

Simulasi Performa Motor Roket Bertingkat

Sri Kliwati¹, Haris Setyawan³, Wahyu Widada¹

¹Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional,²Universitas Muhammadiyah Yogyakarta
e-mail: 1sri_kliwati@yahoo.com, 2nestyawan@yahoo.com, 3w_widada@yahoo.com

ABSTRAK

Makalah ini membahas simulasi kinerja motor roket untuk prediksi hasil uji terbang. Target kinerja terbang, seperti rentang, ketinggian, kecepatan dapat diprediksi dengan simulasi untuk memprediksi uji terbang dari hasil uji statis motor roket dan untuk desain motor roket. Dimulai dengan perangkat lunak Matlab dengan daya input data utama dari motor roket, output diperoleh dalam bentuk data uji terbang (rentang, ketinggian, kecepatan, dan akselerasi). Hasil dari perangkat lunak ini dapat digunakan untuk motor multi-tahap, sehingga sangat berguna untuk merancang motor roket untuk memenuhi kisaran untuk pengorbit satelit.

Kata kunci: simulasi, roket, performa

ABSTRACT

This paper discusses the simulation of rocket motor performance for prediction of flight test result. Flying performance targets, such as range, altitude, speed can be predicted by simulation to predict flight test from static test results of rocket motors and for rocket motor design. Starting with Matlab software with the main data input power of rocket motor, output obtained in the form of flight test data (range, altitude, speed, and acceleration). The results of this software can be used for multi-stage motor, so it is useful to design a rocket motor in order to meet the range for satellite orbiter.

Keyword : simulation, rocket, performance

1. PENDAHULUAN

Riset pengembangan roket memerlukan berbagai disiplin ilmu, selain berhubungan dengan perangkat keras juga dengan perangkat lunak. Simulasi merupakan salah satu bidang yang sangat penting untuk digunakan dalam pengembangan roket. Sebelum mengadakan uji terbang, perlu diadakan berbagai analisis dan simulasi dari desain yang telah dilakukan[1]. Simulasi trayektori roket dari hasil uji statik muatan roket dapat menjadi data analisis antara hasil uji terbang dan desain yang telah dilakukan[2]. Software Matlab telah dikembangkan lebih dari 2 dekade dan sangat mudah digunakan untuk berbagai simulasi numerik. Simulasi trayektori roket bertingkat sangat penting untuk pengembangan roket peluncur satelit[3,4,5]. Kemampuan muatan roket yang dimiliki dapat dikombinasikan apakah dapat mencapai orbit satelit atau tidak.

Tulisan ini membahas simulasi trayektori roket bertingkat dengan menggunakan software Matlab. Input utama dari software ini adalah data daya dorong, berat roket, berat propelan. Sedangkan outputnya berupa trayektori, kecepatan, dan percepatan. Software ini dapat dengan mudah digunakan untuk mengetahui dengan cepat trayektori roket dari data hasil uji statik.

2. METODE PENELITIAN

Secara umum input awal dari simulasi ini berupa data roket tingkat satu dan data roket tingkat ke 2. Data tersebut berupa data berat roket, berat propelan, waktu separasi. Sebagai contoh data-data tersebut seperti pada Tabel 1 berikut.

Tabel 1. Parameter simulasi.

Parameter	Nilai
Air density	1,2 (kg/m ³)
Gravity	9,8 (m/s ²)
Berat total motor	2500 kg
Berat total motor 1	1500 kg
Berat total motor 2	1000 kg
Berat propelan motor 1	750 kg
Berat propelan motor 2	500 kg
Sudut elevasi	70°

Tabel 2. Parameter daya dorong roket.

Parameter	Nilai
Daya dorong 1	100.000 Newton
Waktu dorong 1	20 detik
Daya dorong 2	75.000 Newton
Waktu dorong 2	10 detik

Tabel 1 menunjukkan parameter atmosfer, gravitasi, berat muatan, dan sudut elevasi. Sedangkan Tabel 2 menunjukkan data daya dorong roket (seharusnya dari data uji statikmotor roket, tetapi kali ini hanya perumpamaan. Model pada parameter ini mirip dengan roket tipe RX-450 LAPAN.

