

## RANCANG BANGUN DAN ANALISA SISTEM KENDALI *PROPORTIONAL INTEGRAL DERIVATIVE (PID)* PADA RUDAL JELAJAH *ELECTRIC DUCTED FAN (EDF)* FORWARD SWEEP WING

**Ahmad Nur Alim**

Jurusan Teknologi Industri dan Proses  
Program Studi Teknik Mesin  
Institut Teknologi Kalimantan  
Email: [ahmadnuralim890@gmail.com](mailto:ahmadnuralim890@gmail.com)

**Illa Rizianiza**

Jurusan Teknologi Industri dan Proses  
Program Studi Teknik Mesin  
Institut Teknologi Kalimantan  
Email: [rizianiza@lecturer.itk.ac.id](mailto:rizianiza@lecturer.itk.ac.id)

### ABSTRAK

Perkembangan teknologi rudal jelajah sejak era perang dunia ke-II hingga saat ini telah menjadikan negara-negara di dunia saling bersaing menciptakan teknologi rudal yang canggih, sebagai sistem pertahanan negara dan tolak ukur kekuatan suatu negara dalam kepentingan sistem pertahanan dan objek penelitian alutsista. Penelitian ini bertujuan mengetahui pengaruh sudut elevasi terhadap kecepatan rudal mencapai target sasaran 200m dengan sistem kendali *PID* untuk kestabilan gerak. Hasil dari pengujian pada sudut elevasi 50°, 60°, dan 70° didapatkan kecepatan rudal tercepat 25,5 m/s pada sudut elevasi 50° sedangkan sudut elevasi 60° dan 70° hanya mencapai 16 m/s. Hasil simulasi *airfoil* pada konfigurasi *forward swept wing* menghasilkan gaya angkat sebesar 2616 N dan gaya *drag* 1202 N. Sudut elevasi peluncuran 50° mampu diterapkan dengan sistem kendali *PID* yang didapatkan untuk kestabilan gerak rudal dalam mencapai target sasaran yang optimal.

**Kata kunci:** *EDF, PID, rudal jelajah, wings forward swept*

### ABSTRACT

*The development of cruise missile technology since the era of World War II until now has made countries in the world compete with each other to create sophisticated missile technology, as a state defense system and a measure of the strength of a country in the interests of defense systems and objects of defense equipment research. This study aims to determine the effect of the elevation angle on the speed of the missile to hit the target 200 meters with a PID control system for motion stability. The results of the test at an elevation angle of 50°, 60°, and 70° obtained the fastest missile speed of 25.5 m/s at an elevation angle of 50° while the 60° and 70° elevation angles only reached 16 m/s. The airfoil simulation results in the forward-swept wing configuration produce a lift of 2616 N and a drag force of 1202 N. The launch elevation angle of 50° can be applied with the PID control system obtained for the stability of the missile's motion in reaching the optimal target.*

**Keywords:** *EDF, PID, cruise missile, wings forward swept*

### 1. PENDAHULUAN

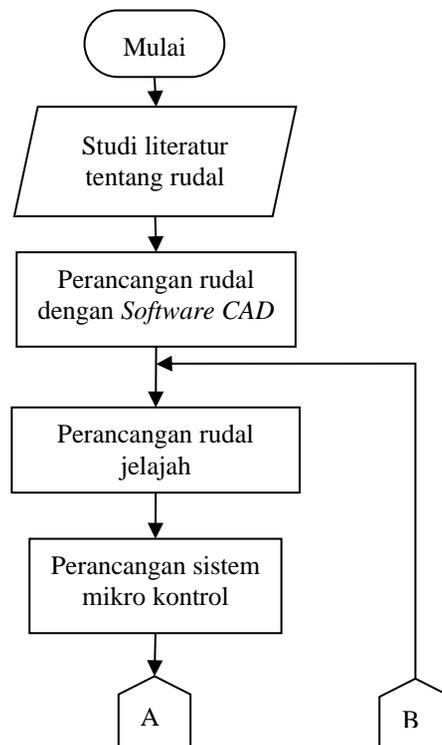
Pengembangan roket kendali atau sering dikenal sebagai rudal jelajah merupakan peralatan teknologi militer yang sangat diandalkan dalam sistem pertahanan negara, sejak perang dunia kedua

