

KONTROL KECEPATAN ROKET EDF MENGGUNAKAN METODE PID

¹Muhammad Fa'iz Alfatih

Teknik Dirgantara, Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan, Yogyakarta

Abstrak

Roket merupakan kendaraan terbang berbentuk peluru yang dilengkapi dengan konfigurasi sayap dan ekor untuk mendapatkan kontrol terbang yang diinginkan. Roket EDF merupakan roket penggerak listrik sebagai tenaga penggerakannya, Electric Ducted Fan (EDF) adalah alat penggerak listrik yang terdiri dari motor listrik yang dihubungkan dengan kipas (fan) yang terintegrasi dengan tabung saluran (Ducted). Dengan kombinasi sensor, perangkat kontrol, dan aktuator roket EDF yang dirancang untuk mencapai target dengan kontrol kecepatan booster roket. Roket EDF memiliki dinamika terbang yang kompleks, oleh karena itu diperlukan pengendalian yang baik dan teruji sebelum roket EDF digunakan. Kontrol PID merupakan salah satu kontrol modern yang banyak digunakan dalam kontrol stabilitas, kecepatan, dan putaran. Algoritma kontrol PID mampu memberikan kontrol kecepatan motor yang bervariasi dan stabil berdasarkan kebutuhan penerbangan berdasarkan jarak target, roket mampu terbang menuju target dengan kecepatan yang sesuai.

Kata kunci: Metode PID, Rocket EDF, Motor BLDC.

Abstract

The rocket is a bullet-shaped flying vehicle equipped with wing and tail configurations to get the desired flight control. EDF rocket is an electric propulsion rocket as its driving force, Electric Ducted Fan (EDF) is an electric propulsion device consisting of an electric motor connected to a fan (fan) integrated in a ducted tube (Ducted). With a combination of sensors, control devices and EDF rocket actuators designed to reach the target by rocket booster speed control. EDF rockets have complex flying dynamics, therefore, a good and tested control is needed before an EDF rocket is used. PID control is one of the modern controls that are widely used in stability, speed and rotation control. The PID control algorithm is able to provide varied and stable motor speed control based on flight requirements based on the target distance, the rocket is able to fly towards the target at the appropriate speed.

Keywords: PID Method, Rocket EDF, BLDC Motors.

Pendahuluan

Teknologi roket dan antariksa merupakan salah satu target teknologi unggulan bagi negara-negara di dunia untuk mendapatkan predikat negara maju. Indonesia sebagai negara kepulauan yang luas harus memiliki kemandirian dalam penguasaan teknologi roket dan antariksa. Pentingnya pengembangan teknologi roket membutuhkan kemauan dan kemampuan untuk meneliti teknologi roket, mulai dari merancang, membuat, dan melaksanakan uji fungsional hingga melakukan uji terbang (A. Mulyana, 2018).

Roket adalah teknologi penerbangan yang sering digunakan pada pesawat luar angkasa, misil, atau kendaraan terbang yang mendapat dorongan melalui reaksi bahan cair dari keluaran mesin roket atau dari daya dorong energi kinetik (Irwana. A, 2016). Roket adalah benda terbang otomatis yang diterbangkan dengan tujuan khusus (Pamungkas W, 2017). Roket akan dapat terbang dengan stabil jika dilengkapi dengan sistem kendali (Aydogyu, 2011). Selain itu, roket juga membutuhkan data dari berbagai macam sensor yang telah disaring oleh data tersebut untuk mendeteksi kondisi sekitar dan sikap roket saat terbang. Dalam hal ini data masukan sensor akan berupa sensor IMU (*Inertial Measurement Unit*) sehingga diperlukan nilai-nilai yang dibutuhkan (H. M. Benzerrouk, 2014). Roket *Electric-Ducted Fan* (EDF) merupakan salah satu kelas roket yang menggunakan pendorong listrik sebagai penggerak utamanya (D. H. Titterton, 2015). EDF banyak digunakan untuk tujuan pendidikan dan penelitian karena biaya rendah dan fleksibilitas (R. A. Yunaldi et all. 2017). Roket

¹Email Address : muhammadfaizalfatih@gmail.com

Received 2 November 2021, Available Online 30 Desember 2021

berkecepatan rendah ini membuat roket dapat dikendalikan dengan hasil kontrol variasi.

Melihat Cihan, Metin Orhan Kaya (Cihan M, 2015) dalam penelitiannya tentang pengaruh gaya dorong terhadap stabilitas kendaraan terbang roket mengungkapkan bahwa karakteristik stabilitas dapat berbeda dengan variasi kondisi fisik atau desain roket. Ketika gaya dorong, massa, atau kekakuan roket berubah, stabilitas sistem berubah. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui pengaruh gaya dorong terhadap stabilitas roket. Hasil model yang telah dibuat dengan jelas menunjukkan bahwa ketika gaya dorong meningkat pada frekuensi alami, nilai impuls kritis di mana *flutter* terjadi dinyatakan, dan sistem didefinisikan sebagai tidak stabil.

