

ISSN: 2087-0922  
Vol. 1 No. 1 Juni 2010

# PROSIDING

## Seminar Nasional Sains dan Pendidikan Sains

- Bidang:
- Fisika
  - Kimia
  - Matematika
  - Pendidikan Fisika
  - Pendidikan Matematika

Editor:

Dr. Adi Setiawan, M.Sc.  
Dr. Hanna A. Parhusip, M.Sc.  
Didit Budi Nugroho, M.Si.  
Lilik Linawati, M.Kom.  
Tundjung Mahatma, M.Kom.  
Yohanes Martono, M.Sc.  
Adita Sutresno, M.Sc.  
Dra. Marmi Sudarmi, M.Si.



FAKULTAS SAINS DAN MATEMATIKA  
Universitas Kristen Satya Wacana  
Jln. Diponegoro 52-60 Salatiga 50711 Jawa Tengah  
Telp.: (0298) 7100396, Fax.: (0298) 321433  
E-mail: sbas@staff.uksw.edu

**PROSIDING**  
**SEMINAR NASIONAL SAINS DAN PENDIDIKAN SAINS**

**Dewan Redaksi/Editor :**

Dr. Adi Setiawan, M. Sc

Dr. Hanna A. Parhusip, M. Sc

Didit Budi Nugroho, M. Si

Lilik Linawati, M. Kom

Tundjung Mahatma, M. Kom

Yohanes Martono, M. Sc

Adita Sutresno, M. Sc

Dra. Marmi Sudarmi, M. Si

**Alamat Redaksi :**

**Fakultas Sains dan Matematika**

Universitas Kristen Satya Wacana

Jl. Diponegoro 52-60 Salatiga 50711 Telp 0298-321212 ext 368/Fax : 0298-321433

## ROKET AIR: PENGARUH TEMPERATUR AIR PADA KETINGGIAN ROKET

A. Prasetyadi

Jurusan Fisika, Fakultas Sains dan Teknologi, Universitas Sanata Dharma

pras@staff.usd.ac.id

### ABSTRAK

Studi komputasi penerbangan roket air dengan perbaikan terhadap model yang ditawarkan Strutz dengan menggunakan MATLAB dilakukan dengan melibatkan temperatur awal propelan sebagai variabel. Pengaruh temperatur propelan diuji dengan variasi temperatur air  $10^{\circ}\text{C}$ ,  $20^{\circ}\text{C}$ ,  $30^{\circ}\text{C}$ ,  $40^{\circ}\text{C}$ ,  $50^{\circ}\text{C}$  dengan menggunakan tekanan, fraksi air dan massa air yang dianggap tetap. Hasil pengujian pada variasi temperatur tersebut menunjukkan bahwa semakin tinggi temperatur awal air, roket dapat menempuh jarak semakin jauh. Pada fasa I saat gaya dorong ditentukan oleh semburan air, temperatur tidak berpengaruh pada unjuk kerja roket. Waktu berakhirnya fasa I, ketinggian akhir fasa I dan tekanan udara yang tersisa saat berakhirnya fasa I tidak terpengaruh. Fasa III saat roket meluncur ke atas dalam keadaan tanpa dorongan tidak terpengaruh banyak. Fasa IV, saat roket turun mengikuti percepatan gravitasi juga tidak banyak terpengaruh. Tetapi fasa II, saat gaya dorong dihasilkan semata – mata dari semburan gas yang terkompresi sangat dipengaruhi oleh temperatur awal. Kecepatan maksimum pada akhir fasa II yang tercapai dengan meningkatnya temperatur, justru menurun. Fasa II berlangsung semakin panjang. Ketinggian saat fasa II berakhir bertambah, hal yang sama berlaku juga untuk ketinggian maksimumnya sehingga secara keseluruhan suhu awal yang lebih tinggi memungkinkan roket air dapat terbang lebih tinggi sekalipun tidak signifikan.

Keywords: Roket Air, Simulasi, MATLAB,

### PENDAHULUAN

Roket air dapat menjadi sarana belajar fisika yang menyenangkan. Aspek – aspek mekanika, termodinamika, komputasi dapat dilibatkan secara bersama – sama dan didiskusikan [1,2,3]. Untuk mendapatkan gambaran yang cukup detil mengenai aspek – aspek tersebut, dikembangkan even prediktor penerbangan roket air. Prediktor juga berguna untuk memperkirakan unjuk kerja roket air dan dikembangkan sebagai suatu sistem simulasi.

