

ANALISIS PENGARUH PROFIL GAYA DORONG TERHADAP KINERJA ROKET FFAR-70MM

¹Eva Rosalina Oktaviani, ²Edi Sofyan, ³Erwan Eko Prasetyo

^{1,2,3} Teknik Dirgantara, STTKD Yogyakarta

Abstrak

Roket FFAR 70 mm merupakan roket balistik yang digunakan oleh TNI untuk menjaga NKRI dari ancaman terhadap pertahanan dan keamanan negara. Penelitian ini bertujuan untuk menganalisis pengaruh profil gaya dorong terhadap kinerja roket FFAR 70 mm pada saat terbang. Salah satu faktor kunci yang mempengaruhi kinerja roket adalah profil gaya dorong pada motor roket. Penelitian ini menggunakan metode simulasi dengan menggunakan software MATLAB Simulink. Simulasi dilakukan dengan parameter puncak gaya dorong sebesar 3265 N, sudut elevasi peluncuran 40°, dan variasi profil gaya dorong tipe star dan tubular. Data hasil simulasi mencakup kinerja roket seperti jarak jangkauan horizontal, jarak jangkauan vertical, dan profil kecepatan. Hasil analisis menunjukkan bahwa jarak jangkauan horizontal yang dapat ditempuh oleh profil gaya dorong tipe Star 34% lebih jauh dibandingkan profil gaya dorong tipe Tubular. Sementara dari profil kecepataannya dapat dilihat bahwa kecepatan rata-rata dari profil gaya dorong tipe Star lebih besar 17% daripada profil gaya dorong tipe Tubular. Hal ini disebabkan karena perbedaan profil gaya dorong akan menghasilkan perbedaan impuls spesifik yang menentukan tenaga roket pada saat terbang dan mempengaruhi kinerja roket.

Kata kunci: Pemodelan Simulasi, Profil Gaya Dorong, Roket, Kinerja Terbang

Abstract

The 70 mm FFAR rocket is a ballistic rocket used by the Indonesian National Armed Forces (TNI) to protect the Republic of Indonesia (NKRI) from threats to national defense and security. This study aims to analyze the effect of the thrust profile on the performance of the 70 mm FFAR rocket during flight. One of the key factors that influence rocket performance is the thrust profile of the rocket motor. The research uses a simulation method using MATLAB Simulink software. The simulations are conducted with parameters including a peak thrust of 3265 N, a launch elevation angle of 40°, and variations in thrust profile, specifically Star and Tubular types. The simulation data includes rocket performance metrics such as horizontal range, vertical range, and velocity profile. The analysis results show that the horizontal range achieved by the Star thrust profile is 34% greater than the Tubular thrust profile. Additionally, the average velocity of the Star thrust profile is 17% higher than that of the Tubular thrust profile. These differences in thrust profiles are attributed to variations in specific impulse, which determines the rocket's thrust power during flight and ultimately affects its performance.

Keywords: Modeling Simulation, Thrust Profile, Rocket, Flight Performance

Pendahuluan

Indonesia adalah negara kepulauan terbesar di dunia dengan posisi geografis strategis yang berdekatan dengan beberapa negara tetangga. Sehingga potensi ancaman terhadap pertahanan dan keamanan negara menjadi tinggi, Indonesia perlu mengembangkan kemandirian dalam teknologi pertahanan, termasuk dalam bidang roket pertahanan. Teknologi roket, terutama roket FFAR 70 mm, sangat penting untuk dikembangkan guna menunjang kemajuan dan kemandirian negara. Roket ini merupakan salah satu jenis roket yang digunakan TNI untuk berbagai tujuan, baik untuk penembakan dari helikopter maupun pesawat militer untuk pertempuran udara ke udara dan udara ke darat, maupun penembakan dari darat ke darat. Jenis roket ini juga terus dikembangkan untuk menjaga pertahanan NKRI dengan teknologi sendiri.