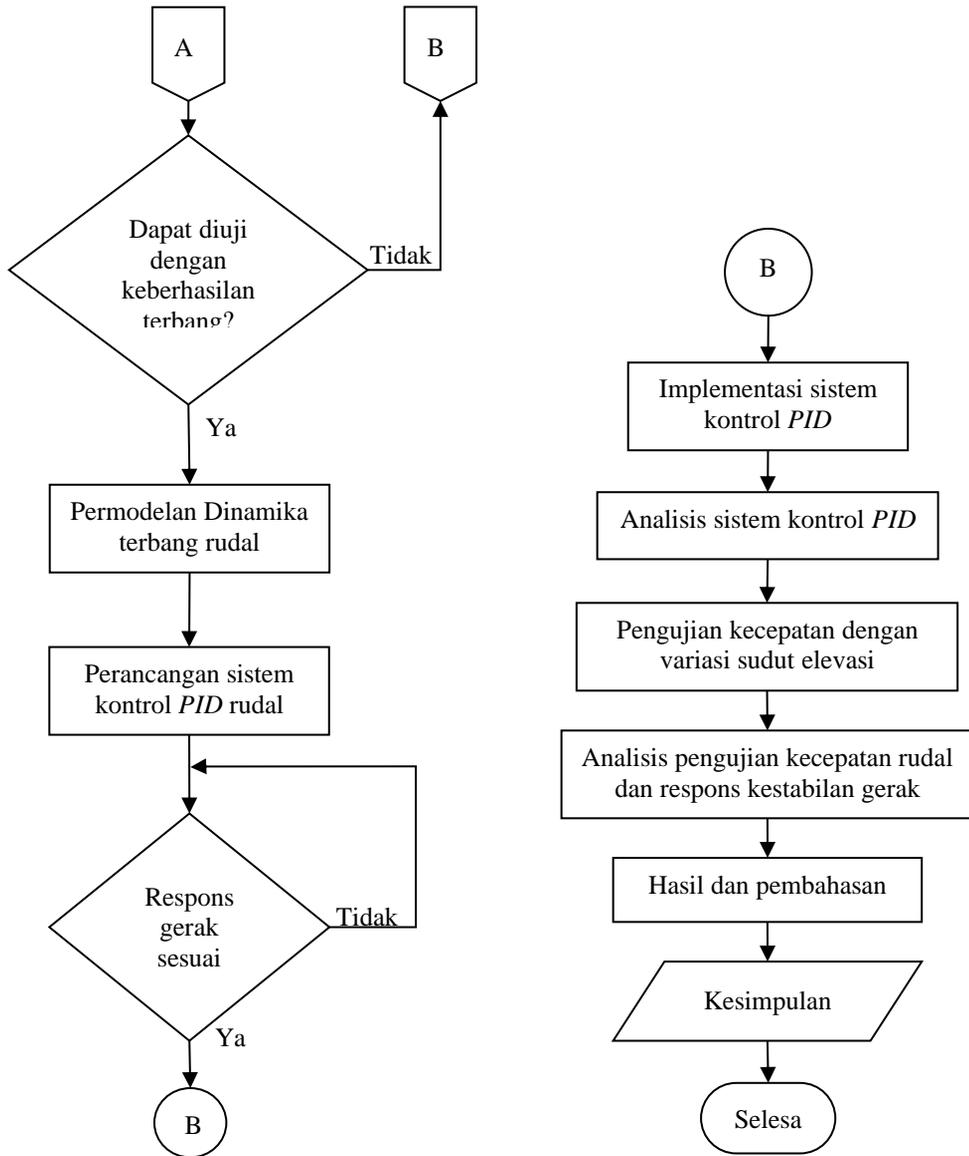
hingga saat ini teknologi rudal terus dikembangkan oleh banyak negara di dunia untuk bersaing menciptakan teknologi rudal yang canggih, hal ini yang menjadikan dorongan negara berkembang untuk menciptakan kemandirian teknologi industri di bidang sistem pertahanan negara. Indonesia sebagai salah satu negara berkembang yang memprioritaskan kemandirian teknologi alutsista negara seperti yang tertulis pada Undang-Undang Republik Indonesia Nomor 16 Tahun 2012 tentang Industri Pertahanan. Komite Kebijakan Pertahanan Indonesia menyebutkan pada butir kelima bahwa rudal merupakan peralatan militer strategis yang harus diprioritaskan perkembangan dan kemandirian teknologinya. Hal lain sebagai faktor penting terwujudnya kemandirian teknologi rudal adalah biaya perawatan yang mahal jika harus bergantung pada alutsista buatan luar negeri [10].

Perancangan rudal jelajah mewujudkan pengelolaan sumber daya nasional dalam kepentingan pertahanan dan keamanan negara. Rudal jelajah dirancang dengan target sasaran terbang horizontal sesuai buku panduan perlombaan Komurindo-Kombat 2018-2019 dengan jarak terbang horizontal sejauh 200-meter menggunakan mesin pendorong *EDF* dan melakukan pengambilan data sikap gerak terbang melalui *Ground Control Station*. Dalam perancangan rudal jelajah memiliki beberapa pertimbangan seperti gaya angkat dari perancangan *wingspan* yang ditetapkan, gaya dorong motor elektrik, arah, dan kecepatan angin yang berubah-ubah juga kondisi lokasi peluncuran agar tidak hancur saat melakukan pendaratan. Pada penelitian ini diterapkan desain sayap tengah rudal menggunakan konfigurasi *forward swept wing* agar mampu bermanuver dengan lincah dan memperkecil *stall* saat kecepatan tinggi [6]. Penelitian ini juga menerapkan sistem kendali *PID* sudut *roll*, *pitch* dan *yaw* ke dalam sensor *gyro* pada sistem kestabilan gerak untuk memperkecil efek gangguan luar, sehingga mampu mencapai target sasaran dengan baik.