Gesang Nugroho, Andi Dharmawan (Nugroho. G, 2017) meneliti roket EDF sebagai kendaraan yang masih membutuhkan banyak pengembangan, rudal EDF membutuhkan kontrol penerbangan yang baik sebelum dapat digunakan untuk berbagai kebutuhan. Salah satu kelemahan utama pada rudal EDF adalah terjadinya rudal putar yang disebabkan oleh penggunaan motor EDF, motor EDF yang memberikan momen pada rudal saat lepas landas sehingga rudal menjadi tidak terkendali menggelinding. Oleh karena itu diperlukan suatu metode pengendalian yang dapat meminimalkan gerusan yang tidak diinginkan yang terjadi sehingga dapat tercapai kestabilan dalam penerbangan misil. LQR adalah metode kontrol modern yang memiliki keunggulan dalam mempertahankan kondisi. Dari hasil penelitian, sistem kendali LQR dapat mempertahankan sikap peluru kendali dari gerakan memutar gulungan. Rudal tersebut dapat mengatasi gangguan dan mencapai kondisi stabil dalam waktu yang relatif singkat.

Kontrol PID (Proporsional, Integral, Derivatif) adalah skema kontrol yang didasarkan pada tiga komponen utama, yaitu proporsional, integral, dan turunan. Dimana angka ketiga adalah jumlah variabel dari variabel yang dimanipulasi (*Manipulated variable/MV*) (R. Bimantara, 2015). Proporsional, Integral, Derivatif dijumlahkan untuk menghitung nilai keluaran dari kontroler PID (A. Laksana, 2011). Dengan mengidentifikasi $u(t)$ sebagai keluaran pengontrol (J. Stang, 2004).

Pada penggerak berkinerja tinggi, unit kontrol dapat digunakan sebagai pengontrol PID, yang diberikan pulsa PWM yang diberikan ke sakelar *inverter* untuk menjalankan motor pada kecepatan yang diinginkan (F. Lin, 2010). Nilai konstanta proporsional, integral dan turunan berasal dari *trial and error*. Kecepatan dikendalikan dalam loop tertutup dengan kecepatan aktual motor dibandingkan dengan kecepatan referensi dan sinyal kesalahan yang dihasilkan. Sinyal kesalahan diberikan sebagai pengontrol input ke (C. Cui, et all, 2014). Motor BLDC sering diputar secara internal atau sensor posisi eksternal untuk rotor yang sebenarnya posisi atau posisi juga dapat dideteksi tanpa sensor (F. Lin, et all, 2010).

Jenis roket yang diminati untuk keperluan penelitian roket adalah roket penggerak listrik dengan menggunakan paket motor *brushless* yang biasa disebut EDF, namun jenis roket ini memiliki kecepatan yang rendah. Roket berkecepatan rendah juga memiliki tingkat stabilitas yang rendah, sehingga diperlukan teknik pengendalian untuk menstabilkan roket saat meluncur, terbang, hingga mencapai tujuan yang diinginkan.

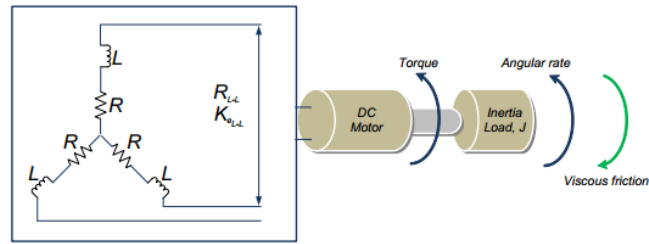
Tujuan utama dari penulisan ini adalah untuk membuat sistem kendali PID yang dapat mengontrol kecepatan motor penggerak roket EDF berdasarkan jarak dari objek sasaran, dengan hanya kendali *booster* diharapkan roket dapat terbang dengan stabil dan mencapai titik sasaran.

Tinjauan Pustaka dan Pengembangan

Model Motor BLDC

Biasanya, model matematis Motor DC brushless tidak jauh berbeda dengan Motor DC konvensional. hal utama, di samping itu, adalah fase-fase yang terlibat yang mempengaruhi hasil keseluruhan dari model BLDC. fase secara khusus mempengaruhi resistif dan induktif dari

pengaturan BLDC.



Gambar 1. Diagram Skema Motor DC *Brushless*

Perbedaan ini akan mempengaruhi terutama konstanta mekanik dan listrik karena mereka adalah bagian yang sangat penting dari parameter pemodelan. Untuk konstanta waktu mekanik dirumuskan sebagai berikut:

$$\tau_m = \sum \frac{RJ}{K_e K_t} = \frac{J \sum R}{K_e K_t} \quad (1)$$

Dimana :

- τ_m = Mekanik (konstanta waktu)
- R = Fase resistensi ke fase
- J = Inersia rotor
- K_e = Konstanta ggl balik
- K_t = Konstanta Torsi
- L = Induktansi fase ke fase

