

## Simulasi Numerik Pengaruh Tekanan Udara Awal Dan Volume Air Terhadap Kinerja Roket Air Menggunakan Metode Runge Kutta Orde 4 (RK4)

### *Numerical Simulation of the Effects of Initial Air Pressure and Water Volume on the Performance of a Water Rocket Using the Fourth Order Runge Kutta (RK4) Method*

Received 9 August 2025

Accepted 29 September 2025

Published September 2025

Hilman Nuha Ramadhan<sup>1</sup> dan Freddy Haryanto<sup>1,\*</sup>

<sup>1</sup>Departemen Fisika Fakultas MIPA Institut Teknologi Bandung

**Abstrak.** Roket air merupakan eksperimen fisika sederhana yang mengintegrasikan prinsip mekanika, fluida, dan kinematika. Kinerja roket air dipengaruhi oleh tekanan udara awal dan fraksi volume air yang dapat difahami secara kuantitatif dengan menggunakan simulasi numerik. Penelitian bertujuan mengevaluasi pengaruh variasi tekanan (300–500 kPa) dan fraksi volume air ( $f = 0,10$ – $0,60$ ) terhadap profil gaya dorong dan ketinggian maksimum roket, dengan cakupan analisis mencakup empat fase peluncuran roket air. Metode yang digunakan adalah penyusunan model diferensial non-linier untuk tiap fase, kemudian dilakukan simulasi numerik menggunakan metode Runge–Kutta orde 4 (RK4) dengan time step yang dioptimalkan ( $\Delta t = 0,001$  s) untuk memastikan konvergensi dan efisiensi komputasi. Hasil menunjukkan bahwa tekanan yang lebih tinggi meningkatkan puncak gaya dorong dan ketinggian maksimum, namun memperpendek durasi gaya dorong air. Fraksi volume air optimal sebesar  $f \approx 0,20$ – $0,30$  memberikan keseimbangan antara intensitas dan durasi dorong sehingga mencapai ketinggian maksimum. Pengujian lebih lanjut dengan variasi struktur botol dan parameter aerodinamika direkomendasikan.

**Abstract.** Water rockets provide a simple yet effective physics experiment integrating mechanics, fluid dynamics, and kinematics. Their performance is influenced by initial air pressure and water volume fraction, which can be quantitatively analyzed using numerical simulation. This study investigates the effects of varying pressure (300–500 kPa) and water volume fraction ( $f = 0.10$ – $0.60$ ) on thrust profiles and maximum altitude, with analysis covering four distinct phases. The method involves formulating nonlinear differential models for each phase, followed by numerical simulations using the fourth order Runge Kutta (RK4) method with an optimized time step ( $\Delta t = 0.001$  s) to ensure convergence and computational efficiency. Results show that higher pressures increase peak thrust and maximum altitude, but shorten the duration of water thrust. An optimal water volume fraction of  $f \approx 0.20$ – $0.30$  provides a balance between thrust intensity and duration to achieve maximum altitude. Further experiments with variations in bottle structure and aerodynamic parameters are recommended.

**Keywords:** Water Rocket, Air Pressure, Water Volume Fraction, Fourth Order Runge–Kutta Method.

### Pendahuluan

Pembelajaran di Indonesia dirancang untuk mengembangkan delapan karakter siswa sebagaimana diamanatkan pada Permendikdasmen No. 13 Tahun 2025. Untuk mencapai tujuan tersebut diperlukan model pembelajaran yang tidak hanya berfokus pada ranah kognitif, tetapi juga mampu meningkatkan keterampilan, kreativitas, dan kemampuan berpikir kritis. Pembelajaran berbasis *Science, Technology, Engineering, and Mathematics* (STEM) terbukti relevan untuk memfasilitasi pengembangan kompetensi sekaligus membentuk karakter siswa (Azizah, 2025). Salah satu implementasi pembelajaran STEM yang mudah diterapkan di kelas adalah eksperimen roket air (Maulana, 2020).

Eksperimen roket air menyajikan pengalaman praktis yang kontekstual dan *hands-on* sehingga berpotensi meningkatkan minat dan motivasi siswa dalam mempelajari fisika (Ni'mah, 2025; Mardiansyah et al., 2023). Secara fisik, peluncuran roket air melibatkan prinsip mekanika, fluida, dan kinematika. Variasi parameter seperti tekanan awal dan fraksi volume air berdampak signifikan pada performa roket sehingga analisis kuantitatif melalui simulasi numerik menjadi relevan (Utsav et al, 2020).

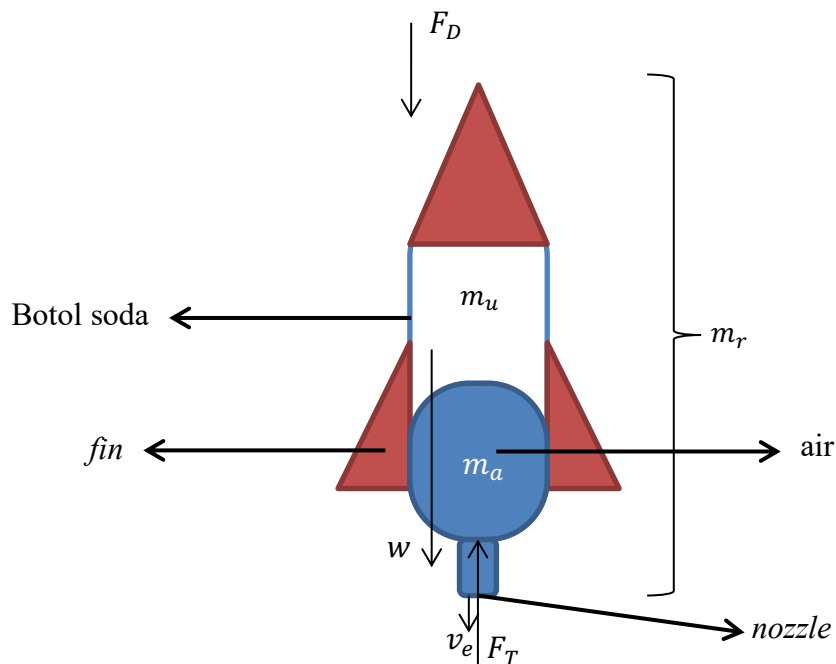
Model roket air umumnya memanfaatkan botol sebagai tangki tekanan, *nozzle* untuk aliran fluida, dan permukaan *stabilizer* untuk kestabilan aerodinamis. Dinamika peluncuran melibatkan perubahan massa, tekanan internal, dan gaya dorong yang bervariasi sepanjang waktu sehingga menghasilkan persamaan diferensial biasa (PDB) non-linear yang kompleks (Ding et al, 2022; Fischer et al., 2020). Penyelesaian analitik pada sistem ini seringkali tidak praktis, sehingga simulasi numerik menjadi pendekatan utama. Di antara skema integrasi yang umum digunakan seperti Euler, Euler termodifikasi, dan Runge–Kutta Orde 4 (RK4). Metode RK4 dipilih pada penelitian ini karena keseimbangan antara akurasi dan stabilitasnya pada masalah persamaan non-linear (Arefin, 2020; Lin et al, 2010).