Salah satu faktor yang dapat mempengaruhi kinerja roket FFAR 70 MM yaitu profil gaya dorong pada roket. Profil gaya dorong mengacu pada pola dan karakteristik perubahan gaya dorong selama

¹Email Address: 190302068@students.sttkd.ac.id

Received 9 Agustus 2023, Available Online 30 Desember 2023

 <https://doi.org/10.56521/teknika.v9i2.944>

fase pendorongan roket berlangsung atau disebut juga *powered flight*. Gaya dorong yang dihasilkan oleh roket akan mempengaruhi kinerja roket secara keseluruhan, termasuk jangkauan, kecepatan, akurasi dan stabilitas penerbangan. Salah satu parameter utama yang mempengaruhi profil dorong dari motor roket padat adalah permukaan terbakar dari bahan bakar roket. Variasi permukaan terbakar seiring waktu menentukan profil dorong dari motor roket padat (Tola dan Nikbay, 2016).

Samosir dan Nuryanto (2009) dalam penelitiannya membahas simulasi perancangan sistem propulsi, pembuatan dan pengujian roket RX-70 dengan nosel tunggal sebagai pengganti FFAR nosel jamak. Diketahui bahwa roket RX-70 mempunyai jarak jangkauan *horizontal* 7,8 km pada sudut elevasi 40° sedangkan roket FFAR 70 mm aslinya dapat menempuh jangkauan *horizontal* 8 km, terjadi penyimpangan 2,5% dari rancangan.

Wibowo et al. (2018) dalam penelitiannya membahas tentang lintasan terbang roket dengan variasi sudut elevasi peluncuran. Sudut elevasi peluncuran memiliki pengaruh terhadap stabilitas gerak roket sesaat setelah diluncurkan. Semakin besar sudut peluncuran, semakin kecil simpangan yang terjadi pada sudut serang roket setelah diluncurkan.

Tola dan Nikbay (2016) menguji pengaruh parameter geometris bagian dari propelan padat berbasis HTPB yang berlubang terhadap kinerja balistik internal dan kekuatan strukturalnya. Pengujian dilakukan menggunakan *solver* balistik nol dimensi dan metode elemen hingga. Hasil optimasi menunjukkan desain propelan optimal dalam hal impuls spesifik dan massa propelan, karena kinerja balistik dan kekuatan struktural propelan saling terkait.

Dalam penelitian ini dilakukan pemodelan dan simulasi menggunakan *software* MATLAB Simulink untuk mengetahui efek perubahan profil gaya dorong terhadap kinerja roket FFAR 70 MM pada saat terbang. Terdapat beberapa variasi profil gaya dorong berdasarkan bentuk inti propelan, namun penelitian ini difokuskan dalam membandingkan profil gaya dorong tipe *star* dan *tubular*. Penelitian ini difokuskan pada puncak gaya dorong sebesar 3265 N dan sudut elevasi peluncuran 40°. Hasil analisis yang didapatkan berupa jarak jangkauan, ketinggian, dan kecepatan roket FFAR 70 mm.

Tinjauan Pustaka dan Pengembangan Hipotesis

Roket

Roket adalah wahana luar angkasa yang bergerak karena adanya dorongan yang diakibatkan oleh reaksi roket terhadap fluida yang dikeluarkan oleh mesin roket. Gas yang keluar akan mengalir dengan kecepatan hipersonik sehingga menghasilkan dorongan reaktif yang besar. Gas bertekanan yang keluar akan menghasilkan gaya dorong sehingga roket dapat bergerak maju atau ke atas (Soediatno, et al., 2012).

Roket Balistik

McCoy (2012) Menyatakan bahwa balistik merupakan ilmu yang mempelajari gerak peluru. Kata balistik berasal dari kata “ballista” yang merupakan mesin kuni untuk melempar lembing. Dalam ilmu pengetahuan *modern*, balistik telah berkembang menjadi cabang khusus dari dinamika benda tegar yang bergerak di bawah pengaruh gravitasi dan gaya aerodinamik.