Model dinamis untuk menghitung koefisien drag dapat ditulis dengan persamaan berikut:^[8,9,10]

$$C_d = \frac{F}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \quad (1)$$

disini F adalah "drag force" roket, ρ adalah kerapatan udara, dan v adalah kecepatan. Drag force tersebut dapat dihitung dengan persamaan berikut, berdasarkan persamaan (1) di atas.

$$F = \frac{1}{2} \rho V^2 C_d A \quad (2)$$

Jika ditulis dengan masing-masing komponen sumbu x dan y, masing-masing adalah:

$$F = \frac{1}{2} \rho C_d A \{v_x^2 + v_y^2\} \quad (3)$$

Disini v_x dan v_y adalah kecepatan roket jarak sumbu x dan y. Tabel dari force roket dapat ditulis dengan persamaan berikut.

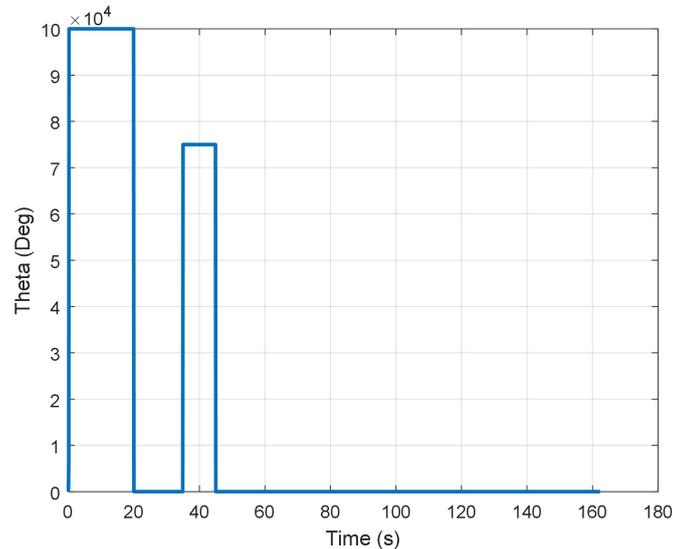
$$F_x = T \cos \theta - F \cos \theta - F_n \sin \theta \quad (4)$$

untuk sumbu y adalah sebagai berikut

$$F_y = T \sin \theta - mG - F \sin \theta - F_n \cos \theta \quad (5)$$

Disini F_x dan F_y adalah force pada sumbu x dan y. T adalah daya dorong roket, dan F_n adalah normal force.

Kerapatan udara mempunyai nilai yang berbeda-beda tergantung ketinggian. Semakin tinggi, maka nilainya semakin kecil.

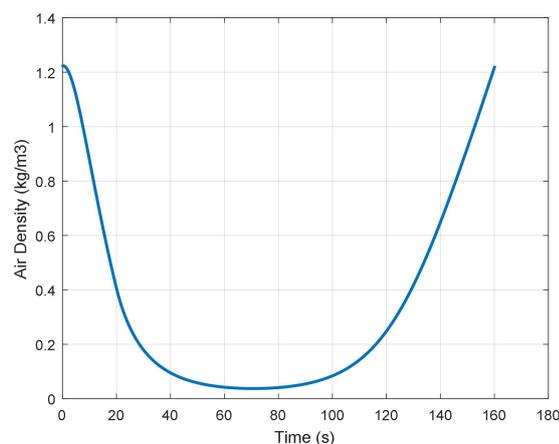


Gambar 1. Simulasi daya dorong roket bertingkat

Pada muatan tingkat pertama, daya dorong sekitar 100.000 Newton dalam waktu 20 detik. Sedangkan untuk roket tingkat ke dua, 10 detik sebesar 75.000 Newton. Separasi terjadi setelah jeda 10 detik setelah roket pertama habis menyala, kemudian terlepas. Kerapatan udara berdasarkan ketinggian dapat dilihat pada Gambar 2.

3. HASIL DAN ANALISIS

Keluaran dari simulasi ini berupa trayektori, kecepatan pada sumbu horisontal, kecepatan vertikal, percepatan horisontal, dan percepatan vertikal. Dengan menggunakan persamaan (1) sampai dengan (5), maka trayektori roket dapat dihitung. Parameter daya dorong pada contoh ini dapat dilihat pada Gambar 1 berikut.

