

Implementasi Kalman Filter Pada Kendali Roket EDF

Wisnu Pamungkas^{*1}, Bakhtiar Alldino Ardi Sumbodo², Catur Atmaji³

¹Program Studi Elektronika dan Instrumentasi, FMIPA UGM, Yogyakarta

^{2,3}Departemen Ilmu Komputer dan Elektronika, FMIPA UGM, Yogyakarta

e-mail: ^{*1}pamungkaswisnu33@gmail.com, ²b.alldino.as@ugm.ac.id, ³catur.atmaji@ugm.ac.id

Abstrak

Roket EDF (*electric ducted fan*) merupakan suatu objek terbang berbentuk menyerupai peluru dengan menggunakan motor listrik berselubung sebagai pendorongnya. Roket ini dikendalikan secara autonomus 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 yang telah difilter.

Dalam penelitian ini dirancang suatu filter yang akan diimplementasikan pada mikrokontroler roket. Filter yang diimplementasikan adalah kalman filter sedangkan kendali yang digunakan adalah kendali proporsional integral derivatif (PID) dengan metode tuning Ziegler-Nichols.

Hasil dari penelitian ini berupa suatu implementasi kalman filter ada sistem kendali roket. Berdasarkan hasil pengujian yang dilakukan, sistem kendali dengan menggunakan kalman filter memiliki nilai standar deviasi terhadap nilai regresi linear pada sikap roll sebesar 2,73, pitch sebesar 3,03, dan yaw sebesar 6,96 derajat. Sedangkan nilai standar deviasi terhadap nilai ideal pada sikap roll sebesar 3,43, pitch sebesar 2,92, dan yaw sebesar 5,21 derajat.

Kata kunci— Roket EDF, kendali PID, kalman filter, Ziegler-Nichols

Abstract

EDF (*electric ducted fan*) rocket is a flying object shapes like bullet with electric ducted fan motor as the booster. This rocket fly autonomously by utilizing accelerometer, gyroscop, and magnetometer sensor to determine the attitude of the rocket against the earth's gravitational and magnetic field of the earth. In controlling the rocket required a control system capable of controlling a rocket with sensor data that has been processed into the value of the attitude that has been filtered.

In this study, designed a filter that will be implemented on the microcontroller rocket. The filters are Kalman filter is implemented while the control used is the control proportional integral derivative (PID) with Ziegler-Nichols tuning method.

The result of this research is an implementation of kalman filter to EDF rocket control system. Based on the experiment that has been done, control system using a Kalman filter has a standard deviation value against the value of linear regression on a roll attitude of 2.73, a pitch of 3.03, and yaw of 6.96 degrees. While the standard deviation of the ideal value on a roll attitude of 3.43, a pitch of 2.92 and yaw of 5.21 degrees.

Keywords— EDF rocket, PID control, kalman filter, Ziegler-Nichols

1. PENDAHULUAN

Perkembangan teknologi telah banyak membantu kehidupan manusia dalam berbagai bidang. Salah satu yang sedang berkembang ialah teknologi di bidang kedirgantaraan yaitu teknologi roket. Perkembangan teknologi roket ini banyak digunakan dalam penelitian, deteksi cuaca, hingga hiburan[1].

Roket merupakan suatu objek terbang otomatis yang diterbangkan dengan suatu tujuan khusus. Roket akan mampu terbang dengan stabil jika dilengkapi dengan sistem kendali[2]. Selain itu roket juga membutuhkan data dari berbagai macam sensor yang telah difilter datanya untuk mendeteksi kondisi sekitar serta sikap roket ketika terbang. Dalam hal ini yang akan memberikan data masukan sensor adalah sensor IMU (*Inertial Measurement Unit*) sehingga dapat diketahui nilai-nilai yang diperlukan[3].

Melihat berkembangnya penggunaan roket, maka penulis bermaksud mengimplementasikan sebuah IMU dengan algoritma Kalman Filter untuk pengendalian pada roket dengan pengujian statis. Penggunaan algoritma Kalman Filter ini dimaksudkan agar didapatkan nilai data sensor dari IMU yang akurat dan stabil dengan *noise* yang kecil sehingga dapat digunakan untuk pengendalian kestabilan terbang roket.

2. METODE PENELITIAN

2.1 Analisis Sistem

Penelitian ini memiliki suatu rancangan sistem yang diharapkan dapat melakukan pengendalian terbang roket untuk dapat terbang vertikal. Proses pengendalian ini dilakukan dengan menggunakan suatu filter agar data yang diperoleh lebih akurat dan stabil. Dari hasil pembacaan sensor percepatan sudut, kecepatan sudut, dan arah mata angin dapat diperoleh nilai sikap *roll*, *pitch*, dan *yaw*. Pada penelitian ini kalman filter akan diimplementasikan pada kendali roket EDF.

Sensor IMU 9dof berfungsi untuk memberikan masukan berupa pendeteksian kondisi roket[4]. Hasil sensor diproses sehingga didapatkan data nilai sikap yang kemudian difilter sehingga data menjadi lebih akurat dan stabil menggunakan kalman filter. Data hasil filter dijadikan acuan kendali yang dipakai yaitu PID. Metode tuning kendali yang digunakan pada penelitian ini adalah Ziegler-Nichols. Semua proses komputasi tersebut dilakukan oleh mikrokontroler arduino dengan menghasilkan *output* dari kendali ini akan dikirim ke servo sebagai aktuator dalam bentuk nilai *pulse width modulation*.