Penelitian ini mendefinisikan besaran fisis secara analitik dan mengoperasikannya secara numerik menggunakan RK4 untuk memodelkan pengaruh variasi tekanan udara awal dan fraksi volume air (perbandingan volume air

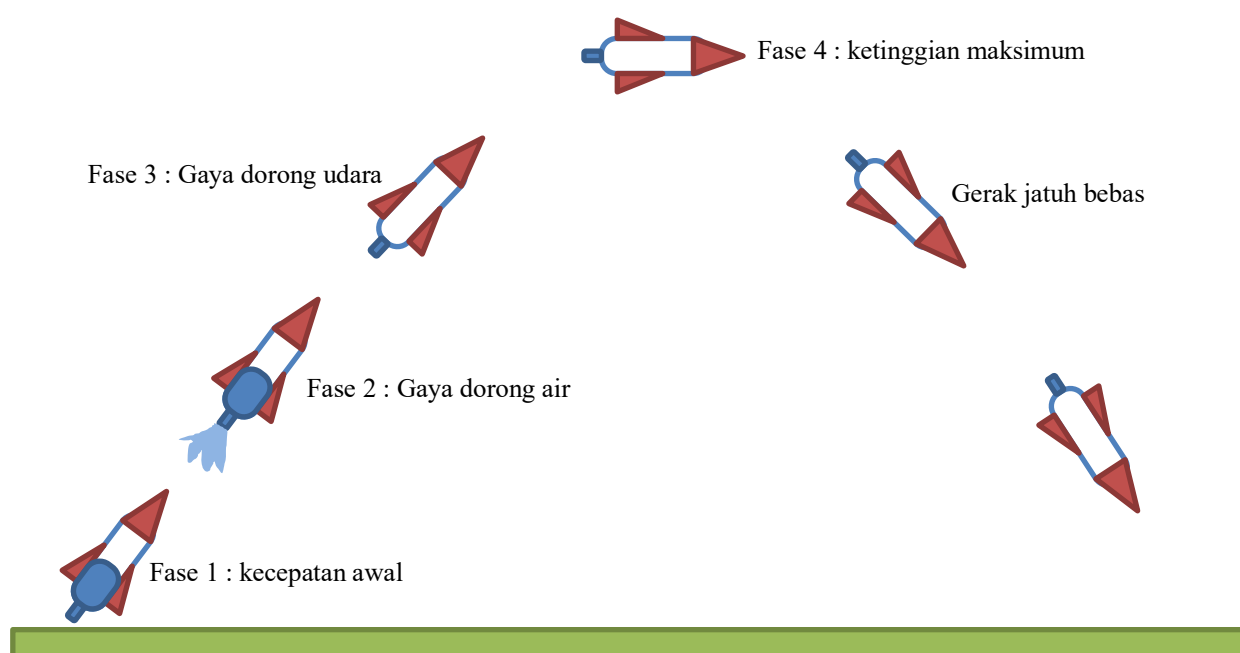
terhadap total volume botol) terhadap gaya dorong dan ketinggian terbang roket. Dengan menitikberatkan penggunaan RK4, studi ini berupaya menghasilkan simulasi yang lebih teliti sehingga hasil simulasi dapat dipakai untuk analisis parameter operasional yang relevan bagi praktik pembelajaran berbasis STEM.

### Metodologi

Eksperimen roket air menggunakan bahan – bahan sederhana, sehingga ada beberapa batasan yang diberikan. Untuk beberapa parameter data masukan yaitu fraksi volume air dan tekanan udara mula – mula. Besarnya fraksi bergantung pada besarnya tekanan udara mula-mula dalam roket karena akan mempengaruhi besarnya massa jenis udara yang ada di botol sesaat setelah seluruh air keluar. Gambar 1 skema representasi roket air menunjukkan beberapa parameter yang teridentifikasi.



Gambar 1 Skema Representasi Roket Air



Gambar 2 Fase Roket Air

Asumsi yang digunakan pada proses gerak roket air (Fairusy et al, 2016) dikelompokkan menjadi empat fase (perhatikan gambar 2 fase roket air) yaitu :

1. Fase 1 – Apabila menggunakan tabung peluncur, kecepatan awal akibat dari adanya perbedaan tekanan antara udara dalam botol dan tekanan atmosfer (waktu awal diukur tepat saat roket lepas dari ujung tabung).
2. Fase 2 – Air yang dikeluarkan berfungsi sebagai bahan bakar untuk roket, menghasilkan gaya dorong untuk memberikan percepatan roket.
3. Fase 3 – Setelah air di dalam roket habis, udara yang keluar menjadi sumber bahan bakar roket, menciptakan dorongan yang selanjutnya mempercepat roket.
4. Fase 4 - Saat roket tidak lagi mendapatkan dorongan, ia akan mencapai ketinggian tertingginya dan kemudian terjatuh ke tanah.

Asumsi selanjutnya adalah tidak ada parasut yang digunakan untuk mendarat dan tidak ada sirip (*fin*) yang terlepas saat roket meluncur.

Pada fase awal peluncuran roket air, udara dipompa ke dalam ruang kosong di atas air di dalam botol sehingga menghasilkan tekanan udara tambahan ( $P_{ud,0}$ ). Tekanan ini berasal murni dari udara terkompresi yang dimasukkan oleh pompa, bukan dari gas terlarut pada air (misalkan air berkarbonasi). Udara yang bersifat elastis ini menekan air dengan tekanan yang lebih tinggi dari tekanan atmosfer. Volume air yang dimasukkan ke dalam botol ( $V_{air}$ ) menentukan massa air ( $m_{air}$ ), di mana semakin besar volumenya, maka semakin besar pula massa air yang dapat didorong keluar. Namun, penambahan volume air juga meningkatkan berat total roket, sehingga perlu dioptimalkan. Tekanan internal akibat udara terkompresi ini mendorong air keluar melalui lubang sempit (*nozzle*) dengan kecepatan tinggi, menciptakan gaya dorong ( $F_t$ ) yang mendorong roket ke atas.

Gaya dorong pada roket di fase I diakibatkan oleh adanya perbedaan tekanan dalam roket dan di luar roket, yang secara matematis dituliskan sebagai berikut:

$$F_t = (P_{ud} - P_{atm})A_n \quad (1)$$

$A_n$  merupakan luas permukaan *nozzle*,  $P_{atm}$  merupakan tekanan atmosfer. Dari hasil uji numerik pada penelitian sebelumnya besaran diameter *nozzle* yang optimum ada di 22 mm (Fairusy et al, 2016). Kecepatan awal roket air pada fase 1 didasarkan pada asumsi bahwa sistem tertutup dan proses ekspansi udara bertekanan bersifat isothermal (Finney, 2000). Dengan Hukum Pascal, tekanan udara yang dipompa merata ke seluruh permukaan air dan mendorongnya keluar lewat *nozzle*. Persamaan Bernoulli diterapkan dengan asumsi air inkompresibel, aliran tunak, serta *nozzle* ideal tanpa kehilangan energi akibat gesekan atau turbulensi. Maka kecepatan roket pada fase I adalah:

$$v_0 = \sqrt{\frac{2(P_{ud} - P_{atm}) \cdot A_n \cdot L_t}{m_t} - 2gL_t} \quad (2)$$

$L_t$  adalah panjang tabung peluncur,  $g$  percepatan gravitasi, dan  $m_t$  merupakan massa total roket. Massa total roket terdiri dari massa roket, massa air, dan massa udara. Massa udara dipertimbangkan karena adanya tekanan udara tambahan yang diberikan sebelum roket diluncurkan dan perbedaan tekanan udara di dalam dan di luar roket. Persamaan (2) merupakan kecepatan awal roket pada  $t = 0$ , secara fisis merepresentasikan kecepatan roket pada saat keluar dari tabung peluncur.