FFAR 70 MM

Roket FFAR (*Folding Fin Aircraft Rocket*) kaliber 2.75 in (70 mm) merupakan salah satu jenis roket yang dimiliki oleh TNI AU dan ditembakkan dari pesawat tempur dalam latihan maupun operasi untuk menghancurkan sasaran darat (Santosa, T., & Nurnasihin, 2020).

Folding Fin Aerial Rocket (FFAR) merupakan misil senjata udara ke udara (*Air to Air*) yang dikembangkan untuk memberikan efisiensi persenjataan pada pesawat tempur. Meskipun pada awalnya FFAR didisain untuk penggunaan udara ke udara, FFAR juga terbukti memiliki potensi

sebagai senjata udara ke darat (*Air to Ground*) untuk melawan berbagai target. FFAR ini digunakan untuk melengkapi skuadron helikopter bersenjata. Roket ini juga dapat digunakan untuk darat ke darat (*Ground to Ground*) dengan menggunakan *multi launcher rocket* (MLR).

(Samosir & Nuryanto, 2009) Roket FFAR (*Folding Fin Aerial Rocket*) merupakan roket taktis berdiameter 70 mm dengan panjang 680 mm. Roket ini memiliki 4 buah nosel kecil homogen (*Multi Nozel*) yang diatur sedemikian rupa sehingga menghasilkan sudut tertentu.

Tabel 1. Spesifikasi FFAR 70 mm

Spesifikasi FFAR 70 mm	
Total Berat	9.3 kg (menggunakan M151 Warhead)
Diameter Tabung	70 mm (2.75 in)
Panjang Propelan	68 cm
Panjang Keseluruhan	1.4 m (menggunakan M151 Warhead)
Massa Warhead	3.95 kg (M151 Warhead)
Jenis Propelan	Double base
Jarak Jangkau	8 km (surface to surface) pada sudut 40°
Jumlah Nosel	4 buah
Gaya Dorong	333 kgf (3265 N)
Konfigurasi Grain Propelan	Bintang-8

Sumber : (Samosir & Nuryanto, 2009)

Lintasan Terbang

Seluruh lintasan misil balistik pada umumnya dibagi menjadi 3 fase dasar: *boost*, *coast*, dan *reentry*. Fase *coast* dipengaruhi oleh gravitasi dan fase *reentry* dipengaruhi oleh hambatan aerodinamika dan gravitasi. Kebanyakan metode prediksi lintasan terbang fokus kepada dua fase, ekstrapolasi keadaan misil menurut metode analitis atau numerik (JI et al., 2022).

Gaya Dorong (Thrust)

Thrust adalah kekuatan yang dihasilkan oleh beberapa elemen pendorong untuk mengatasi gaya lain yang bekerja pada badan roket untuk memanipulasi posisi badan dan vektor kecepatan. Ini adalah kekuatan yang digunakan untuk mendorong roket atau pesawat ruang angkasa ke lintasan tujuan atau orbit atau tempat pendaratan yang diinginkan. Pesawat terbang menggunakan baling-baling atau mesin jet untuk menghasilkan daya dorong. Roket menggunakan mesin roket untuk menghasilkan daya dorong (Taylor, 2009).

(Sutton, George .P & Biblarz, 2017) Gaya dorong adalah gaya yang dihasilkan oleh sistem propulsi roket yang bekerja pada pusat massa kendaraan. Ini adalah gaya reaksi, dialami oleh struktur kendaraan dari eaksi propelan pada kecepatan tinggi.

Propelan Padat

Propelan merupakan bahan peledak yang terbakar secara perlahan dan terkendali, menghasilkan gas panas dalam volume besar. Gas-gas tersebut digunakan untuk mendorong proyektil seperti peluru, peluru kendali, roket, atau misil. Propelan adalah bahan yang mudah terbakar dan mengandung oksigen yang dibutuhkan untuk pembakaran adiabatik. Fungsi utamanya adalah memberikan gerakan pada proyektil. Propelan hanya terbakar dan umumnya tidak meledak. Bergantung pada penggunaannya, propelan dapat disebut sebagai propelan senjata api atau propelan roket (Agrawal, 2010).