Listrik (konstanta waktu)

$$\tau_m = \sum \frac{L}{R} = \frac{L}{\sum R} \quad (2)$$

Oleh karena itu, karena ada pengaturan simetris dan tiga fase, konstanta mekanik dan listrik menjadi:

$$\tau_m = \frac{J \cdot 3R}{K_e \cdot K_t} \quad (3)$$

Konstanta listrik

$$\tau_e = \frac{L}{3 \cdot R} \quad (4)$$

Mempertimbangkan efek fase

$$\tau_m = \frac{3 \cdot R_\phi \cdot J}{(K_e(L-L)/\sqrt{3}) \cdot K_t}$$

Persamaan sekarang menjadi:

$$K_e = \frac{J \cdot 3R}{\tau_m \cdot K_t} \quad (5)$$

Dimana K_e adalah nilai fasa dari konstanta EMF (tegangan) :

$$K_e = K_{e(L-L)}/\sqrt{3}$$

Selain itu, ada hubungan antara K_e dan K_t menggunakan persamaan daya listrik (sisi kiri) dan daya mekanik (sisi kanan), yaitu :

$$\sqrt{3} \times E \times 1 = \frac{2\pi}{60} \times N \times T$$

$$\frac{E}{N} = \frac{T}{I} \times \frac{2\pi \times 1}{60 \times \sqrt{3}}$$

$$K_e = K_t \times \frac{2\pi \times 1}{60 \times \sqrt{3}}$$

$$K_e = K_t \times 0.0650$$

$$K_e = \left[\frac{\text{V} \cdot \text{secs}}{\text{rad}} \right] : \text{Torsi listrik}$$

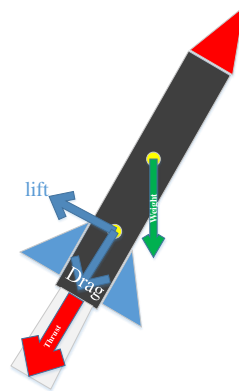
$$K_t = \left[\frac{\text{N} \cdot \text{m}}{\text{A}} \right] : \text{konstanta torsi}$$

Oleh karena itu, persamaan untuk BLDC sekarang dapat diperoleh dengan mempertimbangkan efek dari konstanta dan fase yang sesuai

$$G(s) = \frac{1}{\tau_m \cdot \tau_e \cdot s^2 + \tau_m \cdot s + 1} \quad (6)$$

τ_e = Torsi listrik

Prinsip Gerak Roket



Gambar 2. Gaya pada Roket

Hukum Newton 2 berbunyi “Percepatan suatu benda berbanding lurus dengan gaya total yang bekerja padanya dan berbanding terbalik dengan massanya. Arah percepatan sama dengan arah gaya total yang bekerja padanya”. Momentum didefinisikan sebagai objek dari kecepatan v . Jadi persamaan diferensial untuk gaya F adalah :

$$F = \frac{d(m \cdot v)}{dt} \quad (7)$$

Sir Isaac Newton pertama kali mempresentasikan tiga hukum geraknya dalam "Principia Mathematica Philosophiae Naturalis" pada tahun 1686. Hukum ketiganya menyatakan bahwa untuk setiap aksi (gaya) di alam ada reaksi yang sama besar dan berlawanan arah. Dengan kata lain, jika

benda A memberikan gaya pada benda B, maka benda B juga memberikan gaya yang sama besar dan berlawanan arah pada benda A. Perhatikan bahwa gaya-gaya tersebut dikerjakan pada benda yang berbeda. Gaya pada roket model berubah secara dramatis baik besaran maupun arahnya selama penerbangan biasa. Selama bagian penerbangan yang bertenaga, roket mengalami gaya berat, dorong, dan aerodinamika (angkat dan seret) seperti halnya pesawat terbang. Selama penerbangan bertenaga, jalur penerbangan biasanya akan condong ke vertikal dan horizontal lokal karena *cocking* cuaca. Kami kemudian dapat menggunakan trigonometri (yang Anda pelajari di sekolah menengah), untuk memecah gaya menjadi komponen horizontal dan vertikal menggunakan sudut kemiringan θ . Gaya horizontal bersih (F_h) pada roket adalah gaya dorong dikurangi gaya hambat dikali cosinus (\cos) sudut kemiringan terhadap horizontal:

$$F_h = (T - D) \cos \theta \quad (8)$$

Gaya vertikal bersih (F_v) adalah gaya dorong dikurangi gaya hambat dikali sinus (\sin) sudut kemiringan dikurangi berat

$$F_v = (T - D) \sin \theta - W \quad (9)$$

Percepatan, kecepatan, dan lokasi roket selama penerbangan bertenaga dapat ditentukan setiap saat selama penerbangan dengan menerapkan Hukum Kedua Newton tentang Gerak, membuat beberapa asumsi yang disederhanakan, dan menggunakan beberapa matematika. Dorongan mesin roket model berubah selama bagian awal penerbangan bertenaga, tetapi telah dirancang untuk tetap cukup konstan selama pendakian

Model Kecepatan Roket

Pertimbangan dorongan impuls biasanya menarik baling-baling yang membuat kontrak untuk baling-baling dipasang. Kipas yang disalurkan bekerja sedikit berbeda dan kita dapat mengambil kecepatan rata-rata di belakang kipas untuk urutan besarnya lebih lanjut (Y. Jiang, 2015).

$$T = \dot{m} \cdot (V_{out} - V_{in}) = \dot{m} \cdot \Delta V \quad (10)$$

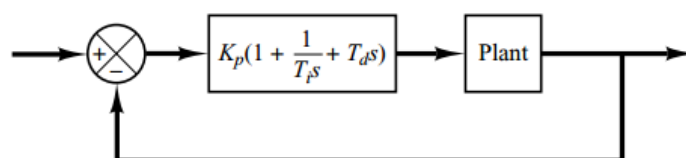
$$\dot{m} = \rho \cdot A \cdot V \quad (11)$$

Menggabungkan persamaan (4) dan (5) untuk *hover*, dengan $V_{in} = 0$

$$V = \sqrt{\frac{T}{\rho \cdot A}} = m/s \quad (12)$$

Perhatikan bahwa di atas berlaku untuk *hover*. Segera setelah "roket" menambah kecepatan, sudut serang lokal dari bilah kipas akan berkurang, dan oleh karena itu daya dorong akan berkurang. Jadi harus mengoptimalkan waktu dorong (waktu ampli dikirim) dengan berat, kecepatan sesaat, dan kecepatan akhir yang diharapkan, kemudian rata-rata sudut pisau keluar untuk fungsi kecepatan.