Besarnya massa air dan massa udara mula – mula dituliskan pada persamaan (3) dan (4).

$$m_{air,0} = \rho_{air} \cdot f \cdot V_r \quad (3)$$

$$m_{ud,0} = \rho_{atm} \cdot (1 - f) \cdot V_r \quad (4)$$

$V_r$  merupakan volume roket untuk menyimpan air dan tekanan udara mula – mula, sedangkan  $f$  adalah fraksi volume air (perbandingan volume air terhadap volume roket) besaran  $f$  diantara 0 dan 1.

Gaya Total yang bekerja pada roket terdapat gaya dorong ( $F_T$ ), gaya berat ( $F_g$ ), dan gaya gesek udara ( $F_D$ ), ketiga gaya tersebut mempengaruhi percepatan roket. Di fase II gaya dorong dipengaruhi oleh gaya dorong air yang keluar dari *nozzle*, sehingga perubahan massa di persamaan (5) merupakan perubahan massa air  $dm_{ex} = dm_{air}$ . Untuk akhir dari fase II jika  $m_{air} = 0$  akibat perubahan laju air yang keluar dari *nozzle* maka dilanjutkan ke fase III. Namun tidak menutup kemungkinan juga jika saat di fase 2 yang tercapai lebih dahulu saat  $P_{ud} = P_{atm}$  maka dilanjut ke fase 4. Sehingga 2 kondisi ini menjadi syarat untuk berakhirnya iterasi dalam suatu pemrograman numerik.

Fase III dimulai ketika  $m_{air} = 0$  dan  $P_{ud} > P_{atm}$ . Masih ada tekanan udara yang tersisa di dalam botol dan dijadikan bahan bakar gaya dorong roket. Di fase III gaya dorong dipengaruhi oleh gaya dorong udara yang masih tersisa di dalam roket, sehingga perubahan massa di persamaan (5) merupakan perubahan massa udara  $dm_{ex} = dm_{udara}$ . Fase III akan berhenti ketika  $P_{ud} = P_{atm}$  atau  $m_{udara} = 0$ . Gaya dorong pada persamaan (5) menggunakan prinsip konservasi momentum (turunan dari hukum newton II), Dimana  $\rho_{ex}$  di fase II adalah  $\rho_{air}$  dan di fase III adalah  $\rho_{ud} = \rho_{atm} \cdot \frac{P_{ud,0}}{P_{atm}}$ .

Asumsi pertama yang akan digunakan di fase II dan fase III adalah proses ekspansi udara di dalam roket dianggap adiabatik, artinya tidak terjadi pertukaran panas dengan lingkungan selama proses berlangsung (Fischer, 2020; Ding, 2023). Karena ekspansi terjadi dalam waktu yang sangat singkat, jauh lebih cepat daripada waktu yang dibutuhkan untuk transfer panas secara termal. Asumsi kedua adalah udara yang terkompresi diperlakukan sebagai gas ideal dengan kapasitas panas spesifik ( $C_p$  dan  $C_v$ ) yang konstan selama proses ekspansi (Perotti, 2010; Utsav et al, 2020). Dengan demikian ekspansi udara dan air yang bekerja diasumsikan sebagai proses adiabatik dimana udara bersifat diatomik dengan  $\gamma = 1,4$  (Holland, 2005).

Persamaan (5) merupakan gaya total yang bekerja pada roket di fase II dan fase III yang mempengaruhi percepatan roket saat melaju di udara. Gaya total diperoleh dari gaya dorong  $F_T = \frac{dm_{ex}}{dt} v_{ex}$  (dari air pada fase II dan gaya dorong dari udara yang tersisa pada fase III), gaya berat  $F_g = m_t g$ , dan gaya hambat udara  $F_D = \frac{1}{2} C_D \rho_{atm} A_r v_r^2$ . Dengan  $v_{ex}$  merupakan laju persamaan air / udara yang didasarkan pada persamaan Bernoulli. Sehingga gaya total yang bekerja sebagai berikut:

$$F_{total} = \frac{dm_{ex}}{dt} C \sqrt{\frac{2 \left[ P_{ud,0} \left( \frac{V_0}{\frac{dV_{ud}}{dt}} \right)^\gamma - P_{atm} \right]}{\rho_{ex}}} - m_t g - \frac{1}{2} C_D \rho_{atm} A_r v_r^2 \quad (5)$$

$C$  merupakan koefisien gesekan *nozzle* dengan besaran  $C$  adalah 0,8 (Bailio, 2004).  $C_D$  merupakan koefisien gesek dengan besaran 0,35 (Ding, 2023).  $\rho_{atm}$  adalah massa jenis udara dengan besaran  $1,225 \text{ kg/m}^3$ .  $A_r$  yang diambil pada simulasi adalah luas penampang melintang (*cross-sectional area*) yang tegak lurus terhadap arah aliran udara. Dalam hal ini luas area frontal maksimum, yaitu luas lingkaran berdasarkan diameter terbesar badan roket. Dengan referensi diameter maksimum roket adalah 0,05 m.  $v_r$  merupakan kecepatan roket yang berubah – ubah seiring perubahan laju massa air yang mempengaruhi kecepatan roket.

Pada persamaan (5),  $V_0$  adalah volume udara mula – mula dan  $V_{ud}$  sebagai volume udara yang ada di dalam roket. Di fase 2 untuk  $V_0 = V_{ud,0}$ , sedangkan untuk  $V_{ud}$  ditentukan oleh perubahan volume udara di dalam roket yang besarnya sebanding dengan laju air yang keluar dengan persamaan sebagai berikut:

$$\frac{dV_{ud}}{dt} = A_n \cdot v_{ex} \quad (6)$$

Gaya dorong bergantung pada laju massa air keluar dan perubahan kecepatan air relatif terhadap roket diasumsikan kecil, sehingga  $\frac{dv}{dt} \approx 0$ . Laju perubahan massa  $\left( \frac{dm_{ex}}{dt} \right)$  dari roket sebanding dengan laju ekspansi zat (air atau udara).

$$\frac{dm_{ex}}{dt} = C \cdot A_n \cdot \rho_{ex} \cdot v_{ex} \quad (7)$$

Dengan menggunakan hukum Newton II maka percepatan sistem pada roket air dapat dinyatakan pada persamaan (8).

$$a_r = \frac{F_{total}}{m_t} \quad (8)$$

Perubahan kecepatan yang diakibatkan dari perubahan percepatan selanjutnya akan dihitung menggunakan metode numerik Runge Kutta Orde 4 dengan mengupdate  $v_r$ . Setiap persamaan yang digunakan selama fase II dan III termasuk persamaan diferensialnya akan dinumerasikan dengan metode RK4.

Di Fase IV, akan berhenti ketika  $v_r = 0$ . Sehingga di fase IV akan terjadi perlambatan dengan  $F_{Total}$  yang bekerja hanya gaya gesek udara dan gaya berat dengan persamaan:

$$F_{total} = -m_t g - \frac{1}{2} C_D \rho_{atm} A_r v_r^2 \quad (9)$$

Persamaan (9) akan diupdate ke persamaan (8), dengan  $m_t = m_r$ . Di Fase IV hanya update  $v_r$  dan  $h$ . Fase I sampai dengan fase IV disimulasikan seperti pada gambar 3. Perhitungan numerik RK4 digunakan untuk mengupdate variabel berikut.