## 2. METODOLOGI PENELITIAN

Penelitian tugas akhir ini berlokasi di Desa Bukit Raya Kecamatan Samboja dan *Grand City* Kecamatan Balikpapan Utara yang dilaksanakan pada bulan Mei-Juni tahun 2020. Adapun urutan yang dilakukan dalam metode ini ditunjukkan dalam Gambar 1.





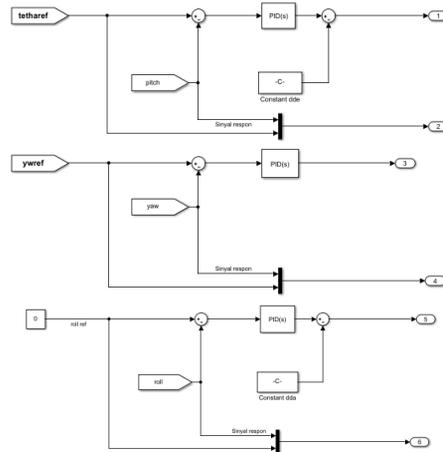
**Gambar 1. Diagram Alir Penelitian**

Dalam Gambar 1 ditunjukkan tahapan pertama yang dilakukan berupa proses pengkajian literatur dari hasil penelitian maupun buku yang berkaitan. Proses Studi literatur menitik beratkan pencarian dan pengkajian pada materi konfigurasi *forward swept wing* [6], bidang kendali gerak [4] [9], parameter dan gaya-gaya aerodinamika [3], kontrol *PID* [5] [12], dan komponen elektrikal yang digunakan [1] [2] [5] [7] [8] [11] [12].

## 2.1 Perhitungan Elemen Perancangan

Tahapan dalam perhitungan dilakukan untuk memperoleh perancangan dan sistem kendali dengan mencari titik keseimbangan terbang yang tepat. Hasil yang didapatkan dari perhitungan berupa pusat massa dan pusat gravitasi menggunakan *software CAD* dan *XFLR5*, sedangkan untuk hasil efisiensi motor *brushless* dan gaya dorong menggunakan *software eCalc propeller*.





**Gambar 4. Komponen Kontroler PID Roll, Pitch, dan Yaw**

Gambar 3 merupakan sistem kontroler *PID* yang berada pada subsistem pengendalian *elevons*. Sistem sinyal kontrol berada pada bagian *output plant* untuk mengetahui sinyal respons masing-masing kontroler yang dirancang berfungsi sesuai respons sinyal yang diinginkan, dengan *set point* pada *reference pitch* dan *yaw* dihubungkan pada sinyal *thetaref* dan *yawref* sedangkan pada *set reference roll* diberikan nilai konstanta 0 untuk mengurangi pergerakan *roll*.

### 3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Berikut hasil dan analisis pembahasan pada penelitian rancang bangun dan analisa sistem kendali *PID* pada rudal jelajah EDF *Forward Swept Wing*.

#### 3.1 Analisa Aerodinamika

Dalam melakukan analisa aerodinamika diperlukan data momen inersia dari hasil penimbangan dan posisi atau letak komponen pada *software CAD* yang nantinya dimasukkan ke dalam *software XFLR5* untuk melakukan analisa *airfoil* dan *Computational Fluid Dynamic (CFD)* dalam mendapatkan nilai parameter yang mudah dan akurat. Massa dan posisi komponen terhadap sumbu badan rudal dituliskan dalam Tabel 4.1 dibawah.

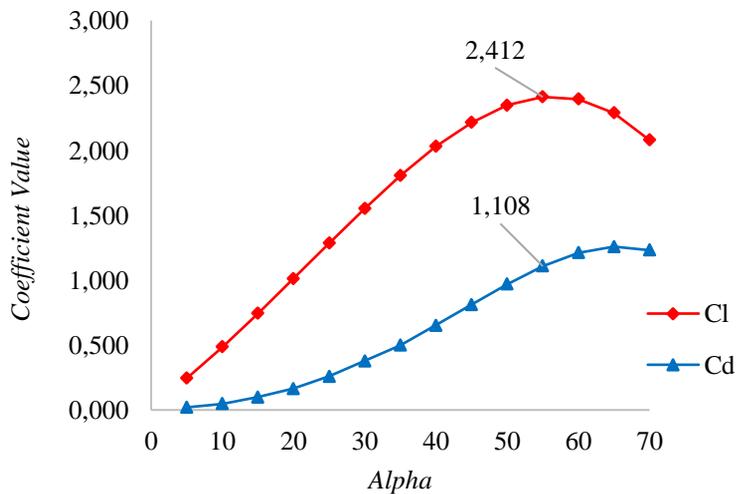
**Tabel 1 Inertia Properties**

Komponen	x (mm)	y (mm)	z (mm)	Massa (kg)
Arduino FC	425	0.00	9.41	0.115
Baterai LiPo	583	0.00	11.50	0.650
ESC 40A	735	0.01	4.01	0.025
Motor Brushless	823	0.00	0.00	0.058
Servo Kanan	891	-82.10	1.10	0.006
Servo Kiri	891	82.10	1.10	0.006
Propeller	898	0.00	0.00	0.005
Massa Total				0,866

