PERANCANGAN ROKET *ELECTRIC DUCTED FAN* DAN SISTEM KENDALI UNTUK MENCAPAI SASARAN SECARA *HORIZONTAL*

DESIGNING ELECTRIC DUCTED FAN ROCKET AND CONTROL SYSTEM TO REACH THE TARGET HORIZONTALLY

Ramadhan Adi Putra
Prodi S1 Teknik Elektro, Fakultas Teknik dan Ilmu Komputer, Universitas Komputer Indonesia.
Jl. Dipati ukur No 112, Bandung
Email : ramadhanadiputra1@gmail.com

Abstrak

Penelitian pada bidang roket sangat penting untuk mendorong kreatifitas dan semangat riset untuk menciptakan teknologi baru yang mampu bersaing dengan negara maju lainnya. Roket adalah wahana terbang multifungsi berteknologi tinggi dan kompleks yang terdiri dari keilmuan mekanik, elektronik, kendali, *software*, kimia, fisika, aerodinamik, dan astronomi sehingga roket dapat menjadi sebuah indikator kemajuan suatu bangsa. Roket yang menggunakan motor EDF diperlukan kendali ekstra karena perilaku roket yang sangat berbeda seperti pada kecepatan yang rendah, munculnya efek mudah mendapat gangguan dari angin, getaran yang kuat, dan gaya angkat yang kecil yang mengakibatkan pengendalian trajektori roket menjadi lebih sulit. Sehingga diperlukan kendali dan *airframe* roket yang mampu mengendalikan *atittude* roket. Solusi dari permasalahan tersebut adalah membuat roket bermassa ringan, yang mampu dikendalikan dalam kecepatan rendah, getaran yang besar, dan gaya angkat yang kecil, kemampuan sistem elektronik menjadi bagian penting untuk menyelesaikan tugasnya mengendalikan roket ini untuk mencapai sasaran secara horizontal dengan sasaran sejauh 200 m dan bidang sasaran selebar 15 m x tinggi 25 m. Dengan adanya keluaran sensor yang baik, pengendali PID dan wahana roket yang sesuai *center of gravity* dengan *center of pressure*-nya khusus roket dengan kendali horizontal, menghasilkan sebuah sistem roket yang dapat mencapai sasaran secara horizontal dengan baik atau stabil.

Kata kunci: roket*, electric ducted fan*, *prototype*, kendali PID*, control surface*.

Abstract

Research on the rocket technology is very important to encourage creativity and the spirit of research to create new technologies that can compete with other developed countries. The rocket is a high-tech and complex multifunction flying vehicle consisting of mechanical, electronic, control, software, chemistry, physics, aerodynamics and astronomy, so rockets can be an indicator of the progress of a nation. Rockets that use EDF motors require extra control due to very different rocket behavior such as low speed, the emergence of the effects of easy interference from wind, strong vibration, and a small lift that resulted in the control of the rocket trajectory becomes more difficult. So it takes control and a rocket airframe capable of controlling rocket atittude. The solution of the problem is to make a small-scale rocket, which can be controlled in low speed, large vibration, and a small lift style, the ability of the electronic system to be an important part to complete its task of controlling this rocket to achieve the target horizontally with the target as far as 200 m and the target area width 15 m x height 25 m.

With good sensor output, PID controller and rocket rides that fit the center of gravity with its center of pressure special rocket with horizontal control, can produce a rocket system that can reach the target horizontally with a stable
Keywords: rocket, electric ducted fan, prototype,* PID *control, control surface.

1. PEDAHULUAN

1.1 Latar belakang

Teknologi penerbangan dan antariksa merupakan salah satu teknologi unggulan bagi negara-negara maju, terutama berupa teknologi roket, negara yang mampu menguasai teknologi ini akan disegani oleh negara di seluruh dunia, sehingga teknologi ini bisa dijadikan ukuran majunya suatu negara. Indonesia sebagai negara kepulauan dan sekaligus negara maritim yang besar dan luas sudah sepatutnya memiliki kemandirian dalam penguasaan teknologi roket.

Salah satu teknologi yang sedang berkembang di Indonesia adalah wahana roket, salah satu wahana yang dipakai di berbagai bidang seperti militer, telekomunikasi untuk peluncuran satelit dan pertahanan yang juga menunjukan kekuatan sebuah negara. Adapun jenis dan macam-macam roket diantaranya roket tipe peluru kendali yang arahnya dapat di kendalikan dan terbang secara otomatis juga mempunyai kecepatan tinggi yang biasanya mengunakan bahan bakar *propellant* untuk militer dan roket luar angkasa seperti roket peluncur satelit dan roket pembawa manusia menuju ruang luar angkasa untuk melakukan eksplorasi ke planet lain.