Model PID



Gambar 3. PID Control Plan

Persamaan yang ada pada kontrol PID dipecah menjadi kontrol proporsional, kontrol integral, dan kontrol turunan, berikut adalah persamaannya :

Kendali proporsional

Bentuk persamaan kendali proporsional

$$u(k) = K_p e(k)$$

Kontrol Integral

Bentuk persamaan kendali integral

$$K_i = \frac{K_p}{T_i}$$

Dalam persamaan kontrol integral ini nilai kesalahan sebelumnya ditambahkan ke kesalahan sebelumnya ke nilai kesalahan saat ini.

Kontrol Derivatif

Bentuk persamaan kendali derivatif

$$K_d = K_p \times T_d$$

Berdasarkan persamaan di atas, kesalahan variabel (e) adalah turunan. Dimana error sekarang dikurangi dengan error sebelumnya. Dengan persamaan variabel berikut:

$$Error = SP - PV$$

Dimana *set point* (SP) merupakan parameter dari nilai referensi yang diinginkan oleh *controller*, sedangkan *Present Value* (PV) adalah nilai pembacaan sensor IMU pada saat itu.

Dari persamaan kontrol P, I, dan D diatas, persamaan tersebut dapat diterapkan pada kontrol PID, kontrol PID merupakan gabungan dari ketiga persamaan diatas. Nilai K_p, K_i, dan K_d diperoleh dengan cara tuning dengan metode tuning.

Metode Penelitian

Model Motor BLDC

Fungsi transfer adalah salah satu konsep yang paling penting dari teori kontrol dan model matematika berbasis fungsi transfer banyak digunakan dalam bidang kontrol otomatis. Perhitungan fungsi transfer untuk motor, berikut adalah persamaan umum motor BLDC (O. J. Onguntoyinbo, 2009).

$$G(s) = \frac{1}{K_e} \frac{1}{\tau_m \cdot \tau_e \cdot s^2 + \tau_m \cdot s + 1} \quad (13)$$

Sehingga nilai K, τ_m, dan τ_e perlu dihitung untuk mendapatkan model motor. Dari persamaan (13),

$$\tau_e = \frac{L}{3 \cdot r}$$

$$\tau_e = \frac{0,32}{3 \cdot 3,75} = 0,0284$$

K_e bisa didapat

$$K_e = \frac{J \cdot 3R}{\tau_m \cdot K_t}$$

$$K_e = \frac{9,25 \cdot 10^{-6} \cdot 3 \cdot 3,75}{0,171 \cdot 13,5 \cdot 10^{-3}} = 48,08 \cdot 10^{-3} = 0,04508$$

Dimana

$$R = 3.75 \text{ Ohm}$$

$$J_{rotor} = 92.5 \text{ gcm}^2 = 92.5 \times 10^{-6} \text{ Kgm}^2$$

$$K_t = 13.5 \times 10^{-3} \text{ Nm/A}$$

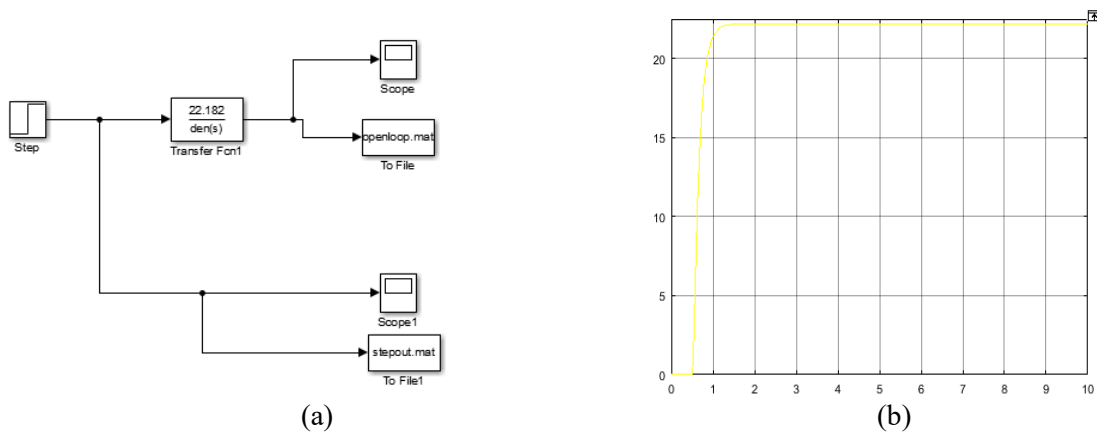
$$\tau_m = 0.0171 \text{ Secs}$$

Oleh karena itu, $G(s)$ menjadi :

$$G(s) = \frac{\frac{1}{K_e}}{\tau_m \cdot \tau_e \cdot S^2 + \tau_m \cdot S + 1} = \frac{1}{0,0171 \cdot 2,8 \cdot 10^{-3} \cdot S^2 + 0,0171 \cdot S + 1}$$

$$G(s) = \frac{22,18}{4,8 \cdot 10^{-3} \cdot S^2 + 0,171 \cdot S + 1} \quad (14)$$

$G(s)$ yang diturunkan di atas dalam persamaan (14) adalah fungsi transfer loop terbuka dari motor dc *brushless*.