Secara umum, penerbangan roket air dianggap tersusun dari 4 fasa penerbangan. Fasa I dan II adalah fasa saat masih terdapatnya gaya dorong. Pada fasa I, diasumsikan gaya dorong hanya disebabkan oleh air yang tersembur keluar. Fasa II memiliki gaya dorong yang disebabkan oleh ekspansi gas yang mengalami kompresi dan tersembur keluar. Fasa III adalah fasa penerbangan bebas yang mempunyai arah ke atas untuk mencapai ketinggian maksimal. Fasa IV adalah saat roket air meluncur ke bawah.

Prediktor yang diusulkan oleh Strutz dan diadopsi oleh Prasetyadi berhasil menggambarkan keberadaan 4 fasa penerbangan roket air tersebut. Pengembangan prediktor dalam Matlab memberikan hasil yang lebih baik daripada yang dikerjakan oleh Strutz dengan menggunakan *spreadsheets*. Sekalipun demikian, kedua pendekatan tersebut masih menyisakan persoalan pada fasa II yang mempunyai kesalahan sangat tinggi. Terkait dengan hal tersebut, Prasetyadi mengusulkan penerapan temperatur dan perubahan massa jenis fluida akibat kompresi sebagai salah satu cara untuk mengurangi kesalahan pada fasa II [4]. Perubahan massa jenis mampu meningkatkan akurasi fasa II [5].

Efek temperatur pada peristiwa ekspansi yang menjadi dasar kerja roket air ditentukan melalui persamaan gas umum. Menurut persamaan gas umum dengan udara diasumsikan sebagai gas ideal, massa jenis fluida dipengaruhi temperatur serta tekanan, dan ditentukan melalui

$$\rho = \frac{P}{R_1 T} \quad (1)$$

dengan  $R_1 = \frac{M_A N_A}{R}$ , dengan  $M_A$  adalah massa rata-rata molekul gas dan  $N_A$  adalah bilangan Avogadro. Akibatnya, persamaan gerak roket air menjadi

$$M a = v_e \frac{dM}{dt} - M \cdot g - F_{drag} \quad (2)$$

dengan  $M = M_{r} + M_{air} + M(P, T)_{udara}$  yang merupakan massa total. Suku terakhir menunjukkan bahwa massa udara dipengaruhi temperatur dan tekanan. Sedangkan pengaruh temperatur dan tekanan pada massa air diabaikan.

Penerapan temperatur awal air pada sistem even prediktor memunculkan pertanyaan terkait peningkatan unjuk kerja yang dapat diperoleh. Peningkatan temperatur awal dapat dipandang juga sebagai pemberian energi tambahan pada sistem termodinamik. Gaya dorong diperoleh melalui ekspansi yang dianggap adiabatik yang dapat dipandang sebagai kerja yang dilakukan sistem.

#### METODE

Pengaruh temperatur terhadap penerbangan roket air dilakukan dengan melakukan simulasi dengan menggunakan even prediktor yang dikembangkan dari model yang ditawarkan oleh Strutz. Modifikasi dilakukan dengan menerapkan efek kompresi pada massa jenis gas. Temperatur awal juga diberikan pada sistem. Temperatur berubah karena ekspansi yang dianggap adiabatik.

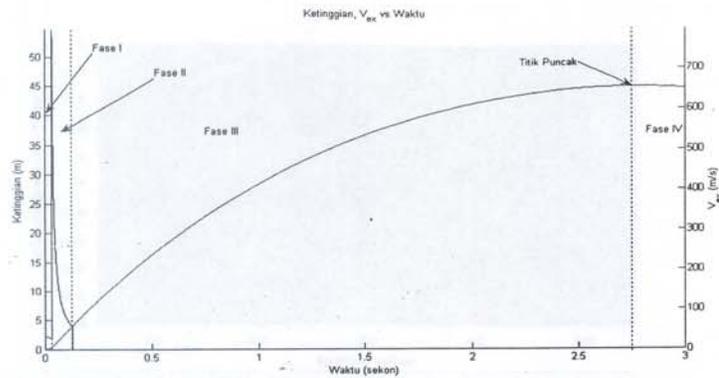
Pengujian dilakukan pada model roket *shooting* yang diluncurkan secara vertikal dengan tekanan fluida pada 6 bar. Volume air adalah 0.4 dari seluruh volume roket. Lingkungan diasumsikan berada pada 1 atm.