Roket *Electric Ducted Fan* (EDF) merupakan inovasi baru dibidang roket yang dirancang oleh Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) pada Kompetisi Muatan Roket dan Roket Indonesia (KOMURINDO). Teknologi roket ini menggunakan motor elektrik *Brushless Direct Current* (BLDC) dengan baling-baling berjenis *Ducted Fan* sebagai pengganti tenaga pendorong roket konvensional berupa bahan bakar *propellant*. Penggantian pendorong dengan menggunakan motor EDF ini mengakibatkan berat dan kecepatan roket menjadi sangat rendah, berat yang ditentukan pada *rule book* KOMURINDO 2017 tidak boleh melebihi 2200 gram, dikarenakan kecepatannya yang rendah sirip yang terdapat pada badan roket tidak mendapatkan cukup angin untuk dapat mempertahankan sudut *roll*, *pitch* dan *yaw* terhadap navigasi roket dari gangguan angin dan reaksi dari putaran motor EDF. Pada *rule book* KOMURINDO 2017 juga dijelaskan peserta harus menyediakan sendiri sistem monitoring yang biasa disebut *Ground Control Station* (GCS), GCS adalah perangkat lunak untuk memantau sikap roket secara realtime yang dilengkapi dengan perangkat radio *transmitter* dan *receiver* untuk berkomunikasi secara nirkabel *(wireless)* antara roket dengan GCS, melalui GCS ini pula peserta dapat memberi *command* untuk mengendalikan dan meluncurkan roket, Serta dapat digunakan untuk analisa lebih lanjut yaitu menjadi suatu kajian dalam bidang keilmuan kontrol roket jika ada masalah pada sikap atau misi dari roket.

Penulis ditantang untuk merancang wahana dan sistem kontrol roket EDF, yang mampu meluncur sesuai dengan lintasan tertentu dan sanggup mempertahankan kedudukan dan sikap roket terhadap lintasan secara otomatis dengan kecepatan relatif rendah yaitu dibawah 25 m/s. Pada kesempatan ini penulis melakukan perancangan sebuah roket yang diameter tabung dalamnya tidak lebih dari 85 mm agar masa roket menjadi tidak terlalu berat dan mampu meluncur secara horizontal dengan sasaran sejauh 200 m dan bidang sasaran selebar 15 m dengan tinggi 25 m.

1.2 Tujuan

Adapun tujuan yang ingin dicapai dari pembuatan alat ,yaitu sebagai berikut.

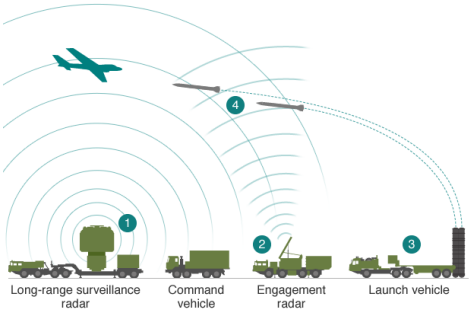
1. Roket dapat mempertahankan sudut horizontal dengan baik.
2. Roket dapat dikendalikan secara *autonomous* dan meluncur tepat sasaran.
3. Komponen dan sistem elektronik dapat diintegrasikan kedalam *body* roket tersusun dengan rapih.

2. DASAR TEORI

2.1 Roket dan Mekanik

Pada umumnya roket adalah sejenis sistem propulsi yang membawa bahan bakar dan oksigennya sendiri. Dorongan pada roket merupakan penerapan yang menarik dari hukum III Newton dan Kekekalan momentum yaitu dengan memancarkan aliran massa hasil pembakaran propelan. Roket memiliki tangki yang berisi bahan bakar hidrogen cair dan oksigen cair. Bahan bakar tersebut dibakar dalam ruang pembakaran sehingga menghasilkan gas lalu dibuang melalui mulut pipa yang terletak dibelakang roket. Akibatnya terjadi perubahan momentum pada gas selama selang waktu tertentu. Jika ditinjau dari hukum ketiga Newton tersebut ketika suatu benda mengerjakan gaya pada benda lain, maka benda yang dikerjakan gaya akan mengerjakan gaya pada benda yang mengerjakan gaya padanya, gaya ini disebut gaya aksi-reaksi yang besarnya sama, namun arahnya berlawanan dan juga impuls dan momentum, dikatakan bahwa gaya eksternal yang bekerja pada suatu benda atau sistem akan mengakibatkan laju perubahan momentum benda tersebut.