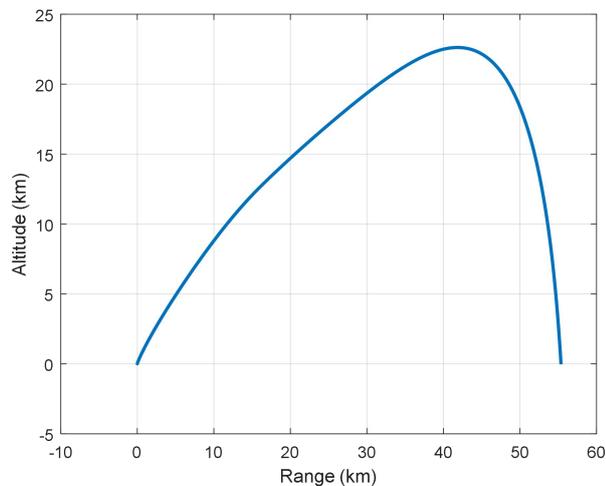


Gambar 2. Air density vs altitude

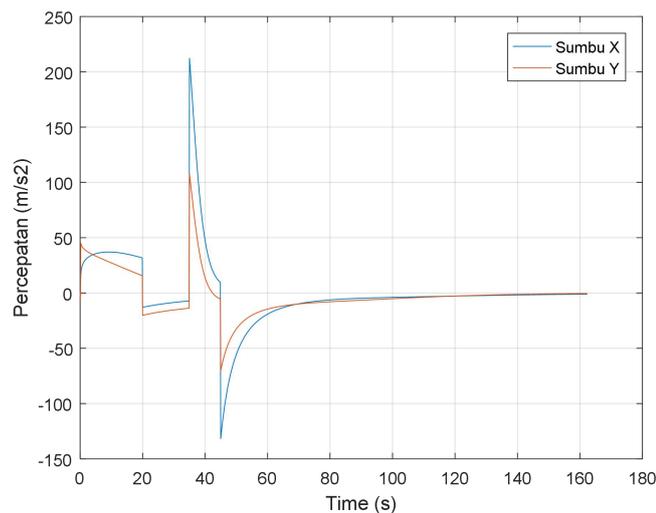
Gambar 3 menunjukkan trayektori roket dengan sumbu horisontal adalah jarak dan sumbu vertikal adalah ketinggian yang dapat dicapai. Maksimum jarak sekitar 55 km dan maksimum ketinggian adalah sekitar 23

km. Pada proses simulasi ini juga dihitung data-data lain seperti terlihat pada Gambar 4. Masing-masing percepatan untuk sumbu horisontal dan vertikal. Percepatan maksimum roket terjadi pada detik ke 38 sebesar lebih dari 200 m/s^2 . Untuk data kecepatan roket dapat dilihat pada Gambar 5 berikut. Kecepatan maksimum terjadi pada detik ke 55 sebesar 1250 m/s . Kemudian mengalami penurunan setelah motor roket habis menyala.

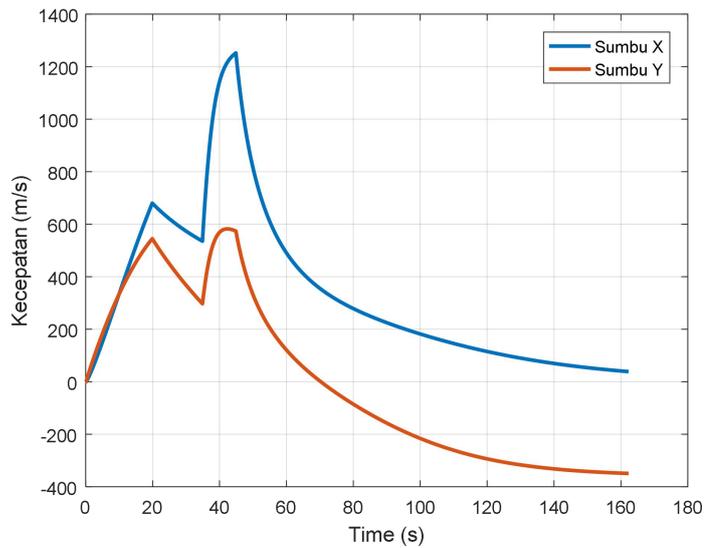
Kecepatan roket ini, pada saat uji terbang dapat diukur secara langsung dengan metode Doppler menggunakan gelombang radio. Data pada grafik ini sangat berguna untuk menentukan frekuensi radio yang digunakan. Sedangkan jarak langsung roket dari titik peluncuran dapat dilihat pada Gambar 6 berikut. Roket dapat terbang selama 100 detik dengan titik jatuh sejauh 55 km. Data jarak ini dapat diukur dengan ... radar 2D pada saat uji terbang.