Komputasi dilakukan dengan delta  $t = 0.0001$  detik untuk fasa I dan II. Fasa III dan IV dipakai delta  $t = 0.001$  detik. Pengubahan waktu sampling untuk membuat simulasi berjalan lebih cepat.

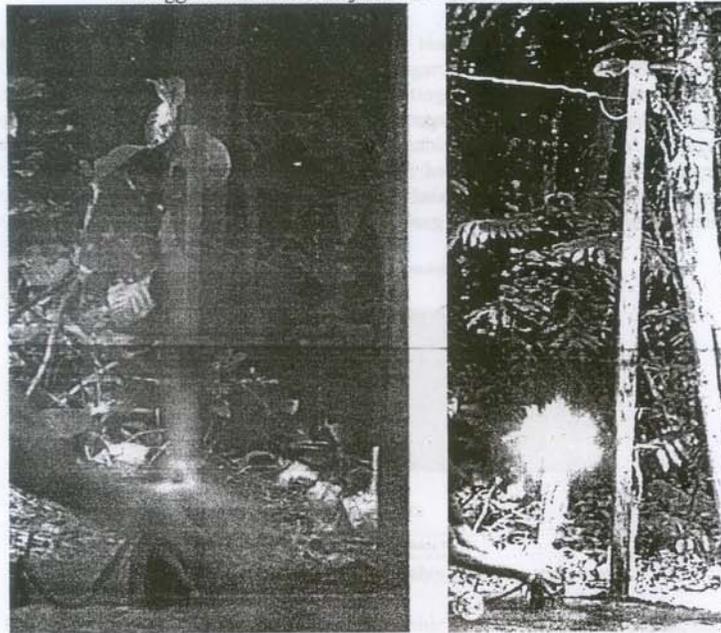
Parameter temperatur divariasi pada  $T = 10, 20, 30, 40, 50$  °C. Parameter keluaran yang dicatat adalah kecepatan roket, kecepatan semburan fluida, gaya dorong dan trayektori roket. Kecepatan semburan fluida dipakai sebagai penentu batas fasa I dan II. Sedangkan batas fasa III dan IV diperoleh dari trayektorinya. Lama masing-masing fasa ditentukan dari waktu iterasi pada masing-masing fasa.

#### HASIL DAN DISKUSI

Keberadaan fasa I, II, III, IV ditunjukkan dengan grafik trayektori yang diplot bersama dengan kecepatan semburan fluida pada gambar 1. Fasa I merupakan saat peluncuran sampai semburan air habis. Pada fasa ini, disemurkan dengan kecepatan tinggi karena ekspansi gas. Fasa II adalah saat semburan udara saja. Fasa III dibatasi oleh saat semburan udara habis sampai roket mencapai ketinggian maksimal. Fasa IV dimulai dari posisi ketinggian maksimal sampai roket menyentuh ke tanah.

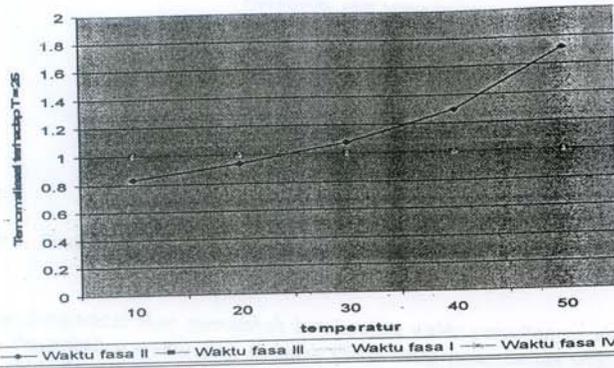


Gambar 1. Grafik ketinggian roket yang diplot bersama dengan kecepatan fluida yang disemurkan. Perubahan kecepatan fluida yang disemurkan menjadi batas fasa I dan fasa II. Ketinggian maksimal menjadi batas fasa III dan fasa IV.



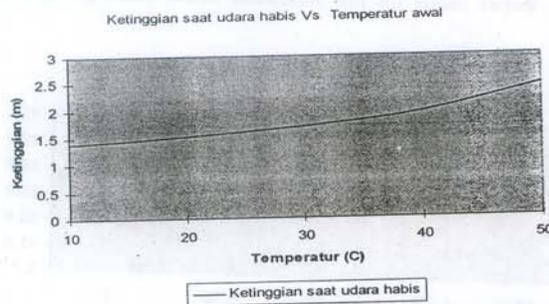
Gambar 2.a. Fasa I, roket meluncur dengan menggunakan gaya dorong yang dihasilkan oleh semburan air. 2.b. Fasa II, roket meluncur dengan menggunakan gaya dorong yang dihasilkan oleh semburan udara saja.