Roket dapat meluncur secara vertikal keatas karena roket memiliki mesin pendorong yang dapat memberikan kecepatan pada roket. Gaya dorong roket bekerja berdasarkan impuls yang diberikan oleh mesin roket. Pada saat roket sedang bergerak, akan berlaku hukum kekekalan momentum. Mesin pendorong roket berbahan bakar hidrogen dan nitrogen cair. Kedua bahan bakar tersebut bercampur dalam sebuah ruang pembakar, kemudian akan menghasilkan gas panas yang keluar pada bagian ekor roket tersebut. Adapun roket berjenis peluru kendali atau misil adalah senjata roket militer yang bisa dikendalikan atau memiliki sistem pengendali otomatis untuk mencari target atau menyesuaikan arah, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 2-1.



Gambar 2-1 Ilustrasi sebuah roket rudal

[sumber: foreignpolicyblogs.com]

Dalam penggunaan sehari-hari, istilah "misil" merujuk kepada roket dengan sistem Kendali. Salah satu contohnya yaitu Tomahawk seperti yang ditunjukan pada Gambar II-2, Peluru kendali jelajah jarak jauh dalam segala kondisi cuaca dan memiliki kecepatan subsonik. Pertama kali diperkenalkan pada tahun 1970 oleh General Dynamics, peluru kendali ini (misil) didesain untuk jarak menengah dan jauh, mampu terbang rendah dan juga dapat diluncurkan dari darat dan bawah air. Misil ini telah beberapa kali dikembangkan, saat ini diproduksi oleh Raytheon.



Gambar 2-2 Roket Tomahawk

[sumber: navyrecognition.com]

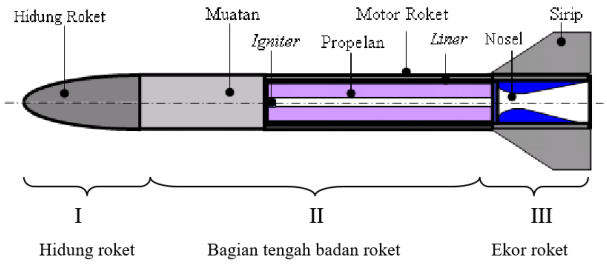
Adapun roket yang akan dibahas pada tugas akhir ini yaitu roket EDF merupakan roket yang pendorongnya menggunakan motor elektrik BLDC dengan baling-baling berjenis *Ducted Fan* sebagai pengganti tenaga pendorong roket konvensional berupa bahan bakar *propellant*. Salah satu contoh roket EDF yaitu roket DIRK - BulletForce seperti yang ditunjukan pada Gambar 2-3. Penelitian ini berfokus pada perancangan wahana roket dan sistem kontrol roket EDF yang mampu meluncur secara horizontal dengan mempertahankan sikap roket terhadap lintasan secara otomatis dengan kecepatan relatif rendah yaitu dibawah 25 m/s dengan sasaran sejauh 200 m dengan bidang sasaran selebar 15 m dikali tinggi 25 m.



Gambar 2-3 Roket DIRK – BulletForce

2.2 Bagian - bagian Roket

Bagian mekanik merupakan bagian terpenting dan utama pada perancangan roket *Electric Ducted Fan* (EDF) ini, karena sebelum memulai tahap selanjutnya diperlukan informasi untuk mengetahui tentang *airframe* roket, komponen penyusun roket, metode pengendalian roket serta dengan berbagai perhitungannya agar tahap selanjutnya dapat dilakukan dengan tepat dan efisien. Berikut ini beberapa bagian yang umumnya ada pada roket, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 2-3.



Gambar 2-4 Konfigurasi komponen roket

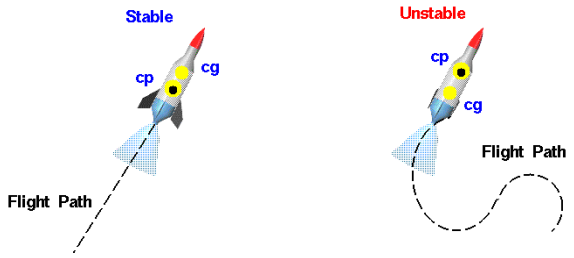
[sumber: Desain Konfigurasi Roket Padat, Atik Bintoro]

2.3 Stabilitas dan Kontrol Roket

Suatu roket yang hendak diluncurkan harus dalam keadaan stabil, karena apabila roket tidak stabil akan sulit memprediksi arah geraknya seperti yang diilustrasikan pada Gambar 2-4. Stabilitas roket bergantung pada pusat massa atau *Center of Gravity* (CG) dan pusat tekanan atau *Center of Pressure* (CP), CG adalah posisi dimana seluruh massa roket seimbang pada satu titik, dengan cara memberikan tali penyangga pada titik CG, maka roket tidak akan jatuh ke satu sisi badan roket. Adapun CP yang merupakan titik terjadinya tekanan, CP muncul ketika adanya aliran udara pada badan roket, dengan posisi CP dibelakang CG, maka roket sudah di anggap stabil *Static margin* merupakan nilai yang digunakan pada perancangan stabilisasi wahana terbang, static margin terdapat dua kondisi utama, penjelasannya sebagai berikut.