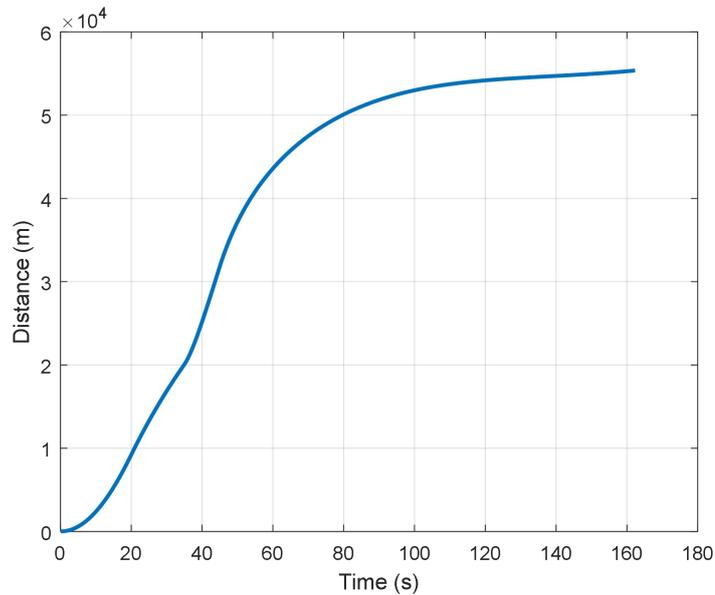
Gambar 3. Trayektori roket bertingkat.



Gambar 4. Percepatan roket bertingkat.



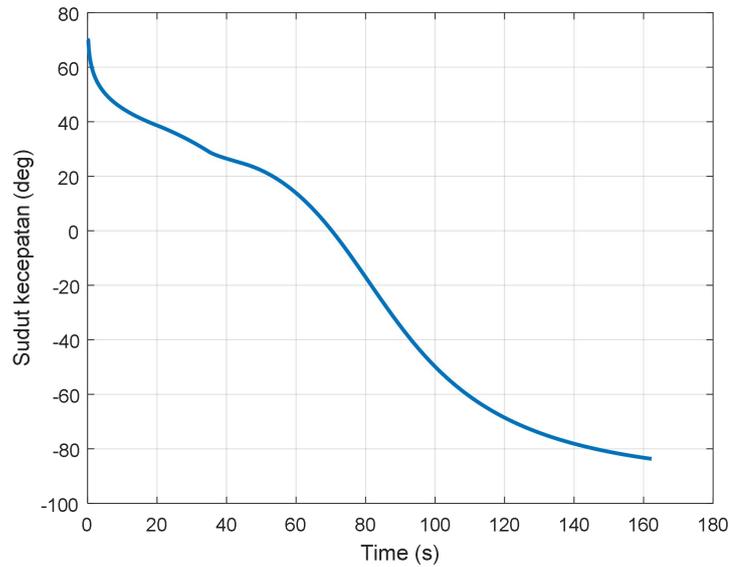
Gambar 5. Percepatan roket bertingkat.



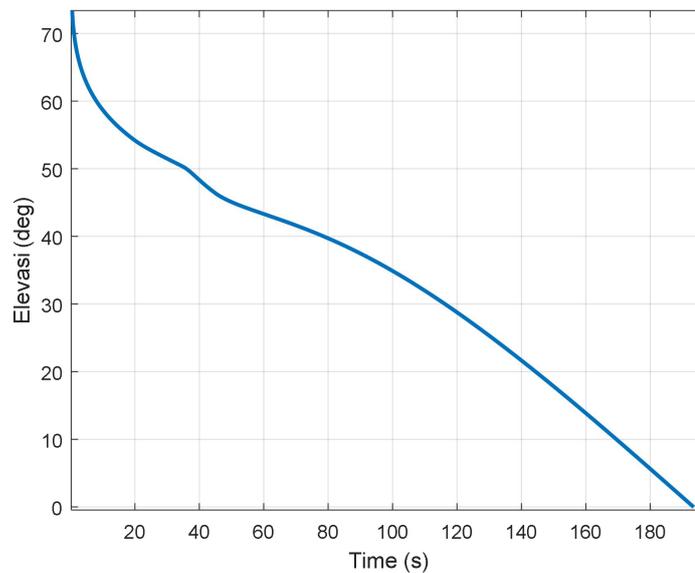
Gambar 6. Jarak jangkauan roket bertingkat.