Sutton, George .P dan Biblarz (2017) dalam bukunya menyatakan bahwa istilah “propelan padat” memiliki beberapa arti, termasuk campuran seperti karet atau plastik dari oksidator, bahan bakar, dan

bahan lainnya yang telah diproses namun belum dikeringkan, atau dapat merujuk pada satu bahan tunggal seperti bahan bakar atau oksidator. Pemilihan propelan sangat penting dalam desain motor roket, dan propelan yang diinginkan harus memiliki performa tinggi/ impuls tinggi, laju pembakaran yang dapat diprediksi, dan stabilitas tekanan yang baik selama pembakaran.

Material Propelan Padat

(Alemayehu, 2020) Propelan padat modern terdiri dari material dalam bentuk padat dan cair saat pencampuran. Bahan padat umumnya didasarkan pada garam kaya oksigen seperti *Amonium Perklorat* (NH_4ClO_4) sebagai oksidator dan serbuk *Aluminium* (Al) sebagai bahan bakar. Amonium perklorat mengandung 54.5% oksigen berat. Bagian cair biasanya polimer rantai panjang seperti *Hidroxy-Terminated Polybutadiene* (HTPB), polimer ini digunakan sebagai pengikat dan pengeras bahan bakar dalam campuran. Proses pengerasan dilakukan dengan menambahkan agen pengeras seperti *Isoforondiisocyanat* ($\text{C}_{12}\text{H}_{18}\text{N}_2\text{O}_2$) untuk memulai proses *cross-polymerization*. Setelah dicampur, propelan berada dalam keadaan kental. Campuran ini kemudian dituangkan ke dalam cetakan yang ditempatkan di pusat mesin motor, lalu dibawa ke oven pengerasan dan dibiarkan mengeras dalam periode yang cukup lama pada suhu tinggi (60°C - 70°C). Setelah mengeras, butiran propelan menjadi mirip tinta.

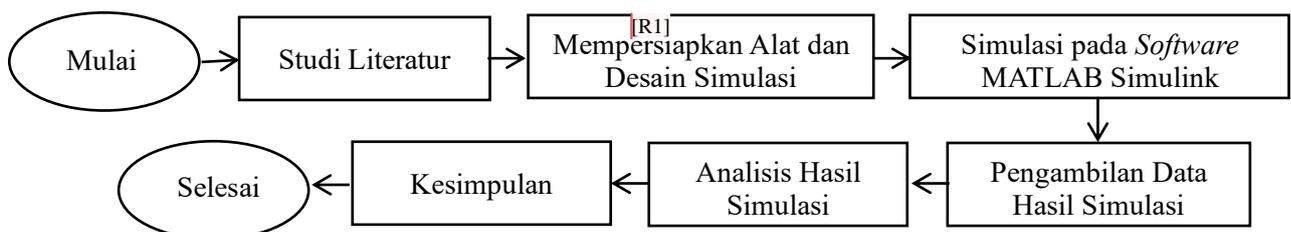
Pemodelan dan Simulasi

Setiawan (2020) menyatakan bahwa pemodelan dan simulasi adalah penggunaan representasi fisik atau logis dari sistem yang diberikan untuk menghasilkan data dan membantu menentukan keputusan atau membuat prediksi tentang sistem. Pemodelan dan simulasi banyak digunakan dalam ilmu sosial dan fisik, teknik, manufaktur, dan pengembangan produk, di antara banyak bidang lainnya. Makna dari kata model dalam pemodelan dan simulasi adalah rencana, representasi, atau deskripsi yang menjelaskan suatu objek, sistem, atau konsep, yang seringkali berupa penyederhanaan. Bentuknya dapat berupa model fisik, model citra (komputerisasi), atau rumusan matematis.

Metode Penelitian

Metode yang digunakan dalam penelitian ini yaitu metode simulasi. Simulasi dilakukan hanya menggunakan *software* MATLAB Simulink. Dalam melakukan penelitian ini, simulasi hanya dilakukan dengan puncak gaya dorong sebesar 3265 N, sudut elevasi peluncuran 40° , variasi profil gaya dorong tipe *Star* dan *Tubular*.