Data Tabel 1 didapatkan massa total rudal sebesar 0,866 kg yang kemudian digunakan dalam melakukan perhitungan untuk mengetahui gaya berat pada rudal dengan menggunakan Persamaan 2.9 sebagai berikut. [3]

$$\begin{aligned}
 W &= 0,866 \text{ kg} \cdot 9,807 \text{ m/s}^2 \\
 &= 8,492 \text{ N}
 \end{aligned}$$

Hasil perhitungan gaya berat digunakan untuk mendapatkan nilai efisiensi motor dan *thrust* menggunakan *software* kalkulasi *eCalc propeller*. Estimasi penggunaan baterai, efisiensi motor, estimasi kecepatan rudal, dan *static thrust* didapatkan dengan memasukkan nilai gaya berat dari hasil perhitungan dan jenis komponen yang digunakan dalam perancangan. Hasil data kalkulasi baterai dan ESC didapatkan nilai efisiensi motor sebesar 86% dengan putaran optimum motor pada *voltase* 11.05V sebesar 28963 *rpm* sedangkan untuk putaran maksimum motor sebesar 26387 *rpm* pada *voltase* 11,13V dengan efisiensi motor yang didapatkan sebesar 84,3%, menunjukkan bahwa konsumsi baterai dengan menggunakan motor berkapasitas 2200 kv dan ESC 40 A mampu untuk melakukan pengujian terbang selama 4,9-7,4 menit. Hasil kalkulasi *thrust* dengan memasukkan data dimensi *propeller* yang digunakan didapatkan nilai *static thrust* sebesar 2123 gram pada putaran motor 26387 *rpm* dengan nilai efisiensi maksimum sebesar 75,5% dan estimasi kecepatan terbang berkisar 46 - 99 km/h yang mana nilai estimasi ini dijadikan sebagai acuan dalam melakukan analisis aerodinamika. Data yang didapatkan dari hasil simulasi ditunjukkan grafik *coefficient lift* dan *coefficient drag* pada Gambar 5 sebagai berikut.

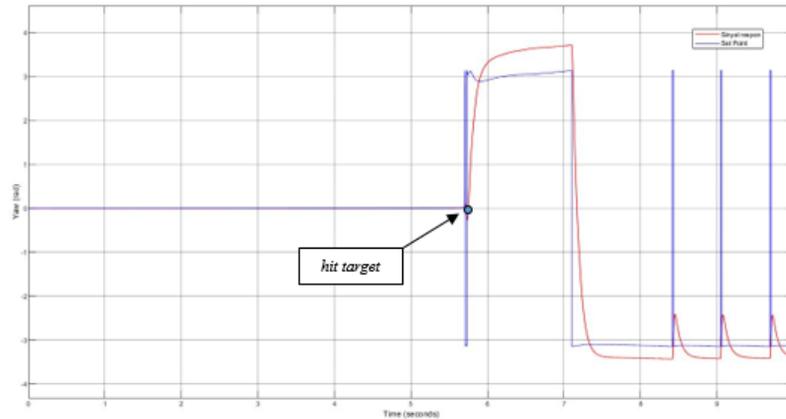


Gambar 5. Grafik Coefficient Lift dan Coefficient Drag

Hasil analisis aerodinamika digunakan untuk mendapatkan gaya *lift* dan *drag* dengan turunan rumus pada bab 2 dihasilkan nilai *lift* sebesar 2616 N, dan nilai gaya *drag* sebesar 1202 N pada sudut *alpha* 55° yang merupakan sudut puncak sebelum terjadinya *stall* [3].

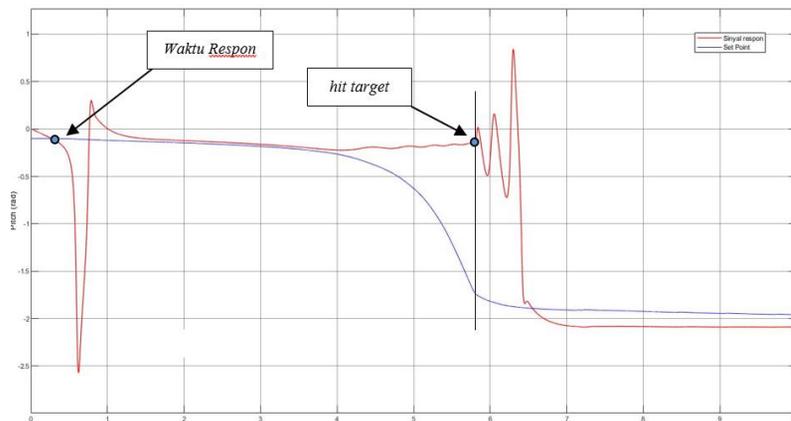
### 3.2 Analisa Kontrol PID

Analisa kontrol *PID* menggunakan *sample time* selama 10 detik sebagai perkiraan waktu rudal mencapai target 200 meter dengan respons *PID* dilakukan dengan cara mencari nilai *rise time* yang baik menggunakan metode *tuning PID*. Hasil *Step Tuning PID Yaw* menggunakan nilai  $K_p = -5.482$ ,  $K_i = -2.763$  dan  $K_d = -0.2264$  menghasilkan nilai *overshoot* 9.42% dengan *rise time* 0.00217 detik dan nilai *settling time* pada 0.000189 detik. Hasil nilai dengan posisi target referensi yang diberikan menghasilkan sinyal respons dari 0° deg sampai dengan waktu respons *hit target* pada 5.713 detik dengan nilai 8.799e-02 derajat pergerakan *yaw* dan sinyal respons pada nilai 3.599e+00 derajat seperti yang ditunjukkan pada Gambar 6 sebagai berikut