Dari data pada Gambar 5 dan Gambar 6, maka perubahan sudut dari vektor kecepatan dan posisi roket dapat dihitung. Sudut kecepatan roket terlihat pada Gambar 7, sedangkan sudut elevasi dilihat dari titik peluncur dapat dilihat pada Gambar 8. Perubahan sudut elevasi dan awal 70 derajat kemudian menjadi 0 derajat setelah jatuh kembali di permukaan bumi.

Dengan berbagai parameter motor roket, baik tingkat pertama maupun tingkat kedua, maka dapat didesain sejauh mana dan setinggi berapa roket apa mampu sampai ke orbit satelit. Dari hasil desain dan simulasi ini, maka pengembangan motor roket dapat lebih terarah menuju roket pengorbit satelit.



Gambar 7. Perubahan sudut dari kecepatan



Gambar 8. Perubahan sudut elevasi dari titik peluncuran

4. KESIMPULAN

Telah dikembangkan simulasi roket bertingkat dengan menggunakan Matlab. Program ini menggunakan prinsip Hukum Newton secara sederhana dengan input utama data daya dorong roket dan parameter aerodinamik. Simulasi ini dapat dimodifikasi satu atau 3 tingkat roket, sesuai tujuan. Input data pada simulasi ini masih berupa data asumsi, tetapi dapat menggunakan data uji statik motor roket.

UCAPAN TERIMA KASIH

Kami ucapkan terimakasih kepada LAPAN yang telah memfasilitasi komputer, sehingga simulasi dapat berjalan dengan lancar.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] William Brown, Michael Wiesneth, Thomas Faust, Nghia Huynh, Carlos Montalvo, Kent Lino, Andrew Tindell (2018). Measured and simulated analysis of a model rocket. *Journal of Aerospace Engineering*.
- [2] Barrowman, James S. The practical calculation of the aerodynamic characteristics of slender finned vehicles. NASA Technical Reports Server.
- [3] Mandell, Gordon K, Caporaso, George J and Bengen, William P. Topics in Advanced Model Rocketry. s.l. : MIT Press, 1973.
- [4] Galejs, Robert. Wind Instability, What Barrowman Left Out. Advanved Rocketry Group of Switzerland. [Online] 1999. <http://argoshpr.ch/joomla1/articles/pdf/sentinel39-galejs.pdf>.
- [5] Niskanen, Sampo. Development of an Open Source model rocket simulation software. OpenRocket. [Online] 2009. <http://openrocket.sourceforge.net/thesis.pdf>.
- [6] A Stochastic Six-Degree-Of-Freedom Flight Simulator for Passively Controlled High Power Rockets. Box, Simon, Bishop, Christopher M and Hunt, Hugh. 2011, Journal of Aerospace Engineering, pp. 31-45.
- [7] Box, Simon, Bishop, Christopher M and Hunt, Hugh. Estimating the dynamic and aerodynamic parameters of passively controlled high power rockets for flight simulation. Cambridge Rocketry. [Online] 2009. <http://cambridgerocket.sourceforge.net/resources.html>.
- [8] Weir, Maurice D, Hass, Joel and Giordano, Frank R. Thomas' calculus : early transcendentals : based on the original work by George B. Thomas, Jr. Boston : Pearson, 2006.
- [9] Cavcar, Mustafa. The International Standard Atmosphere (ISA). Anadolu University. [Online] <http://home.anadolu.edu.tr/~mcavcar/common/ISAweb.pdf>.
- [10] Barrowman, James S. Calculating the Center of Pressure of a Model Rocket. Estes Rockets. [Online] http://www2.estesrockets.com/pdf/TIR-33_Center_of_Pressure.pdf