Gambar 4. (a) Simulasi Loop Terbuka Model Fungsi Transfer Motor, (b) Respon Kecepatan Motor DC

Gambar.4 (b) menunjukkan respon kecepatan motor BLDC di bawah kondisi loop terbuka. Hasil penelitian menunjukkan bahwa tidak ada gangguan dalam respon cepat.

Metode Penyetelan(Tuning)

Karena sistem kendali merupakan sistem orde satu, maka struktur kendali yang digunakan adalah struktur kendali PI (Setiawan. I, 2008). Hal ini dikarenakan kemudahan dalam menemukan parameter kontrol, serta kinerja sistem kontrol yang dapat disesuaikan dengan model kontrol yang dirancang. Kinerja prediktor Smith salah satunya, metode ini dapat membantu dalam mendapatkan gambaran parameter PID dan apa pengaruhnya terhadap model sistem yang akan dibuat. Persamaan (15) menunjukkan hubungan parameter model proses orde pertama dengan parameter kontrol PI yang harus disetup.

$$K_P = \frac{T_M}{K_M \cdot T_{cl}} ; T_I = T_M \tag{15}$$

K_M = model proses penguatan statis
 T_M =konstanta waktu model proses
 T_{cl} =proses umpan balik konstan waktu yang diinginkan

Dengan :

$K_M = 22.18$
 $K_M = 0.0171$
 $T_{cl} = 0.016$

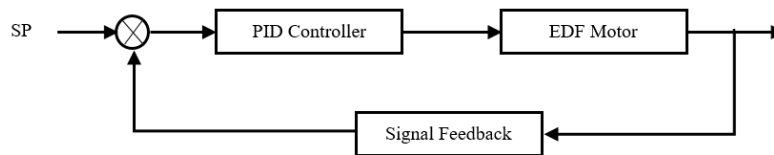
$$K_P = \frac{T_M}{K_M \cdot T_{cl}} = \frac{0.0171}{22.18 \cdot 0.016} = \frac{0.0171}{0.3548} = 0.0481$$

Untuk mencari nilai K_i

$$K_i = \frac{K_P}{T_I} = \frac{0.0481}{0.0171} = 2.8128$$

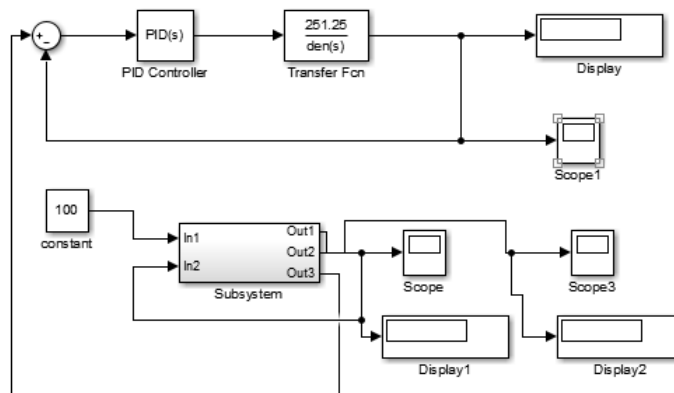
Pengontrol PID

Sistem kendali PID akan menghitung nilai input yang berasal dari sinyal feedback dan membandingkannya dengan nilai set point yang telah ditentukan. Parameter untuk menghitung kontrol PID telah dihitung sebelumnya dan diuji dengan simulasi pada skema kontrol.



Gambar 5. Pengontrol PID Loop Tertutup

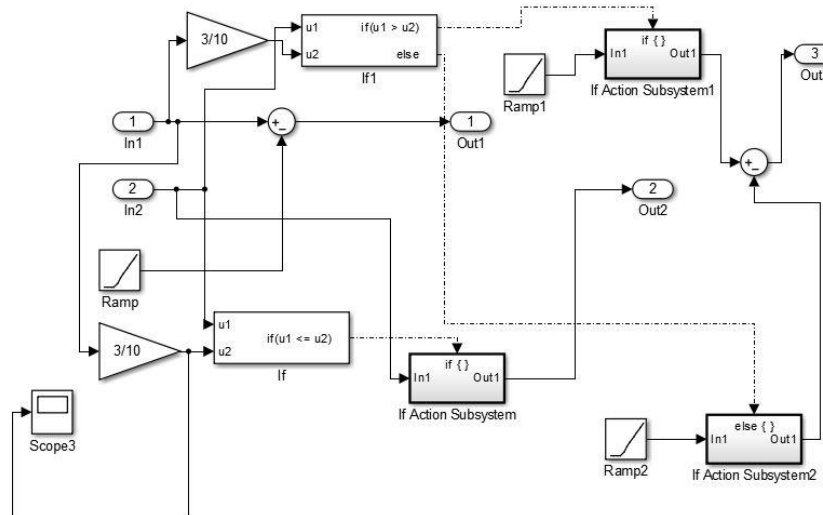
Model fungsi transfer kontroler PID adalah $K(s) = K_P + \frac{K_i}{s} + K_d s$. Dimana $K_P, K_i,$ dan K_d masing-masing proporsional, integral, dan turunan. Overshoot puncak dikurangi dengan menggunakan pengontrol PID dan karenanya stabilitas sistem ditingkatkan.