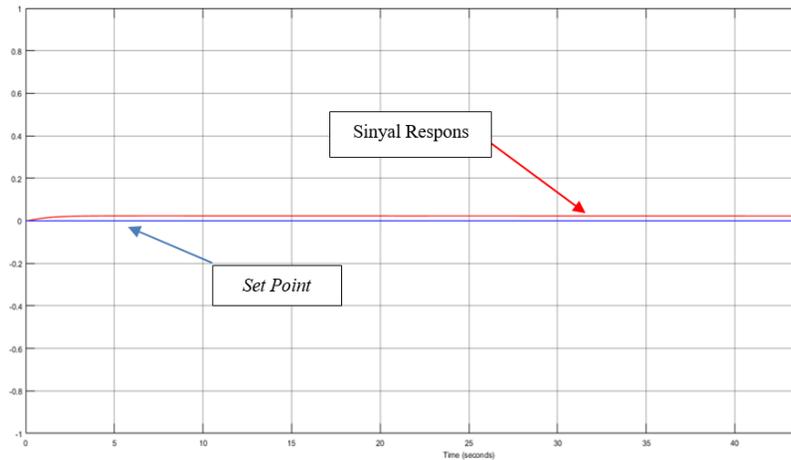
**Gambar 6. Grafik Respons PID Kontrol Yaw**

Dari gambar 6 dapat dilihat bahwa rancangan respons *PID yaw* menghasilkan sinyal respons yang terus mendekati *set poin* walau telah melewati respons *hit target*. Hasil respons ini dinyatakan stabil dan dapat dikontrol dengan metode *tuning PID* yang dilakukan pada *plant yaw* dengan hasil  $K_p$ ,  $K_i$ , dan  $K_d$  sebagai nilai parameter kontrol *yaw*. Hasil percobaan menggunakan metode *tuning PID* terbaik untuk sistem kontrol *pitch* menggunakan nilai  $K_p = -5.482$ ,  $K_i = -2.763$  dan  $K_d = -0.2264$  menghasilkan *overshoot* 10.3% dengan nilai *rise time* 414 detik dan nilai *settling time* pada 0.00454 detik. Hasil nilai dengan posisi target referensi yang diberikan menghasilkan respons kontrol *pitch* 0° deg pada waktu respons 0.284 detik dengan nilai  $-1.065e-01$  derajat sampai dengan *hit point* pada waktu respons 5.786 detik dengan nilai  $-1.500e-01$  derajat seperti yang ditunjukkan pada Gambar 7 sebagai berikut.



**Gambar 7. Grafik Respons PID Gerak Pitch**

Dalam Gambar 7 hasil dari rancangan respons *PID pitch* terlihat bahwa sinyal respons terus berusaha mendekati *set poin* meski mengalami osilasi setelah melewati *hit point* dengan respons sinyal terus mendekati set referensi. Hasil respons ini dinyatakan stabil dan dapat dikontrol dengan metode *tuning PID* yang dijadikan sebagai nilai parameter kontrol *pitch*. Hasil dari *tuning PID roll* yang dianggap paling baik menggunakan nilai parameter  $K_p = 4018996408.86$ ,  $K_i = 485504419610.13$  dan  $K_d = 2749129.26$  didapatkan nilai *overshoot* 7.02 %, *rise time* 0.000116 detik dan *settling time* pada 0.00127 detik menghasilkan sinyal respons yang mendekati nilai *set point* hingga akhir *sample time*.