- Nilai *static margin* negatif terjadi apabila CG berada dibelakang CP, dampak sistem yang memiliki nilai *static margin* negatif akan menghasilkan momen aerodinamis yang akan memperbesar gangguan masuk.

- Nilai *static margin* positif terjadi apabila CG berada didepan CP, dampak dari sistem yang memiliki nilai *static margin* positif akan merespon gangguan dengan menghasilkan momen aerodimanis yang mengembalikan arah wahana ke arah aliran berasal, semakin besar nilai *static margin*, maka akan meningkatkan kestabilan wahana, namun wahana akan lebih sulit dikendalikan, karena wahana lebih terpengaruh oleh aliran tekanan yang datang.



Gambar 2-5 Pengaruh stabilitas pada lintasan gerak (trayektori) roket.

[sumber: spaceflightsystems.grc.nasa.gov]

Adapun pengelompokan nilai *static margin* roket ditunjukan pada Tabel 2-1

Table 2-1 Static margin

Nilai *Static margin*	Stabilitas
static margin < 1	Tidak Stabil
1 < *static margin* < 2,5	Relatif Stabil
2,5 < *static margin*	Sangat Stabil

Adapun persamaan untuk mencari nilai *static margin* dalam suatu wahana roket sebagai berikut.

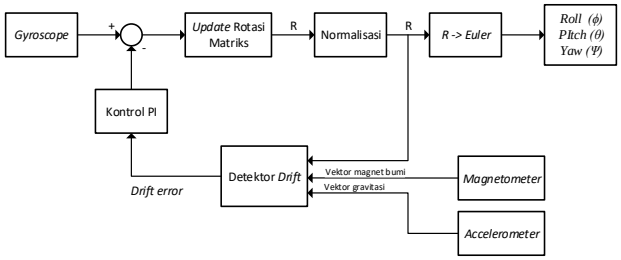
$$\text{Static Margin (SM)} = \frac{Pusat\ tekanan\ (CP)}{Pusat\ massa\ (CG)} \quad \ldots.2.1$$

2.4 *Attitude and Heading Reference System* (AHRS)

Attitude and Heading Reference System atau yang biasa disingkat menjadi AHRS mempunyai peranan yang sangat penting dibutuhkan untuk memberikan informasi dan visualisasi yang akurat tentang sikap wahana terbang (kecepatan, ketinggian, arah dan sudut inklinasi) kepada pilot maupun pengamat *ground control station.* Kesalahan presepsi tentang sikap wahana terbang tersebut dapat menyebabkan kecelakaan atau *crash.* Pada *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV), peranan AHRS digunakan untuk memberikan informasi dan visualisasi perilaku wahana terbang kepada pemantau yang berada pada jarak yang tidak memungkinkan untuk melihat wahana terbang secara langsung, seperti keadaan tiga arah rotasi yaitu *roll, pitch* dan *yaw* (RPY) atau *bank, elevation*, dan *heading* (BEH) dengan sudut euler XYZ yang merepresentasikan attitude atau orientasi. Sistem ini juga dapat dikembangkan lebih lanjut untuk menyusun kecerdasan buatan sehingga obyek dapat bergerak secara *auto-pilot.*

2.5 *Direct Cosine Matrix* (DCM)

Direction Cosine Matrix termasuk bagian dari AHRS yang tugasnya mengolah data-sata sensor untuk menghasilkan tiga sudut euler yang akurat dengan menggabungkan sensor *gyroscope, accelerometer* dan *magnetometer* seperti yang diilustrasikan pada Gambar 2-6. DCM atau sering juga disebut C_n^b merupakan matrix 3x3 yang merepresentasikan rotasi sekuensial dari *roll, pitch* dan *yaw*. Representasi ini tidak mengalami masalah singularitas, tetapi tidak intuitif dan menggunakan sembilan nilai untuk menggambarkan *attitude*. DCM ditulis dalam bentuk matrix rotasi yang mendeskripsikan orientasi dari kerangka kordinat b (body) terhadap kerangka navigasi n. Orde rotasi adalah zz, yy dan kemudian xx yang dalam sudut Euler adalah yaw (ψ), pitch (θ), roll (φ).