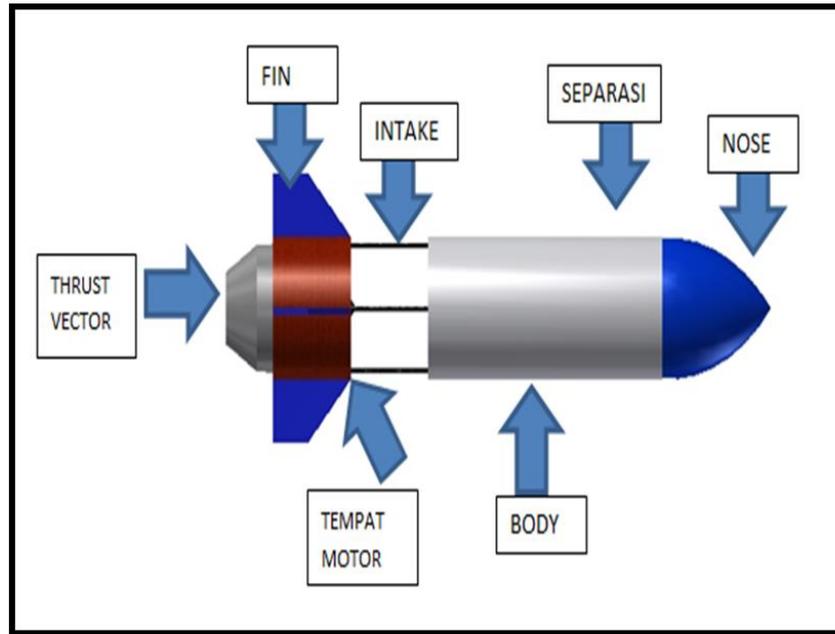
2.2 Rancangan Roket EDF

Rancangan sistem ini meliputi rancangan secara keseluruhan yang terdiri dari rancangan mekanik, *hardware* elektronik, dan *software* pemrograman sistem yang digunakan.

2.2.1 Rancangan mekanik

Dari Gambar 1 dapat dilihat bahwa roket terdiri atas badan roket, fin, thrust vector, nose, dan tempat motor. Sistem elektronis akan diletakkan di dalam badan roket sehingga akan lebih terlindung.

Sensor akan diletakkan pada bagian dalam roket dan di letakkan sedekat mungkin dengan pusat masa sehingga akan dapat mengukur rotasi roket dengan baik dalam kondisi rotasi *yaw*, *pitch*, maupun *roll*[5].



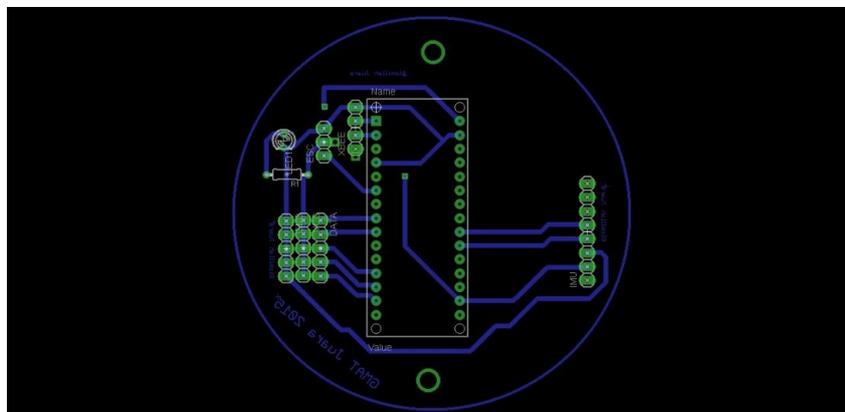
Gambar 1 Rancangan mekanik roket EDF

2.2.2 Rancangan elektronis

Sistem elektronik pada Gambar 2 terdapat mikrokontroler ATmega 328 yang merupakan pengendali utama roket. Mikrokontroler mendapatkan masukan dari modul sensor GY-88 dan memberikan keluaran berupa nilai pwm untuk mengendalikan sikap roket dengan menggerakkan fin roket. Terdapat pula pin untuk menyambungkan sistem elektronis dengan servo, led indikator, xbee, dan ESC.

Board elektronis ini akan mendapatkan suplai tegangan 5 V dari ubec yang terdapat didalam ESC. Baterai yang akan digunakan yaitu baterai 4 sel dengan tegangan 14,8 sampai 16,8 volt[6].

Sensor mengirimkan 10DOF data yaitu 3DOF akselerometer, 3DOF giroskop, dan 3DOF magnetometer, dan 1DOF barometer[7]. Masukan sensor akan digunakan sebagai acuan nilai untuk memperoleh nilai roll, pitch, yaw, ketinggian dan suhu[8]. Namun dalam hal ini Kalman Filter hanya akan diberikan untuk memperoleh nilai roll, pitch, yaw dari masukan sensor akselerometer, giroskop, dan magnetometer. Filter tidak diberikan untuk data ketinggian dan suhu dikarenakan data output sudah dianggap baik dan nilai ketinggian dan suhu tidak digunakan sebagai parameter kendali roket.