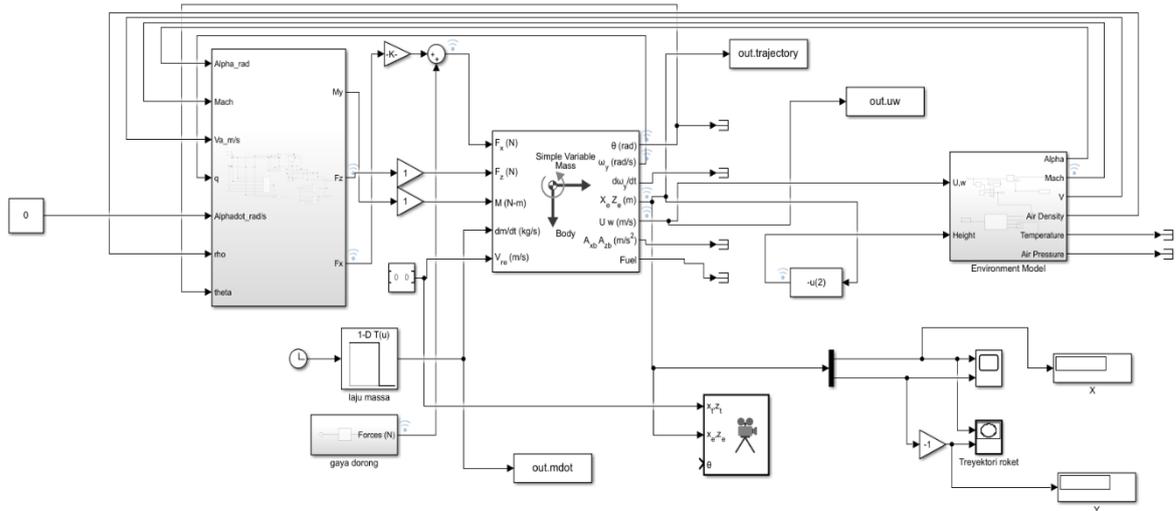
Sebelum melakukan pemodelan dan simulasi, langkah pertama yang dilakukan yaitu membuat rancangan desain yang akan digunakan pada penelitian ini. Data yang didapatkan dari hasil simulasi adalah kinerja terbang roket seperti jarak jangkauan *horizontal*, jarak jangkauan *vertical*, dan profil kecepatan. Setelah sudah mendapatkan data dari hasil simulasi yang dilakukan di *software* MATLAB Simulink lalu dilakukan plot untuk mendapatkan profil grafik antara jarak jangkauan *vertical*, jarak jangkauan *horizontal* dan kecepatan. Hasil simulasi akan dibandingkan antara profil gaya dorong tipe *Star* dan tipe *Tubular*.



Gambar 1. Diagram Alur Penelitian

Proses Pengujian

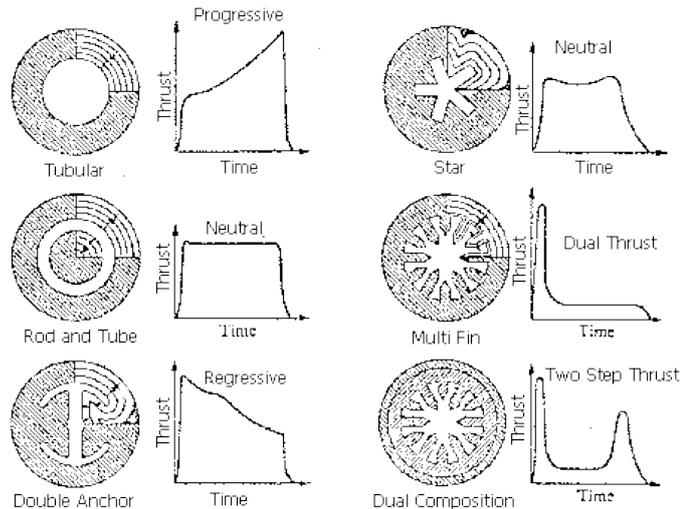
Berdasarkan data yang didapatkan mengenai spesifikasi roket FFAR 70 mm, maka disusunlah blok diagram 3-DOF dalam MATLAB Simulink untuk melihat simulasi kinerja terbang roket FFAR-70 mm. Untuk mendapatkan hasil simulasi yang diinginkan, maka dimasukkan parameter seperti *thrust* berdasarkan profil gaya dorong yang diuji, sudut elevasi yang diinginkan dan data aerodinamika yang dibutuhkan. Model simulasi 3-DOF dapat dilihat pada gambar 2.