Gambar 6. Diagram Simulasi Menggunakan Kontroler PID

Gambar 6 adalah diagram simulasi sistem kendali PID untuk kendali motor menggunakan nilai fungsi transfer yang dihitung. sistem PID akan memproses kecepatan motor berdasarkan kondisi input sistem yang sedang dijalankan dan membandingkannya dengan nilai referensi berupa nilai

setpoint. Simulasi dalam program MATLAB memudahkan desainer untuk menyesuaikan model matematika dengan sistem kontrol pendekatan nyata dengan hasil yang terlihat dan desainer untuk mendapatkan hasil yang berbeda.

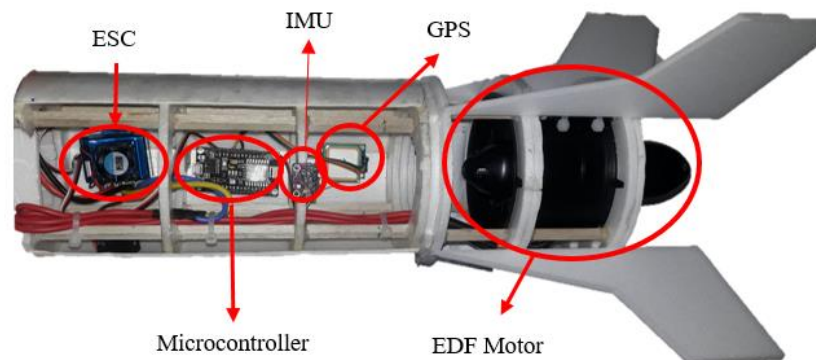


Gambar 7. Diagram Blok Sistem pada MATLAB

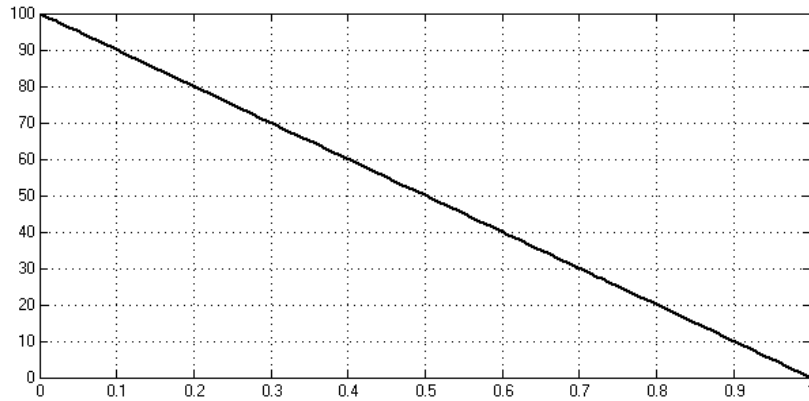
Gambar 7 merupakan algoritma pada subsistem, algoritma ini akan memproses nilai set point. Algoritma pada sistem ini akan mengkondisikan nilai set point untuk dapat memenuhi target terbang, berupa pengendalian kecepatan berdasarkan data nilai jarak yang telah dimasukkan ke dalam sistem ini.

Hasil dan Pembahasan

Rangkaian kontrol menggunakan board mikrokontroler node MCU V.3, sensor IMU 10 Dof, dan modul GPS digunakan untuk menentukan posisi dan jarak roket dengan target yang telah ditentukan, sistem akan menghitung jarak terukur dengan jarak yang telah diatur sebelumnya. Motor EDF akan otomatis menyesuaikan kecepatannya berdasarkan jarak target, dari total jarak target maka kecepatan motor akan berkurang 70% dari total jarak target. Kecepatan motor akan berkurang ke titik target.