Kenaikan temperatur membuat fasa II berlangsung lebih lama. Lama fasa II bertambah secara eksponensial terhadap peningkatan temperatur awal. Pada  $T = 50^{\circ}\text{C}$ , lama waktu fasa II berlangsung 2 kali lama fasa II pada  $T = 10^{\circ}\text{C}$ . Pengaruh temperatur pada lama masing – masing fasa dinyatakan dalam grafik pada gambar 3. Nampak bahwa fasa II mengalami penambahan waktu yang cukup signifikan dengan peningkatan temperatur awal. Pada temperatur awal  $10^{\circ}\text{C}$ , waktu fasa II berkisar 0.8 kali fasa II pada temperatur  $25^{\circ}\text{C}$  yang dianggap sebagai temperatur ruang. Pada temperatur  $50^{\circ}\text{C}$ , waktu fasa II telah menjadi 2 kali lipatnya.



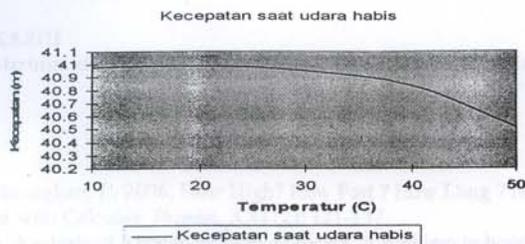
Gambar 3. Grafik fasa I, II, III, IV terhadap temperatur yang dinormalisasi terhadap masing – masing fasa pada  $T = 25^{\circ}\text{C}$ .

Lama fasa II yang bertambah seiring penambahan temperatur awal juga mengakibatkan ketinggian roket saat fasa II berakhir bertambah. Pengaruh temperatur pada ketinggian saat udara habis ( fasa II ) ditunjukkan oleh gambar 4. Ketinggian berakhirnya fasa II bertambah secara eksponensial. Ini berarti bahwa peningkatan temperatur akan berpengaruh signifikan sampai waktu semburan selesai. Ketinggian saat habisnya udara dengan menggunakan temperatur awal  $10^{\circ}\text{C}$  sekitar 85 % ketinggian saat habisnya udara dengan menggunakan temperatur awal  $25^{\circ}\text{C}$ . Sementara ketinggian saat habisnya udara dengan menggunakan temperatur awal  $50^{\circ}\text{C}$ , hampir 2 kali lipat ketinggian yang dicapai jika temperatur awalnya  $10^{\circ}\text{C}$ .



Gambar 4. Grafik ketinggian saat udara habis terhadap temperatur.

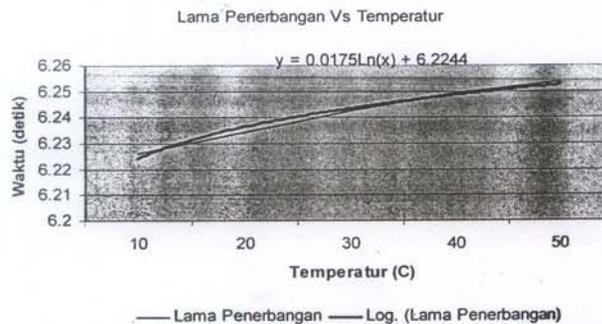
Meskipun fasa II bertambah, kecepatan roket pada akhir fasa II berkurang sekalipun tidak signifikan. Hal ini mengkonfirmasi perubahan lama fasa III yang relatif kecil dengan pertambahan temperatur awal fluida. Pengaruh temperatur pada kecepatan saat udara habis dinyatakan oleh grafik kecepatan saat udara habis pada gambar 4. Kecepatan roket saat udara habis ( berakhirnya fasa II ) semakin rendah untuk temperatur awal semakin tinggi. Hal ini berarti, fasa III ( saat terbang bebas ) dimulai dengan momentum yang lebih kecil. Pada dasarnya fasa III berlangsung lebih pendek, walaupun tidak signifikan. Ini menunjukkan bahwa pengaruh *drag* pada fasa II tidak cukup besar dibandingkan *thrust* yang dihasilkan [2,5]. Jika *drag* berpengaruh signifikan pada fasa II, tidak akan terjadi penambahan lama fasa II yang berarti.