1.  $\frac{dm_{ex}}{dt}$  (persamaan 7), perubahan massa. Di Fase II perubahan massa air dan massa udara, di fase III hanya perubahan massa udara saja.
2.  $\frac{dV_{ud}}{dt}$  (persamaan 6), perubahan volume udara
3.  $\frac{dv_r}{dt} = a_r$ , perubahan laju roket
4.  $\frac{dh}{dt} = v_r$ , perubahan ketinggian roket

Analisis gerak roket air dalam program ini dilakukan secara komputasi dengan metode numerik RK4, dengan definisi besaran melalui analitik. Program dijalankan menggunakan bahasa pemrograman Python dengan software spyder. Seluruh rangkaian simulasi numerik disajikan pada gambar 3.

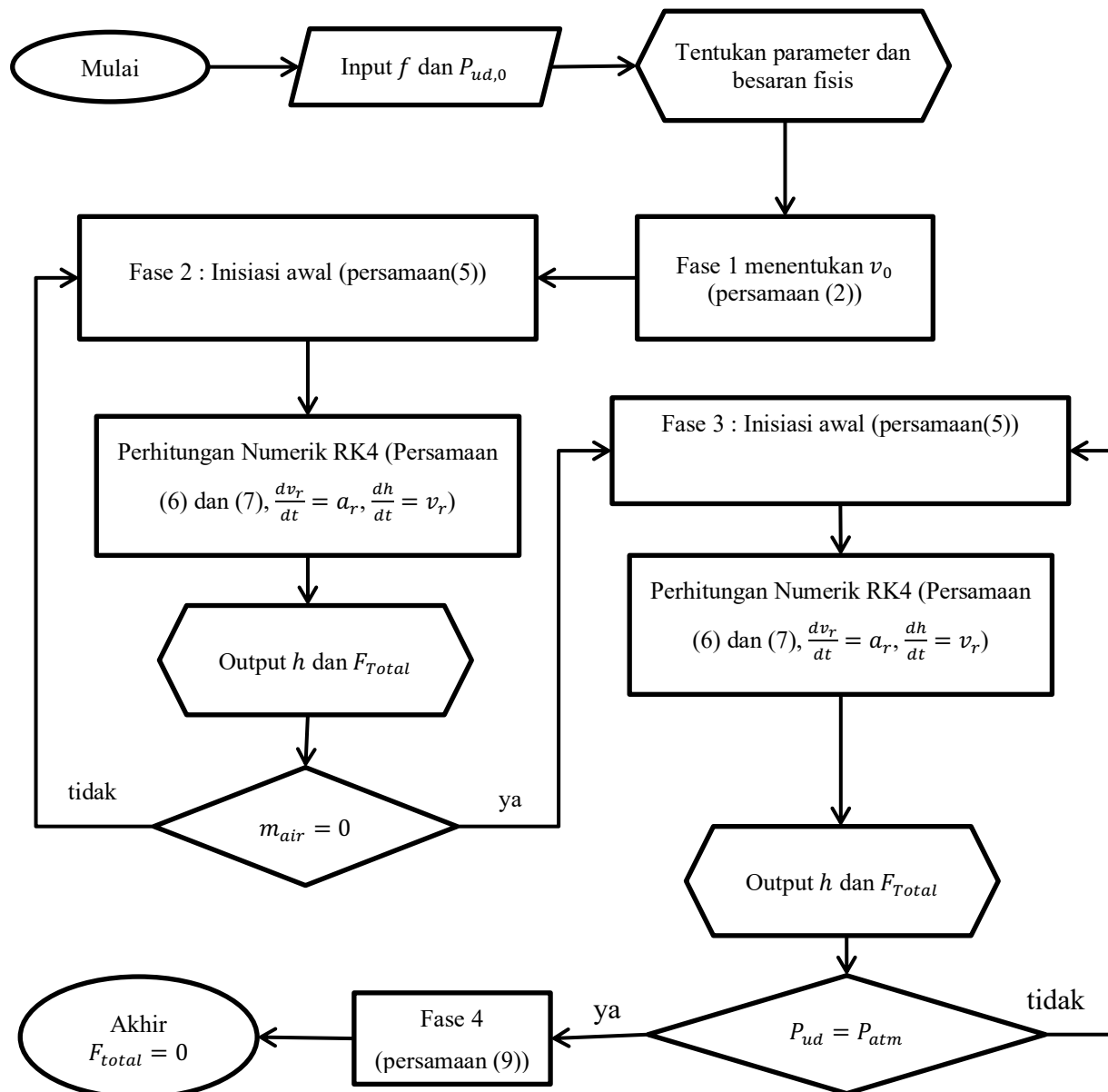
Untuk mendapatkan nilai optimasi dt, menggunakan parameter pada tabel 1 dan tabel 2 merupakan parameter konstan yang akan digunakan dalam setiap simulasi.

Tabel 1 Parameter Masukan Penentuan dt

| Variabel                                 | Nilai           | Satuan |
|------------------------------------------|-----------------|--------|
| Tekanan udara mula – mula ( $P_{ud,0}$ ) | $5 \times 10^5$ | Pa     |
| Fraksi volume ( $f$ )                    | 0,43            | -      |
| Time Step                                | $10^{-1}$       | s      |
|                                          | $10^{-2}$       |        |
|                                          | $10^{-3}$       |        |
|                                          | $10^{-4}$       |        |
|                                          | $10^{-5}$       |        |

Tabel 2 Parameter Konstan

| Parameter                              | Nilai  | Satuan   |
|----------------------------------------|--------|----------|
| $d_r$ (diameter roket)                 | 0,05   | m        |
| $d_n$ (diameter <i>nozzle</i> )        | 0,022  | M        |
| $L_t$ (panjang roket)                  | 0,557  | m        |
| $C$ (koefisien gesekan <i>nozzle</i> ) | 0,8    | -        |
| $C_D$ (koefisien gesek udara)          | 0,35   | -        |
| $g$                                    | 9,81   | $m/s^2$  |
| $\gamma$                               | 1,4    | -        |
| $\rho_{air}$                           | 1000   | $kg/m^3$ |
| $\rho_{udara}$                         | 1,225  | $kg/m^3$ |
| $P_{atm}$                              | 101325 | Pa       |
| $m_r$ (massa roket kosong)             | 0,15   | kg       |
| $V_R$ (volume roket)                   | 0,0015 | $m^3$    |



Gambar 3. Flowchart Pemrograman Gerak Roket Air

Variasi data masukan yang digunakan dalam penelitian ini hanya ditinjau dari tekanan udara mula-mula yang disajikan pada tabel 3 dan fraksi volume air ( $f$ ) dengan besaran parameter dari 0,1 , 0,2 , 0,3 , 0,4 , 0,5 , dan 0,6.