Gambar 2-6 Algoritma DCM

2.6 Extended Kalman Filter (EKF)

Algoritma *Kalman Filter* adalah salah satu algoritma yang digunakan untuk memperkirakan hasil berikutnya berdasarkan data-data yang sudah ada sebelumnya. Contoh yang dibahas kali ini adalah mengenai memperkirakan hasil dari sensor pada periode berikutnya berdasarkan data sensor pada periode sebelumnya. Algoritma ini biasanya digunakan untuk melakukan estimasi data sebenarnya berdasarkan data observasi yang mengandung noise dan beberapa faktor ketidaktepatan lainnnya, dan itulah arti kata "*filter*" pada algoritma ini. Sehingga dalam aplikasinya, algoritma kalman filter akan menggunakan proses berulang dari predict dan correct.

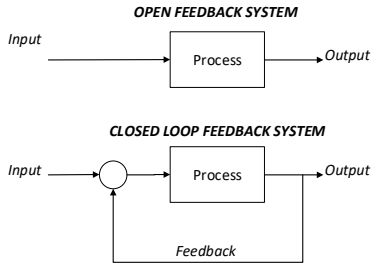
2.7 Sensor *Inertia Measurement Unit* (IMU)

Sensor IMU adalah gabungan sensor yang digunakan untuk mengukur gerakan inersia pada suatu benda, sensor IMU adalah penggabungan dari sensor *Accelerometer* dan *gyroscope*. Namun tersedia juga sensor IMU yang ditambahkan sensor *magnetometer* dan *barometer* untuk menambah fasilitas data dari suatu alat, sensor ini sering digunakan pada wahana terbang, alat navigasi, transportasi, hingga *mobile device.*

2.8 Sistem Kendali

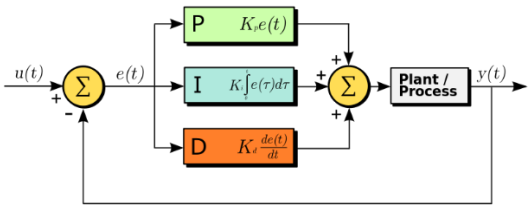
Sistem kendali adalah proses pengaturan/pengendalian terhadap satu atau beberapa besaran (*variable* / parameter) sehingga berada pada suatu rangkuman harga tertentu. Ditinjau dari segi peralatan, sistem kendali terdiri atas berbagai susunan komponen fisis yang digunakan untuk mengarahkan aliran energi ke suatu mesin atau proses agar dapat menghasilkan prestasi yang diinginkan.

Tujuan utama sistem kendali adalah mendapatkan optimasi yang diperoleh dari fungsi sistem kendali itu sendiri, yaitu: pengukuran (*measurement*), membandingkan (*comparison*), pencatatan dan perhitungan (*computation*), serta perbaikan (*correction*). Dalam sistem atau teknik kendali terdapat 2 sistem kontrol, yakni *open loop* dan *close loop* yang diilustrasikan pada Gambar 2-7, dalam *Open-loop Control Systems* direpresentasikan sebagai sistem dimana nilai keluarannya tidak memiliki efek terhadap aksi dari kontrol. Hal tersebut menyebabkan akurasi nilai keluaran sistem akan bergantung pada kalibrasi. Kehadiran *distubance* pada sistem memberikan hasil yang tidak diharapkan. *Closed-loop Control Systems* adalah representasi terhadap sistem yang nilai keluarannya memiliki efek timbal balik terhadap aksi dari kontrol. Pada sistem *Closed-loop* memiliki sinyal *error* dari hasil pembandingan perbedaan nilai keluaran dan nilai referensi.



Gambar 2-6 Jenis kontrol

Kontrol *Proportional Integral Derivative* (PID) merupakan salah satu jenis kontrol berjenis *close loop* yang telah umum digunakan dalam dunia industri. Blok diagram sistem dari kontrol PID di tunjukan pada Gambar 2-8.