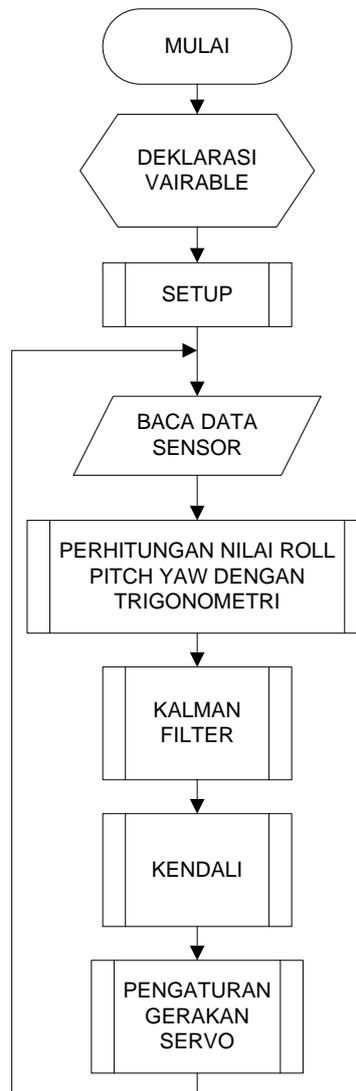


Gambar 2 Rancangan elektronis roket EDF

2.2.3 Rancangan program (perangkat lunak)

Perangkat lunak yang dimaksud disini adalah program yang dimasukkan ke dalam mikrokontroler. Pemrograman tersebut dibuat dengan bahasa pemrograman Arduino pada Arduino IDE (Integrated Development Environment). Arduino sendiri merupakan bahasa turunan dari C++ sehingga fungsi-fungsi C++ dan C dapat berjalan di Arduino[9]. Bahasa Arduino ini dipilih karena bahasanya yang digunakan sederhana dan bersifat open source sehingga memiliki banyak library yang dikembangkan oleh personal atau komunitas di luar developer Arduino itu sendiri.

Pada program ini akan digunakan waktu sampling 10 ms berdasarkan maksimal frekuensi pembacaan sensor yaitu 100 kHz atau sama dengan 1 ms waktu sampling[10]. Pemilihan nilai 10 ms diperkirakan cukup untuk menjalankan seluruh program yang ada. Dikarenakan 10 ms dirasa terlalu cepat untuk menampilkan data, maka data akan di kirimkan dan ditampilkan setiap 100 ms. Diagram alir program yang akan dibuat terdapat pada Gambar 3.



Gambar 3 Diagram alir program roket EDF

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

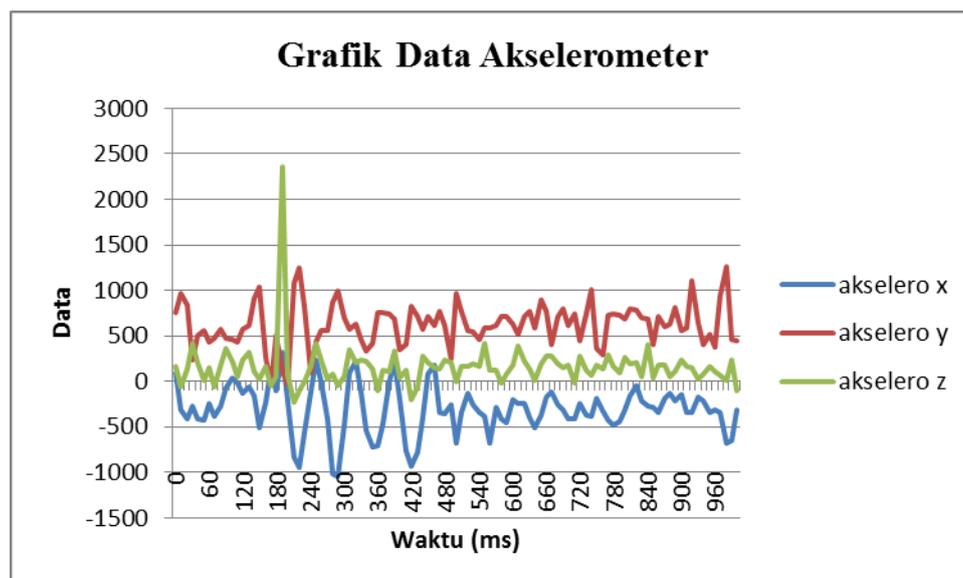
Pengujian sistem roket EDF dilakukan melalui beberapa tahap pengujian. Pengujian awal dilakukan dengan sistem elektronik dan sistem mekanik masih terpisah. Pengujian ini meliputi pengukuran sensor untuk mendapatkan nilai mentah sensor berupa 9 derajat kebebasan, pengukuran nilai sudut roll, pitch dan yaw baik yang sudah maupun yang belum menggunakan kalman filter. Kemudian pada tahap selanjutnya akan diuji respon dari sistem kendali yang telah dibuat dengan menggunakan sistem pengujian statis. Pengujian ini dilakukan melalui 2 langkah yaitu dengan masukan data dari hasil perhitungan dengan rumus trigonometri dan dengan menggunakan kalman filter.

Pada bagian akhir pengujian, akan dilakukan perbandingan antara hasil dari pengujian dengan dan tanpa menggunakan kalman filter. Parameter pengujian yang dilakukan meliputi tingkat akurasi dan kestabilan data roll, pitch, dan yaw serta respon kendali yang digunakan pada roket. Data akurat yang dimaksud adalah data yang memiliki standar deviasi kecil sedangkan data stabil yang dimaksud adalah data yang memiliki tingkat osilasi kecil.