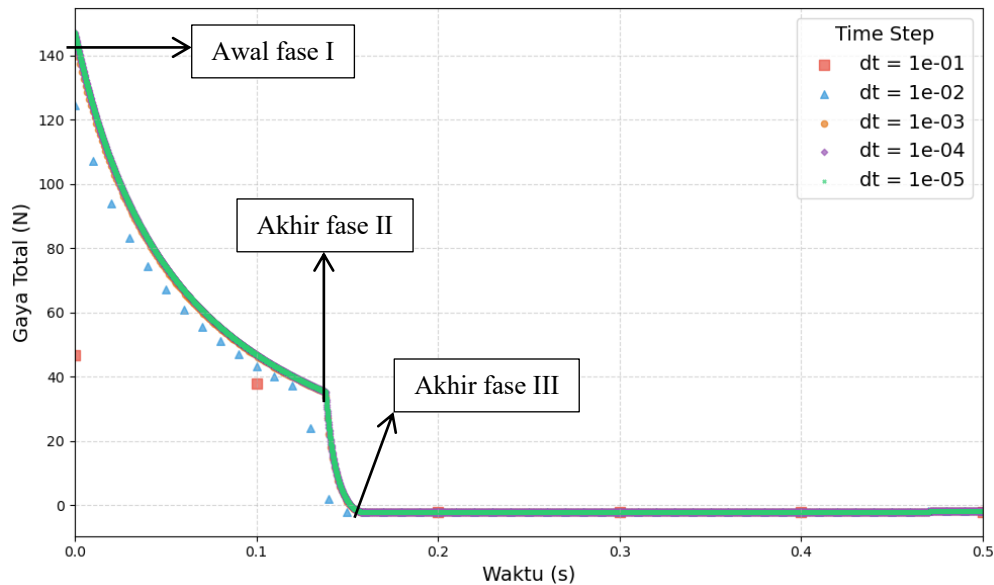
Tabel 3 Variasi Data Masukan

| Variabel                                    | Nilai (Pa)        |
|---------------------------------------------|-------------------|
| Tekanan udara mula – mula<br>( $P_{ud,0}$ ) | $3 \times 10^5$   |
|                                             | $3,5 \times 10^5$ |
|                                             | $4 \times 10^5$   |
|                                             | $4,5 \times 10^5$ |
|                                             | $5 \times 10^5$   |

## Hasil Penelitian

### Pengaruh Time Step

Sebagai tahap persiapan dalam penelitian ini, optimasi nilai time step ( $dt$ ) dilakukan untuk menjamin konvergensi data sekaligus memvalidasi akurasi hasil simulasi. Proses konvergensi dikaji melalui variasi nilai  $dt$  yang berbeda-beda, dilengkapi dengan studi komparatif terhadap data eksternal sebagai referensi validasi. Data numerik (Kian, 2014) dipilih sebagai acuan utama mengingat kesamaan asumsi model fisis dan parameter sistem yang digunakan.



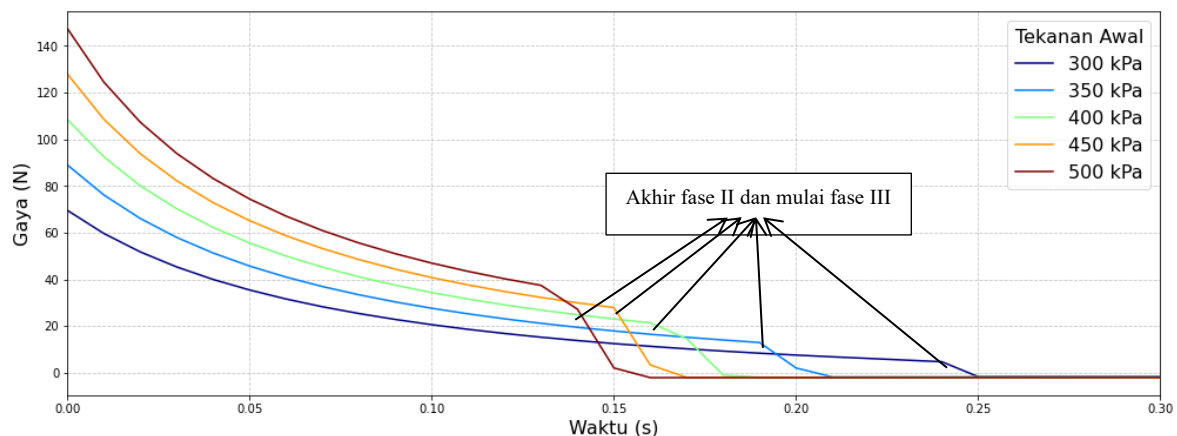
Gambar 4. Perbandingan Gaya Total dengan Variasi Time Step

Gambar 4 menyajikan analisis komparatif terhadap hubungan gaya-waktu antara data acuan dan hasil simulasi menunjukkan bahwa distribusi gaya total pada program mulai mendekati pola grafik referensi ketika nilai  $dt \geq 0.001$ . Penentuan nilai time step ( $dt$ ) harus cukup kecil agar simulasi tetap stabil dan solusi yang diperoleh mendekati kondisi kontinu serta konvergen. Namun,  $dt$  tidak boleh dipilih terlalu kecil karena akan meningkatkan jumlah langkah waktu secara signifikan dan membebani komputasi (Carcione, 2014). Dengan demikian, pemilihan  $dt$  yang optimal perlu memperhatikan keseimbangan: tidak terlalu besar sehingga hasil menjadi tidak stabil, dan tidak terlalu kecil sehingga tidak efisien, melainkan cukup untuk menjamin konvergensi.

Pada nilai  $dt = 0.001$ , data simulasi mencapai titik konvergensi dengan deviasi yang dapat diabaikan, sehingga nilai tersebut ditetapkan sebagai parameter time step optimal dalam program penelitian ini. Pemilihan ini sekaligus memperkuat validitas metodologi yang digunakan sebelum dilanjutkan ke tahap pembahasan. Setelah mendapat  $dt$ , selanjutnya akan membandingkan variasi variabel masukan tekanan udara dan fraksi volume terhadap hasil keluaran gaya total yang bekerja pada sistem roket air dan ketinggian roket. Adapun variasi data masukan yang akan digunakan ada pada tabel 3.

### Variasi Tekanan Udara Awal

Pengaruh tekanan udara mula – mula terhadap gaya total yang bekerja pada gerak roket air disajikan pada gambar 5.



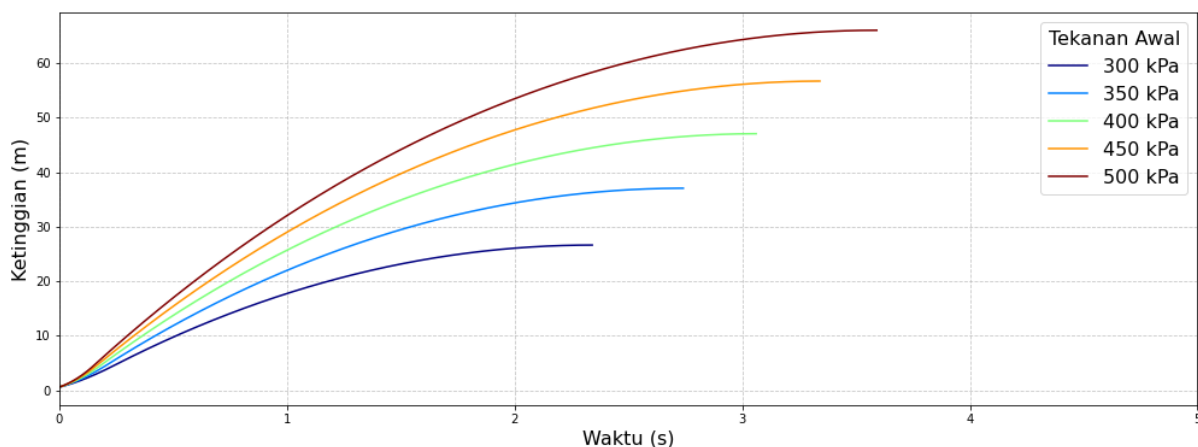
Gambar 5. Perbandingan Gaya Total dengan Variasi Tekanan Udara