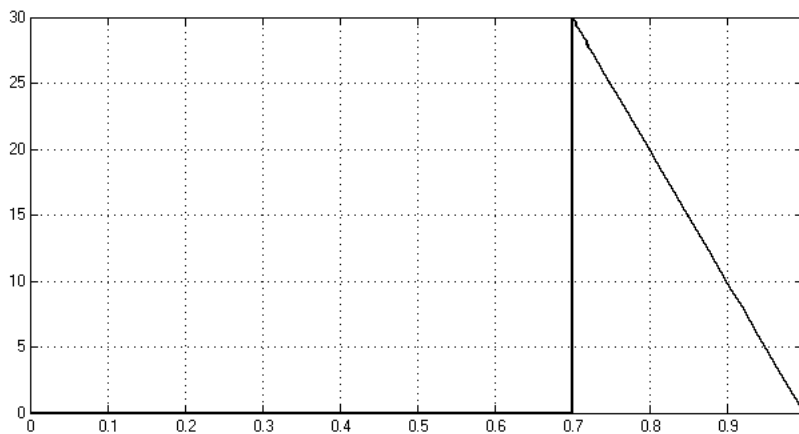


Gambar 8. Pengaturan Perangkat Keras



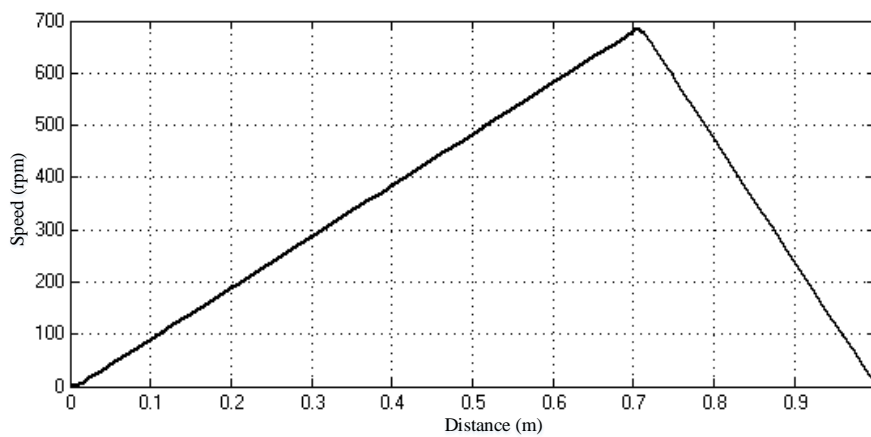
Gambar 9. Interpretasi Jarak ke Target

Jarak target yang ingin dituju diinterpretasikan sebagai 1 dan jarak awal adalah 0, gambar 9 menunjukkan interpretasi nilai 1 pada jarak 100 meter.



Gambar 10. Respon Sistem Saat Kecepatan Motor Mulai Berkurang

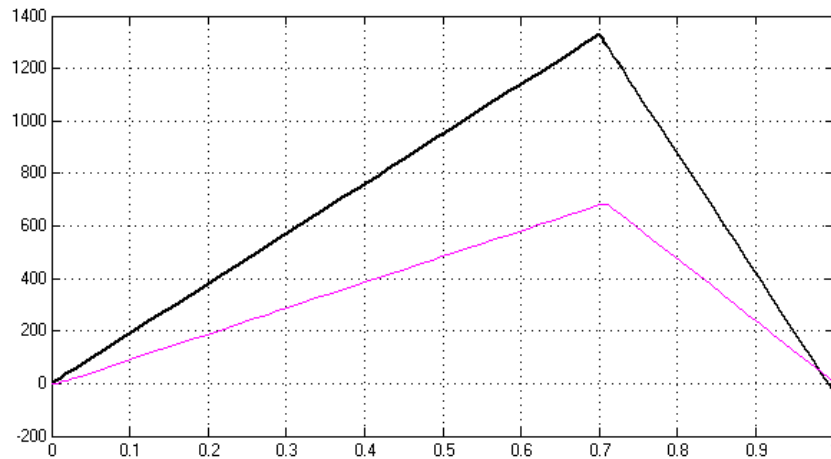
Gambar 10 menunjukkan respons sistem yang dipicu pada jarak 70 meter (misalnya jarak target 100 meter) dan segera menurunkan kecepatan motor hingga jarak 100 meter.



Gambar 11. Respon Kecepatan Motor Terhadap Jarak

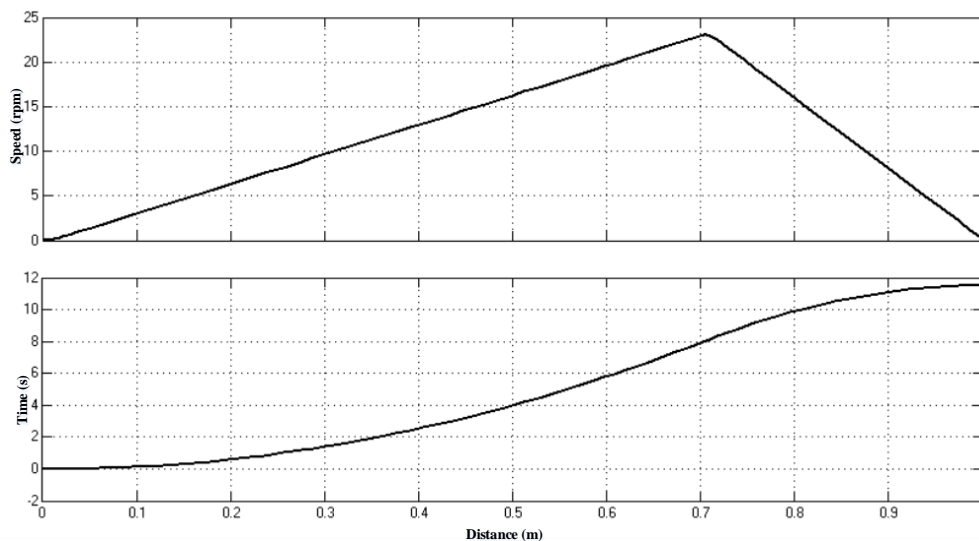
Kecepatan motor berkurang sesuai setpoint ke target, namun nilai yang dihasilkan selisih dengan

setpoint yang telah ditentukan. Pada gambar 11 terlihat bahwa respon motor sangat baik dan sesuai dengan harapan.