3.1 Pengujian Hasil Pengukuran Sensor Akselerometer, Giroskop, dan Magnetometer

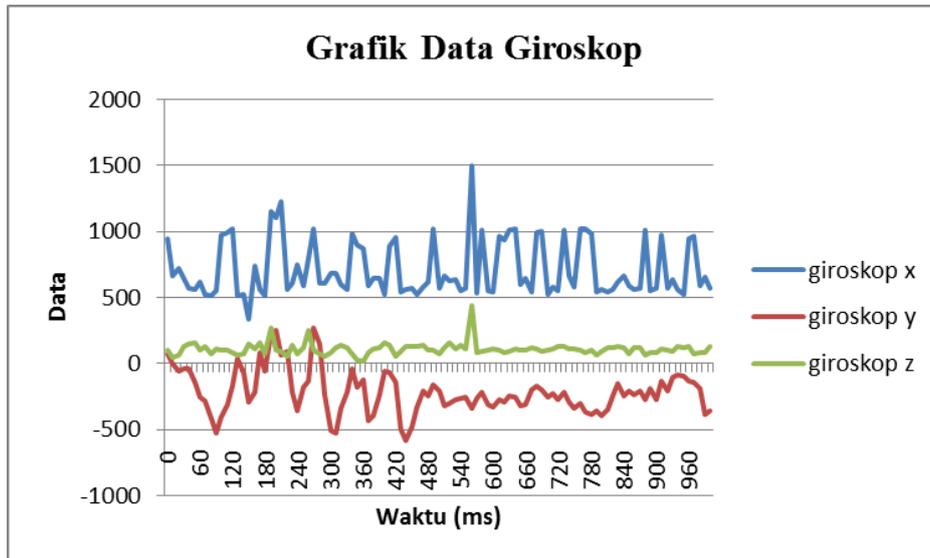
Pengujian dilakukan dengan meletakkan sensor dengan sumbu x dan y sejajar dengan permukaan horisontal tanah sedangkan sumbu z tegak lurus dengan permukaan horisontal tanah. Selain itu sumbu y dari sensor juga diletakkan menghadap arah utara. Pengujian ini ditampilkan dalam bentuk grafik terpisah antara data akselerometer, giroskop, dan magnetometer. Hal ini dilakukan untuk memudahkan data untuk dilihat dan dianalisa. Data ini diambil sebanyak 100 data atau dengan kata lain selama 1 detik karena diambil dengan sampling rate 10 ms. Data ini diambil sebanyak 3 kali dan diambil rata-ratanya.

Hasil pengujian untuk sensor akselerometer dapat dilihat pada Gambar 4. Pada gambar grafik tersebut terlihat bahwa data mentah sensor akselerometer memiliki noise yang tinggi. Data akselerometer yang memiliki noise kecil seharusnya konstan ketika sensor diletakkan dalam posisi yang sama dan tidak berubah. Selain itu data percepatan sudut seharusnya berubah konstan ketika digerakkan atau diubah posisinya. Meskipun memiliki data yang memiliki noise tinggi, akselerometer dapat digunakan sebagai acuan yang akurat dalam menentukan sikap roket. Namun dalam hal ini dibutuhkan pula suatu filter yang baik.



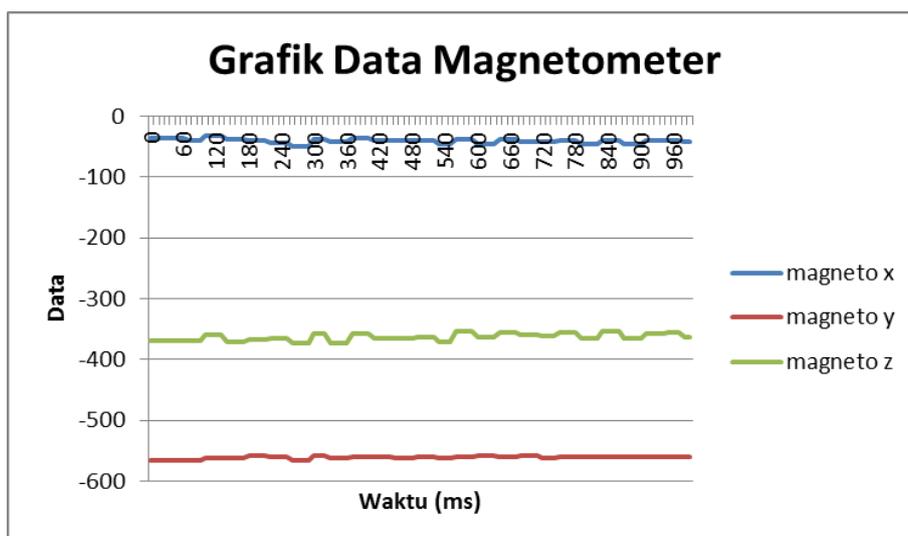
Gambar 4 Hasil pengujian sensor akselerometer

Hasil pengujian untuk sensor giroskop adalah berupa data kecepatan sudut. Hasil dari pengujian ini dapat dilihat pada Gambar 5. pada data hasilnya, sensor giroskop juga memiliki noise yang tinggi. Pada data dengan noise rendah, sensor giroskop akan mengeluarkan data yang konstan pula ketika tidak mengalami perubahan posisi (tidak ada kecepatan sudut). Pada beberapa sensor tertentu bahkan memungkinkan untuk menghasilkan nilai 0. Namun pada penerapan di sistem roket ini meskipun memiliki noise yang tinggi, namun data giroskop sudah mampu menghasilkan nilai sikap yang baik dengan menambahkan suatu filter.