Grafik yang ditampilkan menunjukkan variasi gaya total terhadap waktu untuk beberapa tekanan awal. Pada fase 1, tekanan udara terkompresi memberikan lonjakan gaya terbesar saat roket keluar dari tabung semakin tinggi tekanan, semakin besar gaya awalnya. Fase 2 ditandai oleh dorongan dari semburan air. Gaya menurun secara bertahap seiring volume air berkurang, dan pada tekanan lebih tinggi air habis lebih cepat sehingga penurunan menuju nol berlangsung lebih singkat. Setelah air habis (fase 3), udara sisa memberikan dorongan tambahan yang jauh lebih kecil dan berdampak minimal pada total impuls. Pada fase 4 dorongan berhenti dan gaya total menjadi nol, sehingga roket bergerak secara balistik.

| Tabel 4 Pengaruh Tekanan terhadap Gaya Awal dan Ketinggian Maksimum Roket Air |               |                         |
|-------------------------------------------------------------------------------|---------------|-------------------------|
| Tekanan awal (kPa)                                                            | Gaya Awal (N) | Ketinggian Maksimum (m) |
| 300                                                                           | 69,53         | 26,61                   |
| 350                                                                           | 88,98         | 37,04                   |
| 400                                                                           | 108,44        | 47,04                   |
| 450                                                                           | 127,90        | 56,68                   |
| 500                                                                           | 147,35        | 66,01                   |

Secara keseluruhan, grafik ini menunjukkan bahwa tekanan awal yang lebih tinggi menghasilkan gaya awal yang lebih besar dengan rata – rata kenaikan gaya awal setiap 50 kPa sebesar 20,74%, namun juga mempercepat habisnya bahan bakar sehingga total waktu dorong menjadi lebih singkat. Sebaliknya, tekanan yang lebih rendah menghasilkan dorongan yang lebih lama namun dengan gaya yang lebih kecil. Hal ini menunjukkan adanya kompromi antara kekuatan dorongan dan durasi dorongan dalam desain dan pengoperasian roket air.

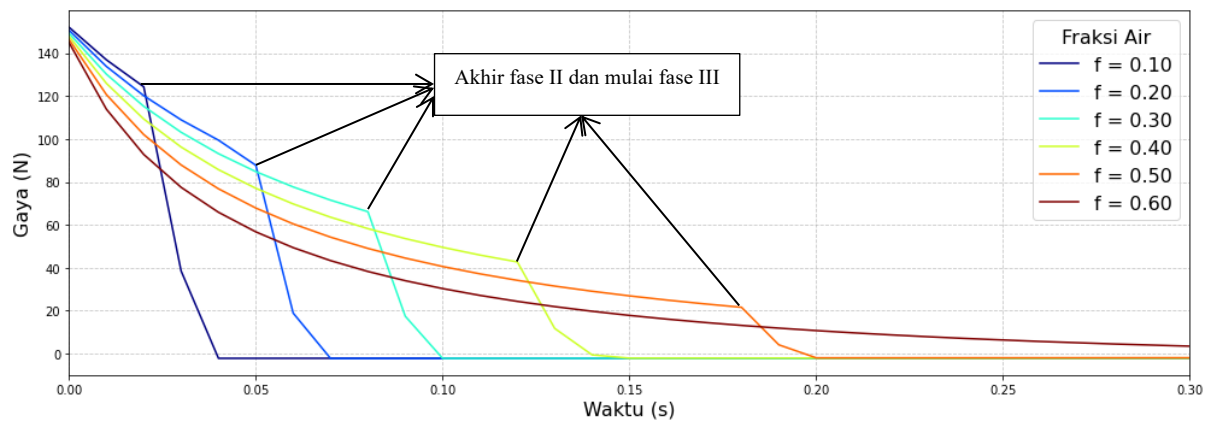
Adapun pengaruh perbandingan ketinggian dengan variasi tekanan udara disajikan pada Gambar 6.



Gambar 6. Perbandingan Ketinggian dengan Variasi Tekanan Udara

Pada Gambar 6 tampak hubungan ketinggian terhadap waktu untuk variasi tekanan awal 300–500 kPa. Tekanan awal yang lebih tinggi menghasilkan ketinggian maksimum yang lebih besar karena gaya dorong awal yang lebih kuat. Berdasar tabel 4 untuk setiap kenaikan tekanan awal 50 kPa memberikan rata – rata kenaikan ketinggian maksimum sebesar 25,77%. Secara fisis, ini konsisten dengan konversi energi potensial tekanan menjadi energi kinetik pada fase pelepasan dari tabung. Kurva untuk tekanan tinggi menanjak lebih curam pada detik-detik pertama, kemudian melandai lebih cepat ketika volume air habis. Durasi fase dorong air relatif singkat pada tekanan tinggi sehingga meskipun durasi dorong lebih pendek, akumulasi impuls awal yang besar memberikan keuntungan energi kinetik yang menentukan ketinggian puncak.

Pencapaian ketinggian maksimum merupakan hasil integrasi seluruh profil gaya terhadap waktu. Meskipun tekanan rendah memiliki durasi dorong total lebih panjang, energi total yang ditransfer (luas area di bawah kurva gaya-waktu) lebih kecil dibanding tekanan tinggi. Inilah penyebab utama mengapa tekanan 500 kPa konsisten mencapai ketinggian lebih tinggi, energi kinetik awal yang besar berhasil mengatasi pengaruh durasi dorong lebih pendek. Fenomena ini memperlihatkan *trade off* fundamental dalam desain roket air antara intensitas dorong dan efisiensi penggunaan bahan bakar.

*Variasi Fraksi Air*

Gambar 7. Perbandingan Gaya Total dengan Variasi Fraksi Air

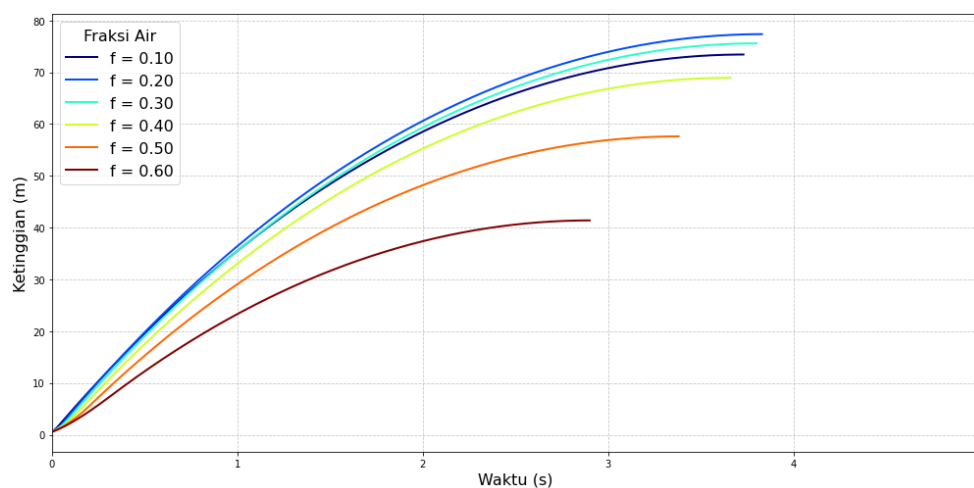
Gambar 7 memperlihatkan bahwa meskipun tekanan awal udara di dalam botol diasumsikan sama ( $P_{ud,0} = 5 \times 10^5 \text{ Pa}$ ), proporsi air (fraksi volume air,  $f$ ) sangat memengaruhi profil dorongan roket. Dari grafik teramati bahwa di fase I memiliki selisih gaya awal yang tidak jauh berbeda. Tabel 5 menunjukkan untuk setiap kenaikan fraksi volume air sebesar 0,1 akan berdampak terhadap penurunan gaya awal sebesar 1%.