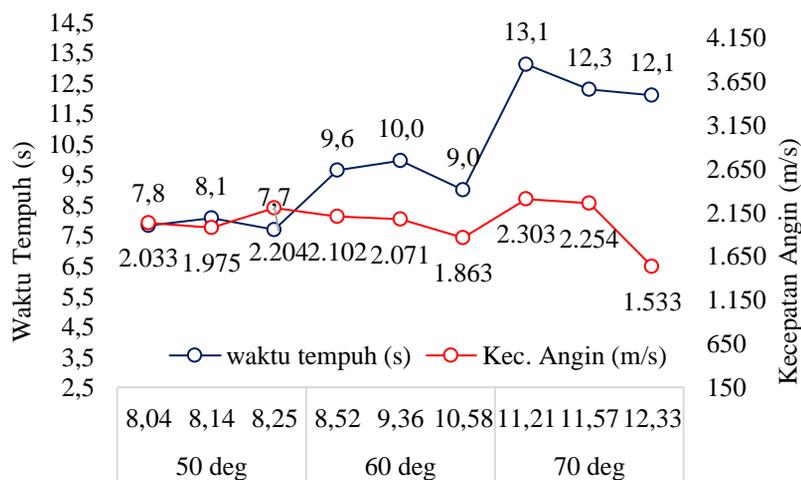


**Gambar 8. Grafik Respons PID Gerak roll**

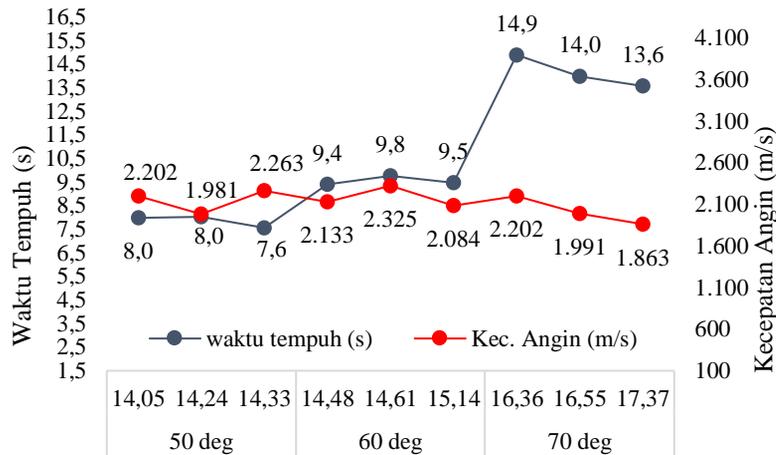
Grafik respons *PID* diberikan nilai *constant* 0 pada *set referencesumbu* gerak *roll* menghasilkan sinyal respons keluaran *set point* dari 0 derajat hingga akhir *sample time* dari waktu respons sinyal berada pada 0.981 detik hingga akhir *set point* yang dicapai. Hasil dari rancangan respons gerak *roll* dinyatakan stabil pada dikarenakan sinyal respons mendekati angka 0 di mana angka tersebut, terlihat dari sinyal respons yang tidak menjauhi set respons gerak *roll*, menunjukkan bahwa *plant* terkontrol dengan baik menggunakan hasil *tuning PID*.

### 3.3 Data Hasil Pengujian Terbang

Pengujian terbang rudal jelajah diawali dengan melakukan pengukuran kecepatan angin pada variasi waktu sebelum dilakukannya peluncuran untuk mengetahui seberapa besar efek gangguan terhadap kecepatan rudal mencapai target sasaran dan untuk meminimalkan kegagalan terbang atau *crash* dengan kecepatan angin maksimum yang aman untuk melakukan peluncuran yaitu <10 m/s. Hasil pengujian terbang rudal ditunjukkan pada Tabel 2 sebagai berikut.

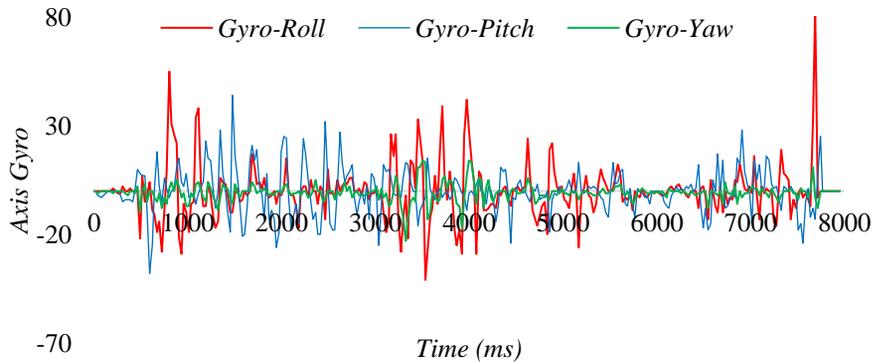


**Gambar 9. Grafik Waktu Tempuh vs Variasi Pengaruh Angin Pagi Hari**



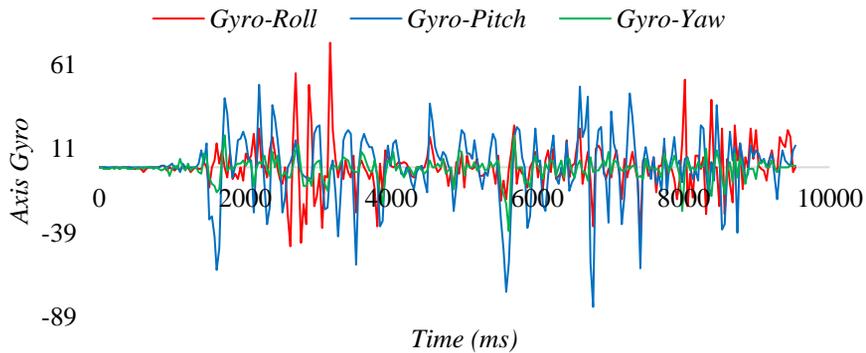
**Gambar 10. Grafik Waktu Tempuh vs Variasi Pengaruh Angin Sore Hari**

Kemudian dilakukan pengujian respon gerak rudal untuk mendapatkan nilai faktor gangguan dari besar kecepatan angin pada saat pengujian terbang dan didapatkan *output* respons *gyro* pada gerak *roll*, *pitch*, dan *yaw* dengan variasi pengujian beberapa sudut elevasi. Gambar 6, 7 dan 8 menunjukkan grafik hasil pengambilan data Respons *Gyro* pada variasi Sudut Elevasi 50 derajat, 60 derajat, dan 70 derajat. Trend yang signifikan menunjukkan kestabilan gerak sensor *gyroscope* terhadap sumbu *roll-x*, *pitch-y* dan *yaw-z* tersebut.