Gambar 5 Hasil pengujian sensor giroskop

Hasil dari pengukuran data magnetometer memiliki noise yang relatif lebih kecil dibandingkan dengan sensor akselerometer yang pada dasarnya memiliki persamaan yaitu mendeteksi percepatan sudut. Hasil dari pengukuran sensor ini dapat dilihat pada Gambar 6. Perbedaan dari kedua sensor ini ada pada sudut acuan. Bila pada sensor akselerometer acuannya adalah gravitasi bumi, sensor magnetometer ini memiliki sudut acuan magnet bumi atau arah utara. Namun dari hasil pengukuran yang telah dilakukan, magnetometer memiliki kelemahan yaitu memiliki perubahan sudut yang tidak linier ketika digerakkan secara linier.



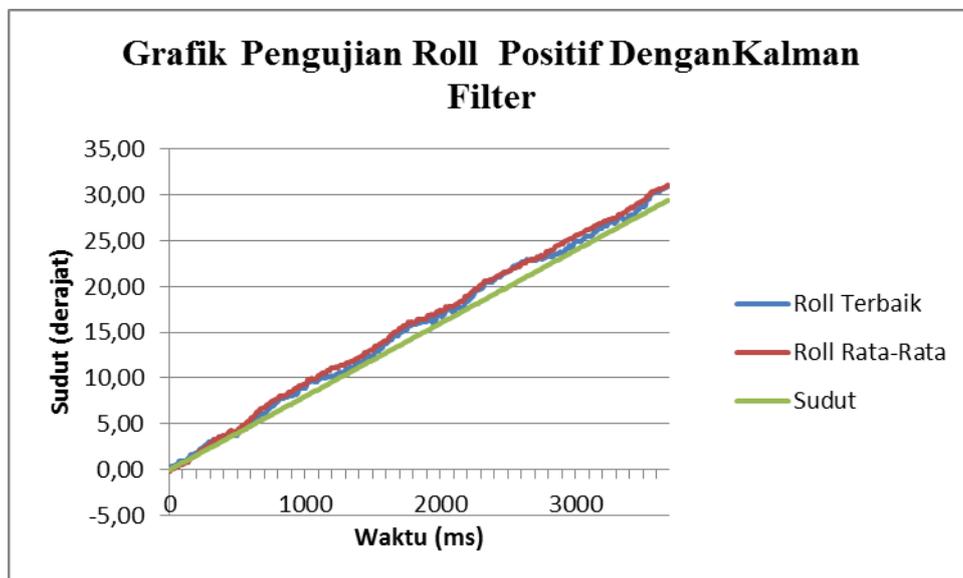
Gambar 6 Hasil pengujian sensor magnetometer

3.2 Pengujian Hasil Perhitungan Nilai Roll, Pitch, dan Yaw

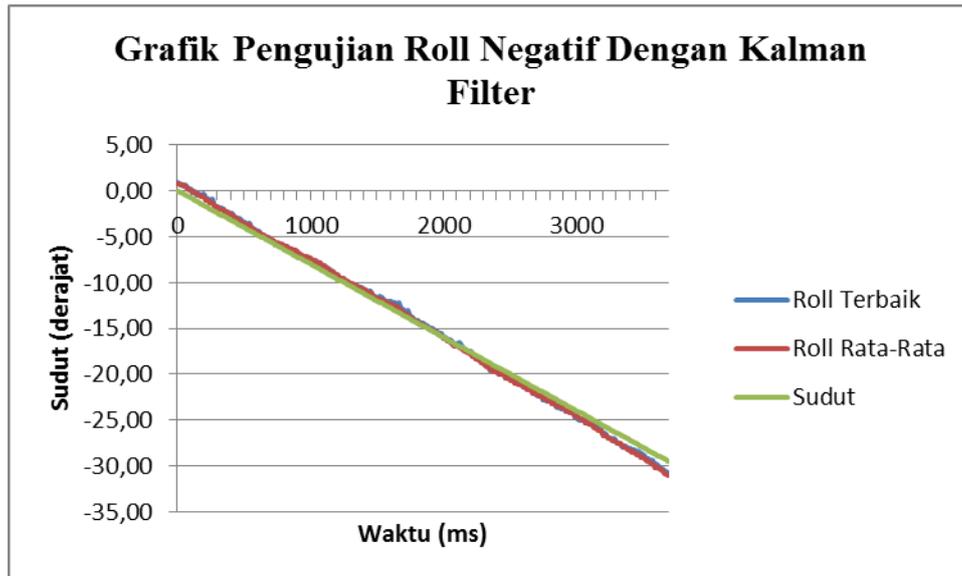
Pengujian ini juga dilakukan dengan meletakkan sensor seperti pada bagian 3.1. Kemudian sensor juga diuji dengan memutar sensor sebanyak 30 derajat ke arah sumbu roll dan pitch baik ke arah positif maupun negatif. Sedangkan untuk yaw diputar 360 derajat searah jarum jam. Agar diperoleh putaran yang konstan, digunakan motor servo diskontinu untuk pengujian roll dan pitch, dan servo kontinu untuk pengujian yaw untuk memutar sensornya. Gerakan servo diatur dengan menggerakkan tiap miliseconds putaran motor servo. Dengan sampling data 10ms, didapatkan 370 data untuk setiap pengujian roll dan pitch. Berdasarkan hasil ini dapat disimpulkan bahwa setiap pengujian untuk mendapatkan nilai dari 0 sampai 30 derajat dibutuhkan waktu 3700 ms. Sedangkan untuk data sikap yaw, dilakukan putaran servo yang lebih cepat yaitu untuk satu kali putaran 360 derajat membutuhkan waktu 3500 ms sehingga selama pengujian untuk satu kali putaran 360 derajat didapatkan 350 data sudut. Untuk setiap pengukuran, dilakukan 3 kali pengambilan data kemudian dirata-rata. Untuk melihat dan membatasi gerakan servo agar dapat dicatat perubahan dari 0 sampai 30 derajat untuk roll dan pitch serta 0 sampai 360 derajat untuk yaw, digunakan busur derajat dan sensor sudut yang ada pada telepon genggam. Hal ini dimaksudkan agar pengujian yang dilakukan semakin mendekati kondisi ideal.