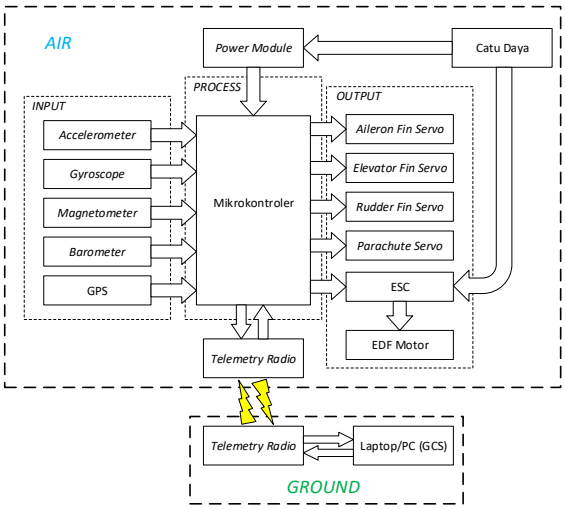
Gambar 2-7 Kontrol PID

[sumber: wikipedia.org]

Kontrol PID terdapat tiga buah komponen utama yaitu kontrol proporsional, kontrol integral dan derivatif.

3. PERANCANGAN SISTEM

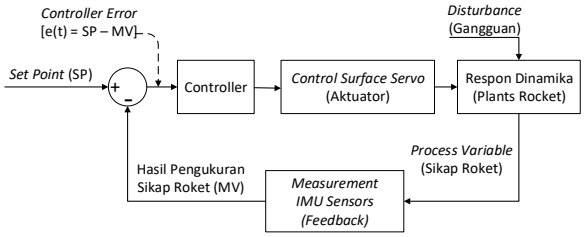
Blok diagram utama dari sistem roket Electric Ducted Fan (EDF) terdiri dari dua bagian, yaitu bagian roket di udara *(Air)* dan bagian GCS di darat *(Ground)*. blok diagram sistem roket EDF ditunjukan pada Gambar 3-1.



Gambar 3-1 Diagram blok sistem Roket EDF.

3.1 Kendali roket

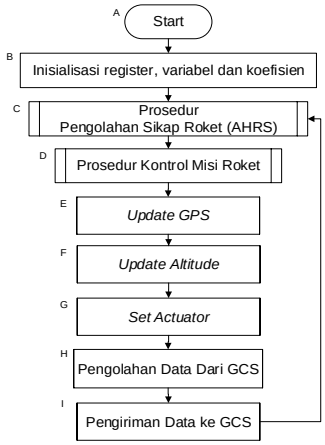
Setelah proses pendesainan mekanik dilakukan maka proses selanjutnya yang akan dilakukan adalah proses kontrol sistem. Pada sub bab (2.8) telah dijelaskan bahwa sistem kendali terbagi menjadi 2 macam yakni *closed-loop* dan *open-loop*. Untuk melakukan proses *control surface* dengan memanfaatkan momen aerodinamis untuk mengendalikan dinamika roket memerlukan sistem kendali yang cocok. Oleh karena itu, kontrol *closed-loop* dipilih sebagai jenis sistem kontrol yang digunakan karena adanya *feedback* atau timbal balik yang mempengaruhi proses kontrol. Pendesainan sistem dari sudut pandang kontrol memiliki diagram blok sebagai berikut ini.



Gambar 3-2 Kendali closed-loop sikap roket EDF.

3.2 Diagram Alir Program Utama

Pada diagram alir program utama ini berisikan tentang garis besar hal yang dikerjakan mikrokontroler sebagai otak pengendali roket. Pada diagram ini, tugas dibagi menjadi beberapa jenis tugas yaitu. Tugas yang dilakukan tiap iterasi yakni: prosedur pembacaan data perubahan perilaku, pengiriman data, kontrol misi roket, kontrol sikap roket dan mengaktifkan aktuator roket.



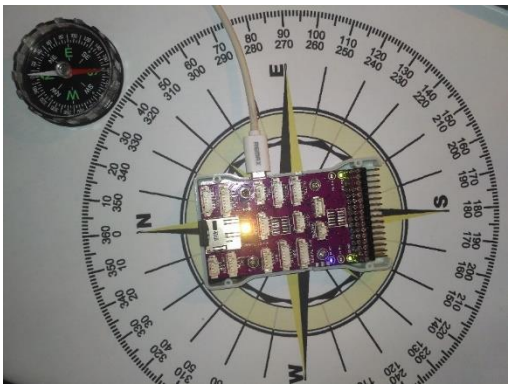
Gambar III-2 Diagram Alir Program Utama

4. PENGUJIAN DAN ANALISA

4.2 Pengujian Sudut Orientasi

Pengujian selanjutnya yaitu pengujian orientasi yang didapatkan dari pengolahan data sensor *accelerometer*, *gyroscope* dan

magnetometer dalam sensor IMU terhadap orientasi sudut (untuk sumbu *roll* dan *pitch*) dan kompas (untuk sumbu *yaw*). Kondisi pengukuran nilai nyata untuk *roll* dan *pitch* menggunakan bantuan busur dan untuk kompas menggunakan bantuan alat kompas untuk menentukan arah sebenarnya dengan cetakan kompas tetap untuk menyesuaikan *flight controller* dengan nilai arah seperti pada gambar 4-1.