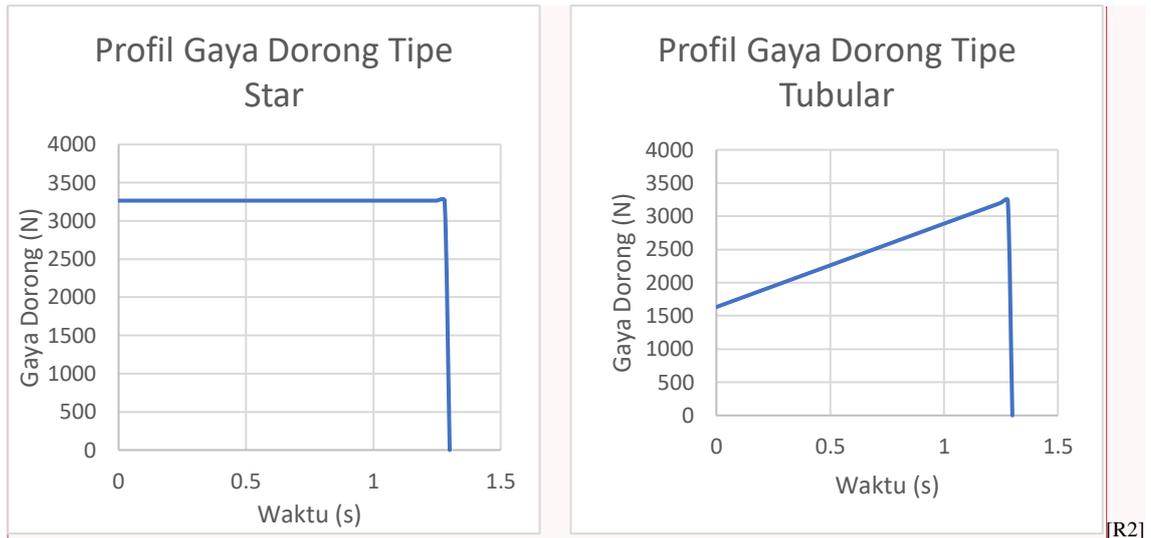
Gambar 2. Rancangan Model Simulasi 3DOF

Profil Gaya Dorong

Salah satu parameter utama yang mempengaruhi profil dorong dari motor roket padat adalah permukaan terbakar dari bahan bakar roket. Variasi permukaan terbakar seiring waktu menentukan profil dorong dari motor roket padat. Variasi ini dapat ditentukan melalui analisis *Burnback* (Tola & Nikbay, 2016). Pada simulasi ini digunakan 2 variasi profil gaya dorong yaitu tipe *Star* dan *Tubular*, dengan puncak gaya dorong sebesar 3265 N dan *burntime* selama 1.3 detik.