Pengujian untuk setiap sikap roll, pitch, dan yaw dilakukan secara terpisah karena diputar berdasarkan sumbu yang berbeda. Selain itu karena keterbatasan servo, pada pengujian roll dan pitch nilai pada sumbu positif dan negatif juga dipisahkan. Kemudian untuk membandingkan hasil pengukuran akan ditampilkan pula hasil dari nilai pengukuran terbaik dan rata-rata dari 3 kali pengukuran.

Pada pengujian sikap roll, hasil yang ditampilkan merupakan perbandingan antara data terbaik, data rata-rata dan sudut yang dianggap merupakan nilai seharusnya.. Grafik data hasil pengujian ini terlihat pada Gambar 7 untuk data positif dan Gambar 8 untuk data negatif. Pada pengujian ini terlihat bahwa baik untuk grafik data terbaik maupun grafik rata-rata mampu stabil. Hal ini ditandai dengan tidak banyaknya gerakan naik turun grafik. Selain itu data juga relatif akurat karena mampu mendekati garis linear dari data sudut seharusnya.

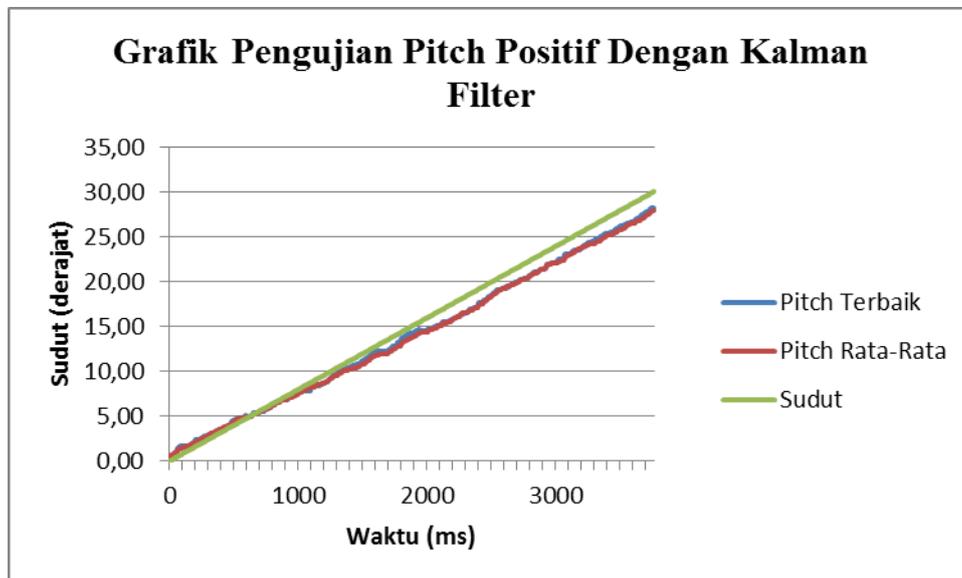


Gambar 7 Pengujian sikap roll positif

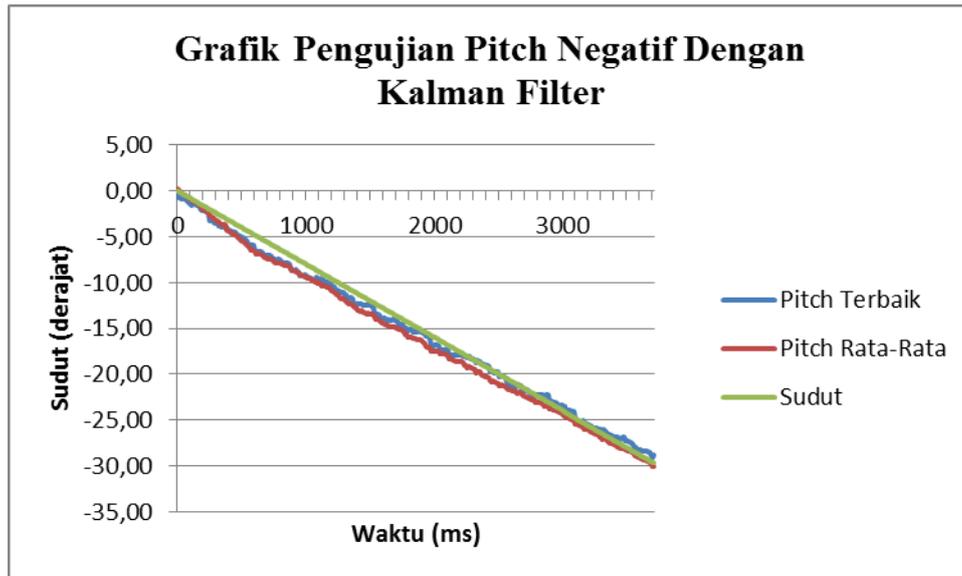


Gambar 8 Pengujian sikap roll negatif

Sama seperti pada grafik roll, data pitch yang ditampilkan merupakan data terbaik dari hasil pengujian dan data berupa nilai rata-rata. Data ini dibandingkan pula dengan garis linear yang dianggap garis ideal dari pengukuran. Perbedaan ada pada sikap roll mengacu pada sumbu y sensor sedangkan pengujian pada sikap pitch ini mengacu pada sumbu x sensor. Seperti terlihat pada Gambar 9 dan 10 yang merupakan grafik hasil pengujian kalman filter untuk sikap pitch positif dan negatif, data hasil yang didapatkan memiliki tingkat kestabilan yang cukup baik serta akurasi yang cukup tinggi.