Tabel 5 Pengaruh Tekanan terhadap Gaya Awal dan Ketinggian Maksimum Roket Air

| Fraksi Volume Air ( $f$ ) | Gaya Awal (N) | Ketinggian Maksimum (m) |
|---------------------------|---------------|-------------------------|
| 0,1                       | 152,05        | 73,43                   |
| 0,2                       | 150,66        | 77,37                   |
| 0,3                       | 149,23        | 75,59                   |
| 0,4                       | 147,79        | 68,95                   |
| 0,5                       | 146,33        | 57,62                   |
| 0,6                       | 144,88        | 41,39                   |

Memasuki fase II perbedaan durasi dan kemiringan kurva menjadi jelas. Pada fraksi volume air rendah dorongan menurun tajam karena air cepat habis (fase II berakhir pada 0,03 s), sedangkan pada fraksi tinggi dorongan bertahan lebih lama (hingga 0,25 s) meskipun kemiringan penurunan gaya lebih landau. Dengan kata lain, durasi dorongan utama meningkat seiring  $f$  meski puncak gaya menurun karena tambahan massa. Setelah semua air habis fase III ditandai oleh keluarnya udara terkompresi sebagai dorongan tambahan yang jauh lebih kecil, hampir tidak terlihat pada fraksi rendah tetapi masih muncul sebagai transisi tersisa pada fraksi tinggi sebelum gaya akhirnya mencapai nol.

Begitu dorongan dari air dan udara habis, fase keempat muncul dengan gaya total nol, tetapi roket tetap naik karena inersia hingga mencapai ketinggian puncak (fase balistik). Titik waktu kurva mencapai nol menandai akhir dorongan, sedangkan ketinggian maksimum tercapai beberapa saat kemudian dan bisa dilihat di gambar 8.



Gambar 8. Perbandingan Ketinggian dengan Variasi Fraksi Air

Gambar 8 dengan jelas menunjukkan bahwa puncak ketinggian roket tidak monoton naik seiring bertambahnya fraksi air. Pada  $f = 0,10$  roket mencapai 73,43 m, lalu meningkat ke puncak tertinggi 77,37 m pada  $f = 0,20$ . Setelah itu, ketinggian sedikit menurun menjadi 75,59 m di  $f = 0,30$ , dan terus turun drastis untuk fraksi lebih tinggi. Secara fisis, hal ini mengindikasikan bahwa pada fraksi air di bawah 0,2 volume udara terlalu besar sehingga tekanan puncak cepat turun, sementara di atas 0,3 durasi dorongan menjadi terlalu singkat meski awalnya kuat. Artinya, rentang  $f$  antara 0,20 – 0,30 menghadirkan kompromi terbaik, cukup banyak air untuk durasi dorong yang memadai, sekaligus cukup ruang udara untuk mempertahankan tekanan puncak yang tinggi. Inilah yang membuat ketinggian maksimum berada di sekitar nilai tersebut menegaskan bahwa fraksi volume air optimal untuk roket air ada di kisaran 0,2 – 0,3.

Analisis dan studi literatur dari penelitian sebelumnya dirangkum pada tabel 6. Asumsi, parameter, dan batasan digunakan sebagai acuan penelitian agar mendekati kondisi riil. Perbedaan metode sebagai perbandingan untuk menentukan optimasi dari kinerja roket air agar lebih akurat dan presisi.

Tabel 6 Perbandingan Hasil Penelitian

| Peneliti       | Metode                 | Hasil Penelitian                                           |
|----------------|------------------------|------------------------------------------------------------|
| Hilman Nuha    | Simulasi Numerik RK4   | $P_{ud,0}$ optimal di 500 kPa dan $f$ optimal di 0,2 – 0,3 |
| Fairusy, et al | Simulasi Numerik Euler | $P_{ud,0}$ optimal di 550 kPa dan $f$ optimal di 0,3 – 0,4 |
| Ding, et al    | Simulasi Numerik       | $f$ optimal di 0,45 – 0,57                                 |

Berdasarkan dua referensi tersebut, terlihat bahwa parameter konstan yang digunakan pada setiap penelitian memiliki perbedaan tertentu sebagaimana ditunjukkan pada Tabel 7. Sementara itu, hasil simulasi terhadap variasi tekanan udara awal konsisten dengan temuan penelitian sebelumnya, namun pengaruh fraksi volume air menunjukkan variasi yang berbeda dibandingkan studi terdahulu.

Tabel 7 Perbandingan Parameter Konstan

| Parameter Konstan             | Penelitian Hilman | Penelitian Fairusy | Penelitian Ding | Satuan |
|-------------------------------|-------------------|--------------------|-----------------|--------|
| $d_r$ (diameter roket)        | 0,05              | 0,09               | 0,1             | m      |
| $d_n$ (diameter nozzle)       | 0,022             | 0,022              | 0,01            | m      |
| $C_D$ (koefisien gesek udara) | 0,35              | 0,7                | 0,35            | -      |
| $m_r$ (massa roket kosong)    | 0,15              | 0,21               | 0,55            | kg     |
| $V_R$ (volume roket)          | 0,0015            | 0,0015             | 0,0021          | $m^3$  |

Tabel 7 menegaskan bahwa perbedaan struktur botol dan parameter konstan yang digunakan dapat memengaruhi hasil simulasi roket air. Oleh karena itu, pengujian lebih lanjut dengan variasi struktur roket diperlukan untuk memperoleh pemahaman yang lebih komprehensif mengenai pengaruh fraksi volume air terhadap ketinggian maksimum. Implikasi dari temuan ini menunjukkan bahwa pemilihan desain dan parameter roket tidak hanya berpengaruh pada hasil simulasi, tetapi juga dapat menjadi dasar perancangan eksperimen yang lebih efisien dan akurat dalam pengembangan pembelajaran berbasis roket air.

## Kesimpulan

Berdasarkan kajian konvergensi time step, simulasi metode RK4 mencapai stabilitas pada  $\Delta t \leq 0,001$  s, dengan kurva gaya terhadap waktu yang konsisten terhadap data referensi tanpa deviasi signifikan. Variasi tekanan awal (300–500 kPa) menunjukkan bahwa peningkatan tekanan menghasilkan puncak gaya dorong yang lebih tinggi tetapi memperpendek durasi dorong, sehingga energi total dorongan meningkat dan roket mencapai ketinggian maksimum yang lebih tinggi pada tekanan lebih besar. Sementara itu, variasi fraksi volume air ( $f = 0,10$ – $0,60$ ) menegaskan adanya *trade off* antara puncak gaya dan durasi dorong, dengan rentang optimal untuk ketinggian maksimum berada pada  $f$  kisaran 0,20–0,30.