Gambar 4-1 Pengujian sumbu yaw terhadap arah kompas

Untuk menghitung nilai *error* digunakan persamaan berikut.

- $Error = \frac{Abs(Pitch - Sensor_Pitch)}{360} x100$

  ...untuk sumbu *pitch*

- $Error = \frac{Abs(Roll - Sensor_Roll)}{360} x100$

  ...untuk sumbu *roll*

- $Error = \frac{Abs(Yaw - Sensor_Yaw)}{360} x100$

  ...untuk sumbu y*aw*

Table 4-1 Perbandingan orientasi sensor terhadap orientasi dan kompas

Roll (derajat)	Sensor *Roll* (derajat)	*error* (%)	*Pitch* (derajat)	Sensor *Pitch* (derajat)	*error* (%)	Kompas (derajat)	Arah *Yaw* (derajat)	*error* (%)
0	0,2	0,05	0	0	0	0	-0,2	0,05
15	15,3	0,08	15	14,9	0,02	15	14,9	0,02
30	30,4	0,11	30	30	0	30	30	0
45	45,5	0,13	45	44,8	0,05	45	44,9	0,02
60	60,6	0,16	60	59,7	0,08	60	59,9	0,02
75	75,5	0,13	75	74,7	0,08	75	74,8	0,05
90	90,3	0,05	90	89,8	0,05	90	89,7	0,08

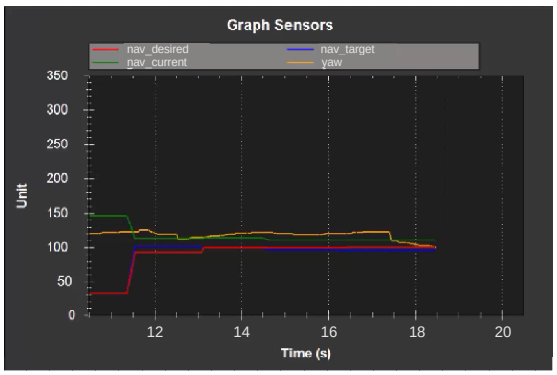
Pada tabel 4-1 hasil pengujian dengan membandingkan orientasi sensor terhadap orientasi dan kompas, data yang dihasilkan oleh sensor IMU masih memiliki nilai *error*. Jadi berdasarkan tabel 4-1 disimpulkan bahwa sensor IMU memiliki *error* sebesar

- Sumbu *Roll* sebesar 0,05% - 0,16%.
- Sumbu *Pitch* sebesar 0% - 0,08%.
- Sumbu *Yaw* sebesar 0% - 0,08%.

Walaupun nilai sensor masih menghasilkan nilai *error*, nilai tersebut dapat diabaikan, karena bisa saja kesalahan ada pada pengguna yang mengukurnya dikarenakan terbatasnya pengelihatan manusia, dan nilai error tergolong tidak terlalu besar karena masih ada dibawah 1%.

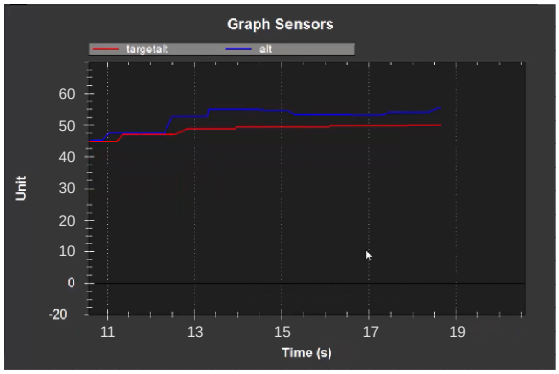
4.3 Pengamatan Kendali Roket

Pengamatan kendali roket dilakukan saat roket meluncur dengan kecepatan sekitar 14m/s secara horizontal disertai gangguan angin gunung/bukit mencapai kecepatan 4.5m/s. Pengamatan kontrol saat peluncuran tentu berbeda dengan yang dilakukan saat pengujian skala laboratorium karena pada saat peluncuran roket akan bergerak diseluruh sumbu serta adanya gangguan angin, pengaturan konstanta yang digunakan sesuai dengan yang sudah dipaparkan sebelumnya. grafik dari sikap roket saat meluncur ditunjukan pada gambar berikut.