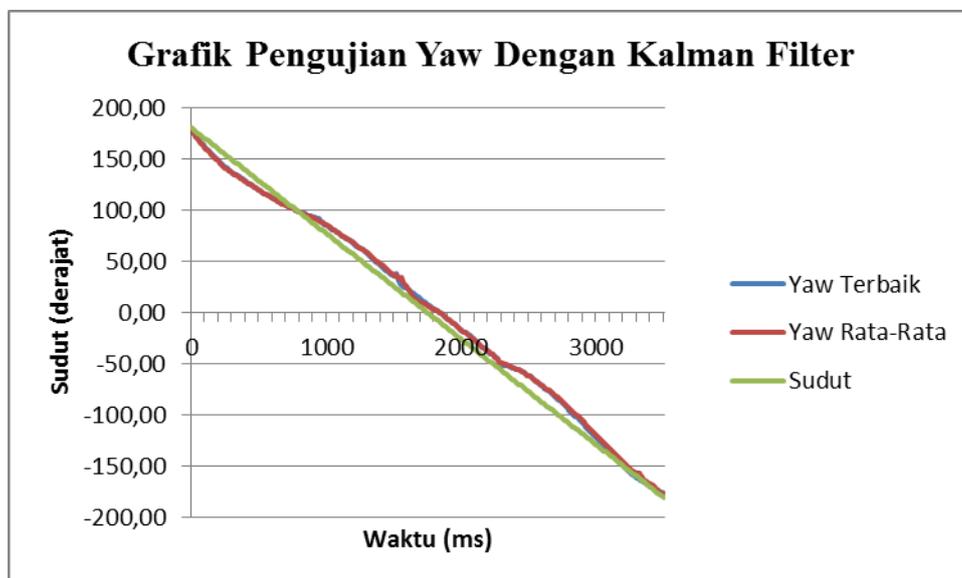


Gambar 9 Pengujian sikap pitch positif



Gambar 10 Pengujian sikap pitch negatif

Berbeda dengan roll dan pitch, pengujian sikap yaw dilakukan dengan memutar sensor terhadap sumbu z searah jarum jam sebanyak satu putaran penuh atau 360 derajat. Pada Gambar 11 terlihat hasil dari pengujian sikap yaw dengan menggunakan kalman filter. Hasil dari pengujian sikap yaw ini masih memiliki banyak kekurangan. Berbeda dengan sikap roll dan pitch dengan kalman filter, sikap yaw dengan kalman filter masih memiliki error yang cukup tinggi. Selain itu tingkat kestabilan data juga masih kurang baik. Hal ini disebabkan oleh data mentah dari magnetometer yang tidak linear dan data penghitungan sikap yaw dengan trigonometri yang juga tidak linear. Hal ini menyebabkan kalman filter tidak mampu bekerja secara optimal dan menghasilkan data yang akurat dan stabil.



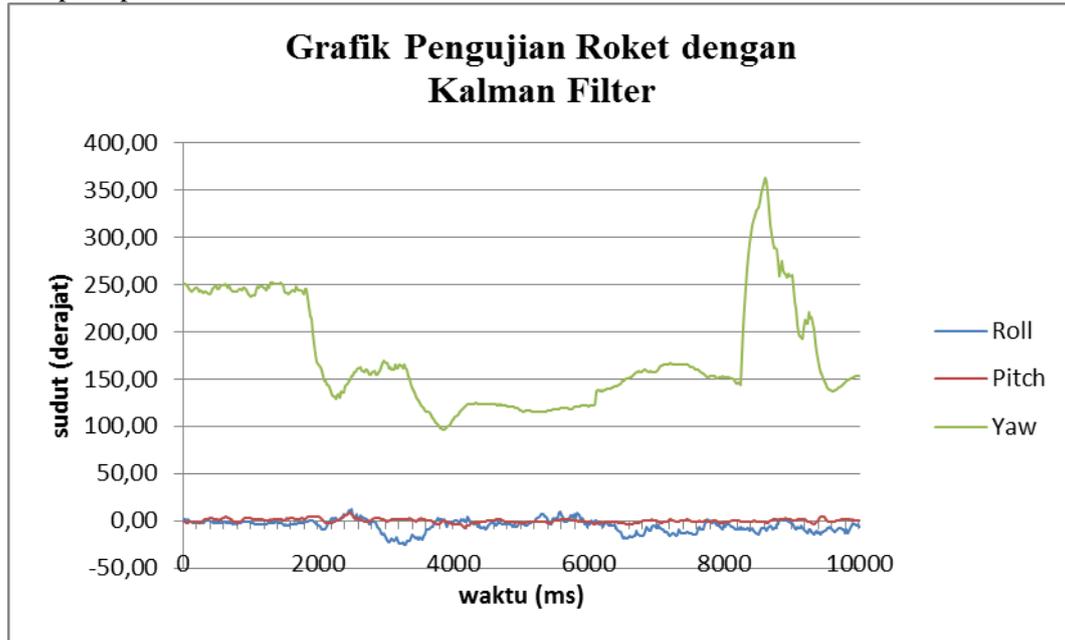
Gambar 11 Pengujian sikap yaw

3.3 Pengujian Sistem dengan Uji Statis

Pengujian ini dilakukan dengan menerbangkan roket secara statis dengan mengikatkan suatu tali pengikat pada bagian bawah roket sehingga roket tidak akan terbang tinggi. Hal ini dilakukan untuk meminimalisir kemungkinan jatuh dan roket mengalami kerusakan.

