | 69                | 13.75         |
| 1.155 | 80           | 70                | 12.50         |
| 1.217 | 80           | 70                | 12.50         |
| 1.264 | 80           | 80                | 0.00          |
| 1.326 | 80           | 80                | 0.00          |
| 1.389 | 80           | 80                | 0.00          |
| 1.451 | 80           | 70                | 12.50         |
| 1.514 | 80           | 65                | 18.75         |
| 1.56  | 80           | 55                | 31.25         |
| 1.623 | 80           | 53                | 33.75         |
| 1.685 | 80           | 46                | 42.50         |
| 1.748 | 80           | 46                | 42.50         |
| 1.81  | 80           | 50                | 37.50         |
| 1.872 | 80           | 50                | 37.50         |
| 1.919 | 80           | 33                | 58.75         |

|                   |       |
|-------------------|-------|
| Rata – Rata Error | 17.86 |
|-------------------|-------|

Tabel 3. Data Error Peluncuran 3

| Waktu | Setpoint (°) | Sudut Elevasi (°) | Error UP3 (%) |
|-------|--------------|-------------------|---------------|
| 0.062 | 90           | 89                | 1.11          |
| 0.124 | 90           | 90                | 0.00          |
| 0.187 | 90           | 91                | 1.11          |
| 0.265 | 90           | 89                | 1.11          |
| 0.327 | 90           | 86                | 4.44          |
| 0.39  | 90           | 84                | 6.67          |
| 0.452 | 90           | 84                | 6.67          |
| 0.499 | 90           | 84                | 6.67          |
| 0.577 | 90           | 89                | 1.11          |
| 0.639 | 90           | 89                | 1.11          |
| 0.702 | 90           | 89                | 1.11          |
| 0.764 | 90           | 88                | 2.22          |
| 0.826 | 90           | 87                | 3.33          |
| 0.889 | 90           | 86                | 4.44          |
| 0.951 | 90           | 86                | 4.44          |
| 0.998 | 90           | 32                | 64.44         |
| 1.076 | 90           | 32                | 64.44         |
| 1.138 | 90           | 40                | 55.56         |
| 1.201 | 90           | 33                | 63.33         |
| 1.263 | 90           | 33                | 63.33         |
| 1.326 | 90           | 40                | 55.56         |
| 1.388 | 90           | 29                | 67.78         |
| 1.45  | 90           | 29                | 67.78         |
| 1.497 | 90           | 36                | 60.00         |
| 1.575 | 90           | 33                | 63.33         |

| Waktu             | Setpoint (°) | Sudut Elevasi (°) | Error UP3 (%) |
|-------------------|--------------|-------------------|---------------|
| 1.622             | 90           | 33                | 63.33         |
| 1.684             | 90           | 39                | 56.67         |
| Rata – Rata Error |              |                   | 29.30         |

Untuk mencari nilai error dari data peluncuran, dapat digunakan rumus

$$Error (\%) = \frac{(|\text{Sudut elevasi} - \text{Set point}|)}{\text{Set point}} * 100\%$$

## Simpulan

1. Data yang digunakan untuk membantu menganalisa dan mengetahui perilaku pergerakan roket ketika terbang menggunakan data waktu dan data sudut elevasi.
2. Roket telah berhasil mengirimkan data secara *real time* ke *ground segment*.
3. Persentase rata-rata *error* roket untuk tetap berada pada sudut elevasi pada peluncuran pertama sekitar 3,98%, peluncuran kedua 17,86% dan peluncuran ketiga 29,30%. Perubahan data tersebut dikarenakan kondisi angin yang tidak stabil pada saat peluncuran.
4. Ketinggian maksimum roket pada peluncuran pertama sekitar 28 m, peluncuran kedua 26 m dan peluncuran ketiga 18 m.
5. Kecepatan rata-rata roket untuk mencapai puncak sekitar 24,7 m/s.

## Ucapan Terima Kasih

Ucapan terima kasih disampaikan kepada Politeknik Negeri Batam dan LAPAN yang telah banyak membantu dalam proses penelitian ini.

## Daftar Pustaka

- [1]. Yulnandi, R.A., Machbub, C., Prihatmanto, A.S. and Hidayat, E.M.I., 2017. Design and implementation of hardware in the loop simulation for electric ducted fan rocket control system using 8-bit microcontroller and real-time open source middleware. *Journal of Mechatronics, Electrical Power, and Vehicular Technology*, 8(1), pp.60-69.
- [2]. Kamarudin, Pitowarno, E., 2015, September. 2D independent actuator control based on a Proportional Derivative Active Force Control. In *2015 International Electronics Symposium (IES)* (pp. 79-84). IEEE.
- [3]. Kamarudin, Endra Pitowarno dan R. Sanggar Dewanto, 2016, June. 3D Independent Actuators Control Based On A Proportional Derivative Active Force Control. *Journal of Ocean, Mechanical and Aerospace-Science and Engineering*. 32.pp.12-17.
- [4]. Mulyana, A. and Faiz, L.A.A., 2018, February. Designing on-Board Data Handling for EDF (Electric Ducted Fan) Rocket. In *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* (Vol. 306, No. 1, p. 012004). IOP Publishing.
- [5]. Nugroho, A.A., Bruhanuddin, B. and Su- raatmaja, M.S., 2015. Perancangan Dan Realisasi Sistem Kendali Dan Komunikasi Multi Client Ground Station Untuk Edf Roket. *eProceedings of Engineering*, 2(2).
- [6]. Sutresman, O., Syam, R. and Asmal, S., 2017. Controlling Unmanned Surface Vehicle Rocket using GPS Tracking Method. *Int. J. Technol*, 8, pp.709-718.
- [7]. Pamungkas, W., Sumbodo, B.A.A. and Atmaji, C., 2017. Implementasi Kalman Filter Pada Kendali Roket EDF. *IJEIS (Indonesian Journal of Electronics and Instrumentation Systems)*, 7(1), pp.37-48.
- [8]. Budiastira, I.N., Partha, C.G.I., Janardana, I.G. and Wijaya, I.W., Graphic Monitoring on Test of Rocket Launch Payload. *Journal of Electrical, Electronics and Informatics*, 1(2), pp.1-4.