Gambar 3. Variasi Profil Gaya Dorong Berdasarkan Bentuk Inti Propelan
 Sumber: (Tola & Nikbay, 2016)

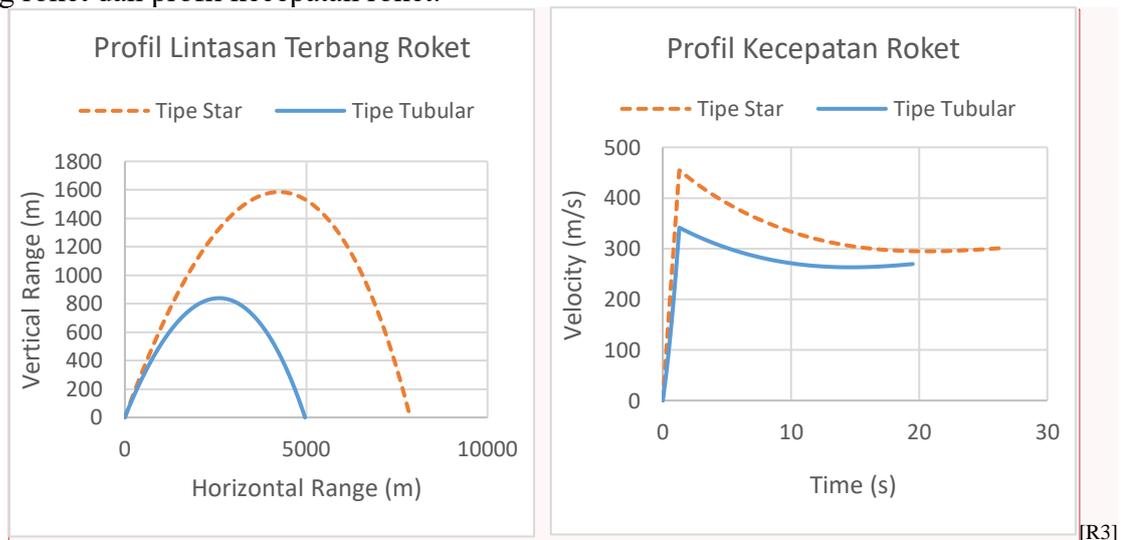


Gambar 4. Profil Gaya Dorong Tipe *Star* dan Tipe *Tubular*

Pada tipe *Star* gaya dorong yang diberikan pada saat peluncuran akan sama dengan gaya dorong total yang diberikan pada roket. Pada tipe *Star*, gaya dorong yang diberikan sebesar 3265 N dengan *burntime* selama 1.3 detik. Pada tipe *Tubular*, gaya dorong yang diberikan pada saat peluncuran merupakan 0.5 kali dari gaya dorong total yang diberikan pada roket dengan *burntime* selama 1.3 detik. Sehingga gaya dorong akan naik secara progresif dari 1632.5 N sampai gaya dorong puncaknya sebesar 3265 N dan pada akhirnya propelan terbakar habis.

Hasil dan Pembahasan

Hasil keluaran simulasi dalam penelitian ini berupa lintasan terbang roket dan profil kecepatan yang dilakukan di *software* MATLAB Simulink. Setelah itu data diolah dalam bentuk grafik profil lintasan terbang roket dan profil kecepatan roket.



Gambar 5. Profil Lintasan Terbang Roket & Profil Kecepatan Roket

Dapat dilihat pada Gambar 5. Profil Lintasan Terbang Roket, profil gaya dorong tipe *Star* dapat mencapai jarak jangkauan *vertical* 1566 m dan jarak jangkauan *horizontal* sejauh 7869 m. Sedangkan profil gaya dorong tipe *Tubular* hanya dapat mencapai jarak jangkauan *vertical* 838 m dan jarak jangkauan *horizontal* sejauh 4968 m.

Gambar 5. Profil Kecepatan Roket merupakan grafik profil kecepatan roket, dapat dilihat bahwa pada saat *powered flight* dari 0 sampai 1.3 detik, kecepatan bertambah hingga mencapai kecepatan maksimum lalu setelah fase *burntime* selesai, kecepatan roket turun dan kembali mengalami kenaikan kecepatan pada fase jatuh bebas (*free fall*) hingga akhirnya roket menyentuh target. Pada gaya dorong tipe *Star*, roket dapat mencapai kecepatan maksimum 455 m/s dengan kecepatan *impact* mencapai 301 m/s. Sedangkan pada gaya dorong tipe *Tubular*, roket hanya memiliki kecepatan maksimum 341 m/s dan kecepatan *impact* sebesar 270 m/s. Kecepatan rata-rata yang dihasilkan gaya dorong tipe *Star* dan tipe *Tubular* secara berurutan yaitu 326 m/s dan 271 m/s.