Kekurangan dari sistem pengujian ini adalah karena *fin* roket ada di samping badan roket, maka kendali roket tidak akan bekerja bila roket terbang secara statis. Oleh karena itu akan dibuat suatu kondisi dengan memberikan hembusan angin dari atas agar *fin* roket dapat bekerja. Hal ini dilakukan dengan menggantungkan kipas angin di atas roket dengan kecepatan 5,2 m/s. Kecepatan ini dianggap sudah sesuai karena sudah ditentukan berdasarkan pengujian roket EDF yang pernah dilakukan secara dinamis pada penelitian sebelumnya. Hasil uji terbang roket EDF selama 5 detik yang pernah dilakukan didapat rata-rata kecepatan terbang roket adalah 5,89 m/s.

Pengujian dilakukan selama 10 detik sebanyak 3 kali. Dari pengujian tersebut didapat hasil seperti pada Gambar 12.



Gambar 12 Pengujian terbang statis roket EDF

Pada grafik hasil pengujian tersebut dapat dilihat bahwa kendali untuk roll dan pitch sudah mampu bekerja dengan cukup baik. Nilai yaw yang sering kali mengalami perubahan mendadak karena momen motor juga mampu distabilkan secara perlahan.

4. KESIMPULAN

Berdasarkan penelitian yang dilakukan telah berhasil dibuat implementasi kalman filter pada kendali roket EDF. Berdasarkan data yang didapat dan pembahasan yang dilakukan dapat diambil kesimpulan sebagai berikut:

- 1 Rata-rata dari tingkat error data roll, pitch, dan yaw berdasarkan standar deviasi dalam hal akurasi adalah 3,21 derajat.
- 2 Rata-rata dari tingkat error data roll, pitch, dan yaw berdasarkan standar deviasi dalam hal akurasi adalah 2,47 derajat.
- 3 Sistem kendali dengan menggunakan kalman filter memiliki nilai standar deviasi terhadap nilai regresi linear pada sikap roll sebesar 2,73, pitch sebesar 3,03, dan yaw sebesar 6,96 derajat.
- 4 Sistem kendali dengan menggunakan kalman filter memiliki nilai standar deviasi terhadap nilai ideal pada sikap roll sebesar 3,43, pitch sebesar 2,92, dan yaw sebesar 5,21 derajat.
- 5 Roket EDF mampu terbang dengan stabil dengan menggunakan kalman filter.

5. SARAN

Berikut saran-saran yang dapat dilakukan untuk pengembangan penelitian selanjutnya yang sejenis.

- 1 Penggunaan filter lain sebagai pembanding kinerja kalman filter seperti DCM(Direct Cosine Matrix), Quaternion, atau extendedkalman filter.
- 2 Penggunaan metode tuning lain seperti auto tuning sebagai perbandingan dengan Ziegler-Nichols.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada semua pihak yang telah membantu dalam mengerjakan penelitian ini.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Ardiantara, P., 2013, Purwarupa Kontrol Kestabilan Posisi dan Sikap pada Pesawat Tanpa Awak Menggunakan IMU dan Algoritma Fusion Sensor, *Skripsi*, MIPA, Universitas Gadjah Mada, Yogyakarta.
- [2] Aydogdu, O., dan Korkmaz, M., 2012, *A Simple Approach to Design of Variable Parameter Nonlinear PID Controller*, Selcuk University, Department of Electrical and Electronics Engineering, Konya, Turkey.
- [3] Benzerrouk, H., 2014, *Modern Approaches in Nonlinear Filtering Theory Applied to Original Problems of Aerospace Integrated Navigation System with non-Gaussian Noise*,. Mathematics, Saint Petersburg State University, Russia.
- [4] Hutama, I., 2011, Kendali Pendulum Terbalik Dinamis, *Skripsi*, Teknik, Universitas Gadjah Mada, Yogyakarta.
- [5] Lauszus, K., 2012, *Kalman Filter Implementation for Balancing Robot*.
- [6] Li, Zheng, O'Doherty, Joseph E., Hanson, Timothy L., Lebedev, Mikhail A., Henriquez, Craig S., dan Nicolelis, Miguel A. L., 2009, *Unscented Kalman Filter for Brain-Machine Interfaces*, Duke University Graduate School, Natal, Brazil.
- [7] Marins J., Yun, X., Bachman, E., McGhee, R., dan Zyda, M., 2001, *An Extended Kalman Filter For Quaternion-Based Orientation Estimation Using MARG Sensors*, *International Conference on Intelligent Robots and System*, 3, 1.
- [8] McCarron, B., 2013, *Low-Cost IMU Implementation via Sensor Fusion Algorithms in the Arduino Environment*, Senior Project. Faculty of Aerospace Engineering Departmen, California Polytechnic State University, San Luis Obispo.
- [9] Sabatini, Angelo Maria, 2011, *Kalman-Filter-Based Orientation Determination Using Inertial/Magnetic Sensors: Observability Analysis and Performance Evaluation*, *BioRobotics Institute*, Pisa, 11.
- [10] Tusell, Fernando, 2011, *Kalman Filtering in R*, *University of the Basque Country*, Bilbao, 39, 2.