Gambar 5. Grafik pengaruh temperatur pada kecepatan saat berakhirnya fasa gaya dorong.

Penambahan temperatur akan menambah keseluruhan waktu penerbangan namun tidak secara signifikan. Penambahan waktu fasa II, tidak diikuti oleh penambahan waktu fasa III karena kecepatan akhir fasa II justru menurun dengan makin tingginya temperatur awal. Turunnya kecepatan di akhir fasa II disebabkan oleh makin lamanya fasa II. Fasa II berlangsung amat singkat dan menjadi satu – satunya fasa yang dipengaruhi secara signifikan oleh temperatur awal. Fasa II, menurut Watanabe tidak berperan signifikan pada keseluruhan penerbangan roket air [9].

Grafik perbandingan lama penerbangan terhadap temperatur (gambar 5) juga menunjukkan bahwa penambahan temperatur tidak secara signifikan berpengaruh pada lama penerbangan. Penambahan waktu merupakan fungsi logaritma natural. Dengan demikian ada batas tertentu yang mengakibatkan penambahan temperatur tidak lagi berpengaruh pada penambahan lama penerbangan. Hal ini diperkirakan saat *drag* pada fasa II sudah secara signifikan berpengaruh sehingga penambahan lama fasa II akan terkompensasi oleh pengurangan fasa III. Pada temperatur yang memungkinkan untuk dilakukan, hal itu belum terjadi pada model roket *shooting*.



Gambar 5. Perbandingan lama penerbangan dengan temperatur awal berbeda – beda dengan fungsi logaritma.

### KESIMPULAN

Studi komputasi terhadap pengaruh temperatur awal pada unjuk kerja roket air menunjukkan bahwa semakin tinggi temperatur air yang dipergunakan, roket mempunyai kemungkinan akan terbang lebih tinggi. Temperatur berpengaruh besar pada fasa II. Fasa II dapat berlangsung lebih lama dengan meningkatnya temperatur. Sekalipun demikian, temperatur tidak serta merta secara signifikan mempengaruhi kemampuan roket untuk meluncur. Hal ini disebabkan pengaruh fasa II pada momentum roket keseluruhan tidaklah signifikan. Studi yang lebih realistis tentang roket air baik untuk dilakukan untuk memahami fenomena daerah *thrust*.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada DIKTI untuk dukungan dana melalui Penelitian Dosen Muda.

DAFTAR PUSTAKA

- [1]. Ashline, G., Ellis-Monaghan, J., 2006, How High? How Fast ? How Long ? Modeling Water Rocket Flight with Calculus, *Primus*, XXI (2): 121-137
- [2]. Finney, G.A., 2000, Analysis of a water-propelled rocket: A problem in-honors Physics, *Am. J. Phys.*, 68 (3): 223 – 227.
- [3]. Kagan, D., Louis, B., Lynda, K., 1995, Soda-Bottle Water Rocket, *The Physics Teacher.*, 33 :150 – 157.
- [4]. A. Prasetyadi, Niken Sawitri, 2009, Simulasi Even Penerbangan Roket Air dengan Prediktor Iteratif Berbasis MATLAB, *Prosiding Seminar Nasional Sains dan Pendidikan Sains IV*, Salatiga, 13 Juni 2009.
- [5]. A. Prasetyadi, 2009, Simulasi Fasa II Even Penerbangan Roket Air dengan Prediktor Iteratif Berbasis MATLAB, diajukan untuk diterbitkan dalam *Journal Sigma*.
- [6]. Sawamool, B., Somsrida, P., Optimizing the Performance of Water Rocket with Drag, The 4th Aerospace Conference of Thailand, 22 March 2008
- [7]. Strutz, C., \_\_\_\_\_, Iterative Predictors of Water Rocket Flight Events, <http://www.schulphysik.de/strutz/predictors.pdf>, diakses 8 April 2009.
- [8]. Takayuki, O., Umemura, A., 2001, Parametric Study of Water Rocket for Optimum Flight, *JJSASS.*, 49 (574), 382-387
- [9]. Watanabe, R., Tomita, N., Takemae, T., 2003, Thrust Characteristic of Water Rocket and Their Improvement, *JJSASS* .,51 (593), p314-320