Kesimpulan

Berdasarkan dalam uraian hasil penelitian diatas dapat dilihat bahwa kinerja roket pada profil gaya dorong tipe *Tubular* lebih kecil daripada tipe *Star*. Hal ini disebabkan karena kedua profil gaya dorong memiliki besar impuls spesifik yang berbeda. Jika dilihat dari lintasan terbangnya, kinerja gaya dorong tipe *Tubular* hanya dapat mencapai 63% dari kinerja profil gaya dorong tipe *Star*. Sedangkan jika dilihat dari profil kecepatan rata-ratanya, kinerja profil gaya dorong tipe *Tubular* hanya dapat mencapai 83% dari kinerja gaya dorong tipe *Star*. Sehingga dapat disimpulkan bahwa kinerja profil gaya dorong pada tipe *Tubular* lebih rendah daripada kinerja profil gaya dorong tipe *Star*, dikarenakan besar impuls spesifik pada profil gaya dorong tipe *Star* lebih besar daripada profil gaya dorong tipe *Tubular*.

Daftar Pustaka

- Agrawal, J. P. (2010). *High Energy Materials Propellants, Explosives and Pyrotechnics*. WILEY-VCH Verlag GmbH & Co.KGaA.
- Alemayehu, A. Y. (2020). Design of a Solid Rocket Propulsion System. *International Journal of Aeronautical Science & Aerospace Research*, July, 224–229. <https://doi.org/10.19070/2470-4415-2000027>
- Ji, R., LIANG, Y., XU, L., & WEI, Z. (2022). Trajectory prediction of ballistic missiles using Gaussian process error model. *Chinese Journal of Aeronautics*, 35(1), 458–469. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2021.05.011>
- McCoy, R. L. (2012). Modern Exterior Ballistics. In *Schiffer military history* (p. 328).
- Samosir, G., & Nuryanto, A. (2009). Perancangan Sistem Propulsi Ffar Dengan Nosel Tunggal. *Jurnal Teknologi Dirgantara*, 7(2).
- Santosa, T., & Nurnasih, J. (2020). Kajian Kekuatan Bahan Tabung Motor Roket FFAR Kaliber 2.75 inch Dengan Metode Finite Element Analysis. *Akademi Angkatan Udara Journal of Defense Science and Technology : AAU-JDST*, 4(1), 37–46. <https://aau.e-journal.id/jdst/article/view/23>
- Setiawan, E. S. (2020). *Pemodelan Dan Simulasi Dinamika Terbang Misil Permukaan Ke Udara Jarak Sedang Berbasis Roket I22*.
- Soediatno, S; Rahadian, Dirgantara; Rhamdani, G. . et al. (2012). Sistem Pendeteksi Ketinggian Muatan Roket Berbasis Mikrokontroler. *Electrical Engineering*, 1(2), 141–157.
- Sutton, George .P ; Biblarz, O. (2017). *Rocket Propulsion Elements* (9th ed.). Wiley.
- Taylor, T. . (2009). *Introduction To Rocket Science And Engineering*. Taylor & Francis Group, LLC.
- Tola, C., & Nikbay, M. (2016). Multidisciplinary optimization of a solid propellant sectional geometry for internal ballistic and structural strength criteria. *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2016, August*. <https://doi.org/10.2514/6.2016-5001>
- Wibowo, H. B., Riyadl, A., & Nugroho, Y. A. (2018). Pengaturan Sudut Azimuth Roket Rum Untuk Operasi Peluncuran Pada Kecepatan Angin Di Atas 10 Knot (Azimuth Angle'S Setting of Rocket Rum for Launch Operation At Wind Speed More Than 10 Knot). *Jurnal Teknologi Dirgantara*, 14(1), 9. <https://doi.org/10.30536/j.jtd.2016.v14.a2943>