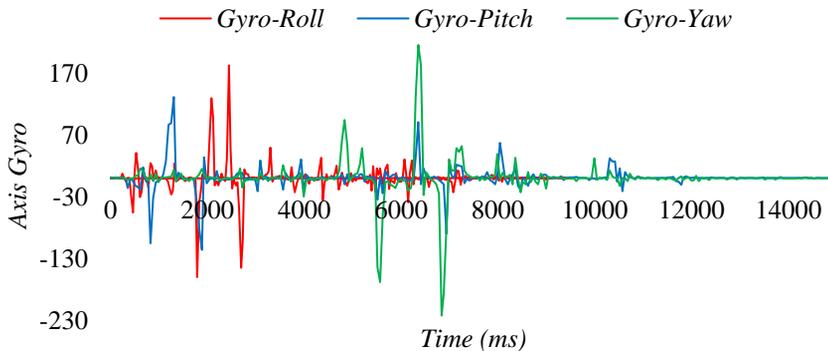
**Gambar 11. Grafik Respons Gyro Pada Variasi Sudut Elevasi 50 derajat**

Dari Gambar 11 hasil respons pergerakan rudal merupakan data hasil pengujian pada sudut elevasi 50 derajat menghasilkan nilai kecepatan sumbu *x* pada sudut *phi* maksimum sebesar  $84^\circ$  dan minimum  $-41^\circ$  pada akhir lintasan dengan keseimbangan gerak bernilai  $-0,05212$ , sumbu *y* pada sudut *theta* maksimum sebesar  $44^\circ$  dan minimum nilai  $-38^\circ$  derajat dengan keseimbangan gerak bernilai  $-0,04235$  dan sumbu *z* sudut *psi* maksimum sebesar  $14^\circ$  dan minimum sudut  $-23^\circ$  dengan nilai keseimbangan *gyro*  $-0,79805$ . Dari grafik respons diatas sudut *roll* mengalami osilasi yang pada awal rudal *take off* dan saat rudal mencapai ketinggian maksimum sedangkan pada sudut *pitch* mengalami osilasi yang dikarenakan putaran motor yang tidak dikendalikan sehingga sudut *pitch* sulit menyeimbangkan gerak.



**Gambar 12. Grafik Respons Gyro Pada Variasi Sudut Elevasi 60 derajat**

Dari Gambar 12 ditampilkan hasil respons pergerakan rudal berupa hasil pengujian pada sudut elevasi 60 derajat menghasilkan nilai kecepatan sumbu  $x$  pada sudut  $\phi$  maksimum sebesar  $74^\circ$  dan minimum  $-47^\circ$  pada akhir lintasan dengan keseimbangan gerak bernilai  $-0,015038$ , sumbu  $y$  pada sudut  $\theta$  maksimum sebesar  $49^\circ$  dan minimum nilai  $-83^\circ$  derajat dengan keseimbangan gerak bernilai  $-0,10526$  dan sumbu  $z$  sudut  $\psi$  maksimum sebesar  $19^\circ$  dan minimum sudut  $-38^\circ$  dengan nilai keseimbangan gyro  $-0,96617$ . Dari grafik respons diatas terlihat sudut  $\text{pitch}$  mengalami osilasi dikarenakan rudal sulit menyeimbangkan gerak untuk mencapai ketinggian. Sedangkan hasil respons gerak pengujian terbang dengan faktor gangguan angin dan efek *stall* mempengaruhi kestabilan gerak rudal pada sudut elevasi pengujian  $70^\circ$  ditunjukkan pada Gambar 7 sebagai berikut.



**Gambar 13. Grafik Respons Gyro Pada Variasi Sudut Elevasi 70 derajat**

Dari hasil respons pergerakan rudal di mana data yang ditampilkan pada Gambar 4.18 terlihat grafik gyro merupakan data kestabilan gerak sensor *gyroscope* terhadap sumbu  $\text{roll-x}$ ,  $\text{pitch-y}$ , dan  $\text{yaw-z}$  pada masing-masing percobaan yang diambil sebanyak 3 kali didapatkan pengaruh sensor menstabilkan gerak rudal. Hasil pengujian pada sudut elevasi ini menghasilkan nilai kecepatan sumbu  $x$  pada sudut  $\phi$  maksimum  $182^\circ$  dan sudut minimum  $-160^\circ$  dengan nilai keseimbangan respons gyro  $-0,33916$ , sumbu  $y$  pada sudut  $\theta$  maksimum  $131^\circ$  dan sudut minimum  $-116^\circ$  dengan nilai keseimbangan respons gyro  $-0,475524$  dan sumbu  $z$  sudut  $\psi$  maksimum  $215^\circ$  dan sudut minimum  $-222^\circ$  dengan nilai keseimbangan respons gyro  $0,15035$ . Dari grafik respons diatas sudut  $\text{roll}$  mengalami osilasi yang besar pada awal peluncuran begitu juga pada sudut  $\text{pitch}$  di mana gyro berusaha memberikan respons gerak ke *servo* pada *elevons* untuk menurunkan ketinggian hingga pada puncak ketinggian rudal mengalami *stall*. Efek *twisting* dari pengujian sudut elevasi 70 derajat dapat dilihat pada respons gerak gyro pada sudut  $\text{yaw}$  yang berusaha menstabilkan gerak.