Hasil ini menegaskan bahwa tekanan awal dan fraksi volume air merupakan dua variabel kritis yang saling berinteraksi, di mana tekanan menentukan intensitas gaya awal, sedangkan fraksi air mengatur durasi dorong. Kombinasi keduanya membentuk profil dorongan yang menentukan ketinggian maksimum. Implikasi dari temuan ini

adalah bahwa perancangan roket air tidak hanya mengoptimalkan satu variabel, melainkan perlu menimbang interaksi keduanya agar efisiensi energi dan kinerja roket maksimal. Untuk studi lanjutan, disarankan pengujian dengan variasi struktur botol dan parameter aerodinamika agar diperoleh model yang lebih komprehensif serta dapat diaplikasikan baik dalam konteks eksperimen pembelajaran maupun pengembangan desain roket air yang lebih efisien.

### Ucapan Terima Kasih

Penulis mengucapkan terima kasih yang sebesar-besarnya kepada seluruh civitas akademika dan sistem pendukung di Program Studi Magister Pengajaran Fisika, Institut Teknologi Bandung (ITB), atas lingkungan akademik yang kondusif. Penulis juga menyampaikan terima kasih kepada pihak pemberi beasiswa GEM atas dukungan finansial yang diberikan. Ucapan terima kasih khusus disampaikan kepada SMPI Nurul Fikri Boarding School Serang yang telah memberikan izin dan dukungan untuk melanjutkan studi. Terakhir, penulis menyampaikan rasa terima kasih yang mendalam kepada keluarga tercinta atas dukungan penuh, doa, dan pengertian yang senantiasa menyertai selama perjalanan studi ini.

### Referensi

- Arefin, M.A., Gain, B., Karim, R. and Hosain, S. (2020) 'A comparative exploration on different numerical methods for solving ordinary differential equations', *Journal of Mechanics of Continua and Mathematical Sciences*, 15(12), pp. 1–11. doi:10.26782/jmcms.2020.12.00001.
- Azizah, A. and Angelina, N.N. (2025) 'Efektivitas pembelajaran berbasis STEM dalam meningkatkan kreativitas dan keterampilan berpikir kritis siswa SMP Negeri 1 Jombang', *Journal of Science and Mathematics Education*, 1(2), pp. 32–38. doi:10.70716/josme.v1i2.169.
- Bailio, P.A. (2004) 'Simple orifices have an edge – Complex entrance profiles boost orifice-flow efficiency but at the expense of repeatability', *Machine Design*. Available at: <https://www.machinedesign.com/archive/article/21817149/simple-orifices-have-an-edge> (Accessed: 28 May 2025).
- Carcione, J.M., Picotti, S., Santos, J.E. and others (2014) 'Numerical simulation of two-phase fluid flow', *Journal of Petroleum Exploration and Production Technology*, 4, pp. 233–243. doi:10.1007/s13202-014-0109-y.
- Ding, S., Liu, L. and Zhang, S. (2022) 'Dynamics model and numerical simulation of single stage water rocket', *Journal of Physics: Conference Series (ICMSOA-2022)*, 2508(1), 012053. doi:10.1088/1742-6596/2508/1/012053.
- Fischer, L., et al. (2020) 'On the approximation of D.I.Y. water rocket dynamics including air drag', *International Journal of Scientific Research in Mathematical and Statistical Sciences*, 6(6), pp. 1–13. doi:10.48550/arXiv.2001.08828.
- Finney, G. (2000) 'Analysis of a water-propelled rocket: A problem in honors physics', *American Journal of Physics Teachers (AAPT)*. doi:10.1119/1.19415.
- Haryani, F., et al. (2016) 'Konsep fisika dalam gerak permainan roket air', in *Seminar Nasional Pendidikan Sains 2016*, Surakarta, Indonesia. Available at: [https://www.researchgate.net/publication/340308404\\_KONSEP\\_FISIKA\\_DALAM\\_GERAK\\_PERMAINAN\\_ROKET\\_AI\\_R](https://www.researchgate.net/publication/340308404_KONSEP_FISIKA_DALAM_GERAK_PERMAINAN_ROKET_AI_R) (Accessed: 12 Maret 2025).
- Holland, C. (2005) *Analysis of a water-propelled rocket*. Available at: <http://waterrocket.explorer.free.fr/pdf/holland2005LU3.PDF> (Accessed: 10 April 2025).
- Kagan, D., Buchholtz, L. and Klein, L. (1995) 'Soda-bottle water rockets', *The Physics Teacher*, 33, pp. 150–157. doi:10.1119/1.2344175.
- Kian, J.T. (2014) 'Learn physics with a water-propelled rocket', *Journal of the National Space Agency*. Available at: [http://stemstates.org/assets/files/430\\_fullpaper\\_abstract%20number%20430.pdf](http://stemstates.org/assets/files/430_fullpaper_abstract%20number%20430.pdf) (Accessed: 12 May 2016).
- Mardiansyah, et al. (2023) 'Edukasi fisika dan praktik roket air di MTsN 6 Sijunjung', *Jurnal Pengabdian Masyarakat Berkemajuan*, 7(4). doi:10.31764/jpmb.v7i4.19666.
- Maulana, M. (2020) 'Penerapan model project based learning berbasis STEM pada pembelajaran fisika siapkan kemandirian belajar peserta didik', *Jurnal Teknodik*, (2), pp. 39–50. doi:10.32550/teknodik.v0i2.678.
- Ni'mah, U.L. (2025) 'Improving student creativity through project-based learning: Peningkatan kreativitas peserta didik menggunakan model pembelajaran project based learning', *COSMOS: Jurnal Ilmu Pendidikan, Ekonomi dan Teknologi*, 2(4), pp. 824–831. Available at: <https://cosmos.iaisambas.ac.id/index.php/cms/article/view/304> (Accessed: 17 September 2025).
- Perotti, R., Barrio, et al. (2010) 'Theoretical and experimental analysis of the physics of water rockets', *European Journal of Physics*, 31, pp. 1131–1147. doi:10.1088/0143-0807/31/5/015.
- Prusa, J. (2000) 'Hydrodynamics of a water rocket', *SIAM Review*, 42(4), pp. 719–726. Available at: <http://www.siam.org/journals/sirev/42-4/34822.html> (Accessed: 10 April 2025).
- R. Lin, C. Wang, F. Liu and Y. Xu (2010) 'A new numerical method of nonlinear equations by four order Runge-Kutta method', in *Proceedings of the 2010 IEEE International Conference on Industrial Engineering and Engineering Management*, Macao, China, pp. 1295–1299. doi:10.1109/IEEM.2010.5674394.
- Utsav, Alnouti and Muflehi (2020) 'Prediction of water rocket performance', in *2020 IEEE International Conference on Applied Sciences and Engineering Technology (ASET)*, Dubai. doi:10.1109/ASET48392.2020.9118275.
- Permendikdasmen (2025) *Peraturan Menteri Pendidikan Dasar dan Menengah Nomor 13 Tahun 2025*.