Gambar 12. Perbandingan Respon Nyata Dengan Parameter Set Point Respon

Pada gambar 12 terlihat perbedaan antara hasil sistem yang telah dijalankan dengan hasil nilai pada setpoint yang telah ditentukan, namun selisih hasil nilai keduanya cukup dekat. Meski terlihat perbedaannya, sistem secara keseluruhan dapat bekerja dengan baik.



Gambar 13. Kecepatan Dan Waktu Perjalanan Roket Menuju Sasaran

Berdasarkan kecepatan motor dan jarak sasaran diketahui waktu yang dibutuhkan untuk mencapai sasaran pada gambar 13 terlihat saat roket terbang menuju sasaran dengan sistem kendali yang dirancang.

Kesimpulan

Dalam makalah ini, kontrol kecepatan loop tertutup dari drive BLDC menggunakan kontroler PID diusulkan. Kontroler PID memenuhi persyaratan output berdasarkan skema kontrol yang dibuat, kontrol kecepatan yang kuat, efisien, dan mudah diimplementasikan dengan integrasi sensor IMU dan modul GPS. Hasil eksperimen menunjukkan bahwa sistem kontrol kecepatan motor dc brushless dapat bekerja secara efektif, sehingga PID cocok untuk aplikasi penggerak motor performa tinggi. Hal ini membuat motor roket bekerja secara efisien saat terbang.

Daftar Pustaka

- A. Mulyana and L. A. A. Faiz, "Designing on-Board Data Handling for EDF (Electric Ducted Fan) Rocket," 2018.
- Angger Panji Irwana, "Desain Sistem Kontrol Posisi dan Keseimbangan Roket Dalam Menjaga Sudut Luncur Menggunakan PID Kontroller dan Fuzzy Logic," 2016.
- W. Pamungkas, B. A. A. Sumbodo, and C. Atmaji, "Implementasi Kalman Filter Pada Kendali Roket EDF," *IJEIS (Indonesian J. Electron. Instrum. Syst.*, vol. 7, no. 1, pp. 37–48, 2017.
- O. Aydogdu and M. Korkmaz, "A Simple Approach to Design of Variable Parameter Nonlinear PID Controller," *Int. Conf. Adv. Inf. Technol.*, vol. 20, pp. 81–85, 2011.
- H. M. Benzerrouk, in *Mathematics Modern Approaches in Nonlinear Filtering Theory Applied to Original Problems of Aerospace Integrated Navigation Systems with non-Gaussian noises*. 2014.
- D. H. Titterton and J. L. Weston, "Strapdown Inertial Navigation Technology -2nd Edition The Institution of Electrical Engineers."
- R. A. Yulnandi, C. Machbub, A. S. Prihatmanto, E. Muhammad, and I. Hidayat, "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," vol. 8, pp. 60–69, 2017.
- M. Cihan and M. Orhan Kaya, "On the Dynamic Stability of a Rocket Under Constant Thrust," pp. 467–470, 2015.
- G. Nugroho, A. Dharmawan, and A. E. D. F. M. Dynamics, "Undesirable Rolling Minimization On The EDF Missiles Flight Based On LQR Methods," *2017 Int. Conf. Adv. Mechatronics, Intell. Manuf. Ind. Autom.*, pp. 85–90, 2017.
- R. Bimarta, A. E. Putra, and A. Dharmawan, "Balancing Robot Menggunakan Metode Kendali Proporsional Integral Derivatif," *IJEIS (Indonesian J. Electron. Instrum. Syst.*, vol. 5, no. 1, pp. 89–98, 2015.
- A. Laksana, I. Setiawan, and Sumardi, "Balancing Robot Beroda Dua Menggunakan Metode Kendali Proporsional Integral," pp. 2–9, 2011.
- J. Stang, "The Inverted Pendulum - a Design Project Report," *Chem. Biodivers.*, vol. 1, no. 11, pp. 1829–1841, 2004.
- C. Cui, G. Liu, K. Wang, and X. Song, "Sensorless Drive for High-Speed Brushless DC Motor Based on the Virtual Neutral Voltage," vol. 8993, no. c, 2014.
- F. Lin, S. Member, J. Hwang, P. Chou, and Y. Hung, "FPGA-Based Intelligent-Complementary Sliding-Mode Control for PMLSM Servo-Drive System," *Power Electron. IEEE Trans.*, no. June 2018, 2010.
- M. Omar, M. Soliman, A. M. Abdel Ghany, and F. Bendary, "Optimal tuning of PID controllers for hydrothermal load frequency control using Ant Colony Optimization," *Int. J. Electr. Eng. Informatics*, vol. 5, no. 3, pp. 348–360, 2013.
- Y. Jiang, B. Zhang, and T. Huang, "CFD Study of an Annular-Ducted Fan Lift System for VTOL Aircraft," *Aerospace*, vol. 2, no. 4, pp. 555–580, 2015.
- O. J. Oguntoyinbo, "PID Control of Brushless DC Motor and Robot Trajectory Planning Simulation with MATLAB/Simulink," *Thesis Bachelor*, p. 90, 2009.
- I. Setiawan, *Kontrol PID Untuk Proses Industri*. 2008.
- L. M. Myers, "Aerodynamic Experiments on a Ducted Fan in Hover and Edgewise Flight a," no. December, 2009.