#### 4. KESIMPULAN

Hasil dari penelitian “Rancang Bangun Dan Analisa Sistem Kendali *PID* Pada Rudal Jelajah *EDF Forward Swept Wing*” dapat disimpulkan sebagai berikut.

1. Hasil dari permodelan dan perancangan rudal jelajah *EDF Forward Swept Wing* dengan dimensi *wingspan* 600 mm, *wing area* 0,818 m<sup>2</sup>, *sweep offset* -57.950 mm dan massa total sebesar 0,866 kg didapatkan hasil analisis aerodinamika perancangan berupa *aspect ratio* sebesar 2.466, *wing load* 4,797 kg/m<sup>2</sup>, *Cg* = 28.429 mm, dengan *lift* = 2616 N, dan *drag* = 1202 N dari hasil perhitungan pada sudut *alpha* 55<sup>0</sup>.
2. Pengaruh kontrol *PID* rudal terhadap gerak terbang *pitch* dihasilkan nilai *overshoot* 10.3% dengan nilai *rise time* 414 detik dan nilai *settling time* 0.00454 detik. Dalam gerak *roll* didapatkan nilai *overshoot* 7.02 % dengan nilai *rise time* 0.000116 detik dan nilai *settling time* 0.00127 detik. Untuk gerak *yaw* dihasilkan nilai *overshoot* 9.42% dengan nilai *rise time* 0.00217 detik dan nilai *Settling time* 0.000189 detik.
3. Hasil dari pengujian terbang rudal jelajah pada jarak sejauh 200meter didapatkan kecepatan maksimum rudal pada sudut elevasi terbaik yaitu peluncuran 50° dengan kecepatan 25.5 m/s dengan faktor pengaruh angin pada variasi pengujian pagi dan sore hari sedangkan untuk pengujian sudut elevasi 70° kecepatan rudal maksimum yang bisa dicapai hanya sebesar 16 m/s dengan faktor pengaruh angin pada variasi pengujian sore hari.

#### UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terimakasih yang tak terhingga kepada teman teman seperjuangan peneliti yang selalu mendukung penuh selama proses penelitian berlangsung.

#### DAFTAR PUSTAKA

- [1] Arduino, (2019). Arduino UNO Rev 3. [online] tersedia di: <https://create.arduino.cc/projecthub/products/arduino-uno-rev3> [diakses pada tanggal 21 November 2019].
- [2] Arduino, (2019). MPU-6050 Accelerometer+Gyro [online] tersedia di: <https://playground.arduino.cc/Main/MPU-6050/> [diakses pada tanggal 30 Desember 2019].
- [3] Asep, budi anugrah (2017). Pengembangan mini UAV bersayap tetap berkemampuan membawa muatan: kaji aerodinamika. Bandung: POLBAN
- [4] Gregory, Frederic. (1995). *Optimization of Expanded Polypropylene Foam Coring to Improve Bumper Foam Core Energy Absorbing Capability*, Ford motorco.
- [5] Mulia, A. (2016). Rancang Bangun dan Analisa Sistem Kendali *PID* Pada *Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Fixed Wings*, Tugas Akhir, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya, Surabaya.
- [6] NASA. (2003). *Dryden Flight Research Center the X 29*. California
- [7] Putra, Ramadhan A. (2017). Perancangan Rudal Jelajah *Electric Ducted Fan* dan Sistem Kendali Untuk Mencapai Sasaran Secara Horizontal. Bandung: Universitas Komputer Indonesia.

- [8] Saroinsong, Hardy Samuel. (2018) Rancang Bangun Wahana Pesawat Tanpa Awak (*Fixed Wings*) Berbasis Ardupilot. Manado: Universitas Sam Ratulangi.
- [9] Seconingrum Kusumawardani. (2009) “Perancangan Kontroler *PID* Independent untuk Pengaturan Gerakan Rudal ke Udara”, Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknik Elektro, Institut Teknologi Sepuluh November.
- [10] Tim Penyusun Kementerian Pertahanan. (2015). Buku Putih Pertahanan Indonesia. Jakarta, DKI Jakarta, Indonesia: Pusat Komunikasi Publik Kementerian Pertahanan Republik Indonesia.
- [11] Utomo, Bimo J. (2015). Rancang Bangun *UAV (Unmanned Aerial Vehicle)* Model *Quadcopter* Dengan Menggunakan Algoritma *Proporsional Integral Derivative*. Bandung: Universitas Telkom.
- [12] Wisnu, D., Wahjudi, A., dan Nurhadi, H, (2016). Perancangan Sistem Kontrol *PID* Untuk Pengendali Sumbu *Azimuth Turret* Pada *Turret-gun* Kaliber 20mm. Surabaya: ITS.