Gambar 4-2 Grafik sikap yaw / navigasi roket saat meluncur

Pada gambar 4-2 yang berwarna hijau adalah nilai *steady state*, warna merah adalah nilai referensinya sedangkan warna biru adalah nilai real target navigasi, pada keterangan sikap yang menunjukan/menentukan arah ini pada detik 11,8 sudah mencapai *settling time*, dan nilai *steady-state error* sebesar $\frac{15}{360} x100 =$ 4,1%.



Gambar 4-3 Grafik ketinggian roket saat meluncur

Pada gambar 4-3 menjelaskan perbandingan antara ketinggian target dengan ketinggian sesungguhnya/saat ini (*current altitude*) terhadap waktu, yang menunjukan nilai maksimum perbedaanya atau tingkat *error* (kesalahannya) $\pm$6 meter.

4.4 Analisa

Berdasarkan data yang telah didapatkan dari beberapa pengujian, system kendali PID memberikan hasil yang baik karena mampu meredam efek gangguan angin dan *contra-rotating* pada roket, sehingga roket mampu untuk bernavigasi dengan stabil menuju sasaran yang dituju seperti yang diperlihatkan pada gambar 4-2.

5. KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

1. Dengan adanya kendali PID pada sumbu pitch roket sudah mampu untuk menyetabilkan dan mempertahankan sudut horizontalnya dengan *overshoot* maksimum bernilai 8,7%, *settling time* pada detik 7,85, dan nilai *steady state error* sebesar 6,3%, seperti yang diperlihatkan pada gambar IV-9.
2. Berdasarkan gambar IV-8 tentang sikap *roll* dan gambar IV-11 tentang sikap yaw / navigasi dengan masuk kondisi *settling time* pada detik 11,8, dan nilai *steady state error* sebesar 4,1% maka dengan adanya kendali PID pada kedua sub system ini roket *electric ducted fan* sudah mampu untuk mengendalikan *steer* (perpaduan antara *roll* dan *yaw*) untuk mengarah pada target dengan stabil.
3. Berdasarkan hasil pengukuran body nyata dengan body desain dapat disimpulkan bahwa komponen dapat tertata rapih didalam sebuah body roket yang berukuran 85mm.

5.2 Saran

1. *Error* pada pengendali roket EDF ini lebih kepada kurangnya *tunning* PID, maka perancang seharusnya melakukan pemodelan dan simulasi terlebih dahulu agar nilai konstanta PID yang digunakan sesuai perhitungan antara *airframe* roket dengan pengendali aktuator, sehingga diharapkan performa kendali roket menjadi lebih baik.
2. Menambahkan sensor kecepatan angin (*airspeed sensor*) untuk mengukur faktor perubahan aliran angin agar motor dapat diatur berdasarkan kecepatan, jadi bukan berdasarkan nilai konstanta yang sudah

ditetapkan, sehingga diharapkan roket EDF menjadi lebih baik pada sikap mempertahankan sudut horizontal atau elevasinya.

DAFTAR PUSTAKA

[1] Atik Bintoro, Desain Konfigurasi Roket Padat, Cetakan 1, IBP, 2013.

[2] Bureau of Naval Personnel, *Principles of Guided Missiles and Nuclear Weapons*, Navpers, 1959.

[3] Adiprawita dkk., *Development of AHRS (Attitude and Heading Reference System) for Autonomous UAV (Unmanned Aerial Vehicle)*, https://www.researchgate.net/publication/228347170_Development_of_AHRS_Attitude_and_Heading_Reference_System_for_Autonomous_UAV_Unmanned_Aerial_Vehicle, diakses pada tanggal 18 Juli 2017.

[4] Ogata Katsuhiko, *Modern Control Engineering*, 5th Edition, Prentice Hall, 2002.

[5] Sanghyuk Park dkk., *A New Nonlinier Guidance Logic For Trajectory Tracking*, https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2004-4900, diakses pada tanggal 12 Juli 2017.

[6] Premerlani William, Bizard Paul, *Direction Cosine Matrix IMU: Theory*, http://www.starlino.com/dcm_tutorial.html, diakses pada tanggal 12 Mei 2017.

[7] NASA, *An Educator's Guide with Activities In Science, Mathematics, and Technology*, http://lroc.sese.asu.edu/files/EducatorGuides/RocketsGuide.pdf, diakses pada tanggal 15 April 2017.

[8] Wyatt David, *An Actively Stabilised Model Rocket*, http://aeroconsystems.com/tips/Active_Stabilized_rocket_Wyatt.pdf/, diakses pada tanggal 10 Mei 2017.

BIODATA PENULIS



Nama : Ramadhan Adi Putra
TTL : Bogor, 18 Januari 1996
Agama : Islam
Alamat : Jl. Kasuari 17 No. 123/AA, Cikarang Utara, Kab. Bekasi.