

Salatiga, 13 Juni 2009

PROSIDING

Seminar Nasional
Sains dan Pendidikan Sains IV

23 Juli 2009

Jurnal Sains yang Menantang dan Memantang

Editor:

Dr. Adi Setiawan, M.Sc.

Dr. A. Ign. Kristijanto, M.S.

Dr. Ferdy S. Rondonuwu, S.Pd., M.Sc.

Didit Budi Nugroho, S.Si., M.Si.

Wahyu Hari Kristiyanto, S.Pd., M.Pd.

Diselenggarakan oleh:

Jurnal Sains dan Matematika

PROSIDING SEMINAR NASIONAL

Sains dan Pendidikan Sains IV:

"Pembelajaran Sains yang Menarik dan Menantang"

Diterbitkan oleh:

Fakultas Sains dan Matematika

Universitas Kristen Satya Wacana

Tahun 2009

ISBN: 978-979-1098-63-9

Sains dan Pendidikan Sains IV
Fakultas Sains dan Matematika UKSW
13 Juni 2009

Kelembutan Halaman 128-127

Penyaji	Judul Makalah	Halaman
Yuliana, dkk	Pembelajaran Sains yang Menarik dan Menantang	128-130
Rizki Nurcahyo	Transparansi sebagai Aspek dari Kemampuan Berpikir Kritis	131-133
Indah Dinda Wicakanti, Mikhael Nugroho	Melakukan Penelitian sebagai Pembelajaran Sains Vertikal pada Daerah Istimewa Lampung	134-136
Endang Liliandari, Fanny Laili, Eun Winda, Indira M. Alghani	Studi Eksperimental dengan Wujud Cahaya pada SMPN 10	137-139
K. Pratiwi, S. Mikhael Nugroho	Kelembutan dan Keterampilan Berpikir Kritis dalam Penelitian Sains di Daerah Istimewa	140-142
Andi Nur, Eriyanto, Fery P. Christanto	Model Pembelajaran Sains yang Menarik dan Menantang sebagai Aspek dari Kemampuan Berpikir Kritis	143-145
Indira M. Alghani	Kelembutan dan Keterampilan Berpikir Kritis dalam Penelitian Sains	146-148
Indira M. Alghani	Kelembutan dan Keterampilan Berpikir Kritis dalam Penelitian Sains	149-151

KATA PENGANTAR

Seminar Nasional Sains dan Pendidikan Sains IV telah diadakan di Universitas Kristen Satya Wacana Salatiga pada tanggal 13 Juni 2009 dalam rangka Dies Natalis ke-17 Fakultas Sains dan Matematika UKSW. Seminar yang bertema "**Pembelajaran Sains yang Menarik dan Menantang**" ini dihadiri oleh sekitar 250 peserta dari berbagai Perguruan Tinggi di Jawa (Negeri dan Swasta) maupun dari kalangan pendidik dengan 3 (tiga) makalah utama dan 101 makalah yang dipresentasikan paralel.

Seminar nasional ini diselenggarakan sebagai perwujudan dedikasi Fakultas Sains dan Matematika UKSW yang diselenggarakan dalam bentuk kegiatan rutin tahunan. Tujuannya adalah memfasilitasi dan melakukan pembekalan dasar-dasar matematika, sains, dan teknologi serta teknik pembelajaran yang kokoh kepada calon tenaga profesional, praktisi, guru, dan mahasiswa. Dalam prosiding seminar ini semua makalah yang dipaparkan dan digagas telah dibukukan.

Tertumpu harapan semoga prosiding ini dapat bermanfaat bagi perkembangan ilmu pengetahuan dan teknologi serta menjadi salah satu acuan yang bermanfaat bagi peneliti, profesional, mahasiswa dan guru dalam tugas dan pengembangan profesinya.

Salatiga, Juli 2009
Ketua Panitia,

Dr. A. Ign. Kristijanto, MS

SIMULASI EVEN PENERBANGAN ROKET AIR DENGAN PREDIKTOR ITERATIF BERBASIS MATLAB

A. Prasetyadi¹ dan Niken Sawitri

Jurusan Fisika, Universitas Sanata Dharma, Yogyakarta

¹E-mail: pras@staff.usd.ac.id

Abstrak. Sebuah prediktor even-even penerbangan roket air dibuat dengan MATLAB dan memberikan hasil *benchmark* yang baik. Prediktor ini mampu menunjukkan adanya fase-fase penerbangan roket air berupa *thrust I* dan *II*, *coast* dan *descent*. Hasil yang diperoleh menunjukkan adanya kesesuaian dengan *benchmark* dan memberikan hasil yang lebih baik daripada prediktor yang dikembangkan oleh Strutz kecuali pada kecepatan air dan udara saat keduanya habis pada fase masing-masing. Hasil yang diperoleh juga menunjukkan bahwa fase ke-2 kurang dapat didekati dengan metode iterasi yang dipergunakan. Terjadi keterlambatan response pada fase ke-2 ini.

1. Pengantar

Roket air sering dipergunakan sebagai sarana belajar fisika yang menyenangkan dan bersifat nyata [1,2,3]. Namun tidak mudah untuk mendapatkan gambaran yang cukup detail terhadap peristiwa-peristiwa penerbangan roket air karena sifat persoalan roket air yang non-linear. Untuk mengatasi hal tersebut, dibuat prediktor even penerbangan roket air yang dapat dijadikan alat bantu dalam proses belajar fisika melalui roket air.

Prediktor even pada dasarnya adalah pendekatan numerik untuk menggambarkan peristiwa-peristiwa yang terjadi pada peluncuran roket air. Dengan prediktor hendak digambarkan dalam runtun waktu peristiwa-peristiwa dalam peluncuran roket air. Dapat pula diperoleh keadaan-keadaan yang menjadi parameter roket air pada waktu tertentu.

Parameter yang dipergunakan dalam prediktor even peluncuran roket air biasanya merupakan parameter-parameter fisis yang terjadi pada saat tertentu dalam peluncuran roket air. Parameter ini dapat berupa parameter dinamis maupun parameter termodinamis. Parameter dinamis dapat berupa kecepatan luncur, ketinggian dan percepatan luncur. Sedangkan parameter termodinamika yang terdapat meliputi tekanan udara, kecepatan sembur, volume udara.

2. Teori Roket Air

Roket air adalah suatu roket yang diluncurkan dengan tenaga yang berasal dari kompresi udara. Karena menggunakan propelan berupa udara yang ditekan dan air, roket jenis ini akan memiliki gaya dorong (*thrust*) yang berubah dengan waktu karena perubahan tekanan dan massa propelannya. Perubahan massa propelan roket air tidak konstan, tetapi merupakan fungsi non-liner. Perubahan massa propelan yang bersifat tidak linear inilah yang membedakan roket air dengan roket-roket jenis lain.

Karena komposisi propelan roket air, penerbangan roket air didekati menjadi 4 fase. Fase I dan II adalah fase gaya dorong. Dengan asumsi bahwa mula-mula air saja yang disemburkan, fase I dikenal sebagai fase gaya dorong yang dihasilkan oleh semburan air. Fase II merupakan fase gaya dorong yang dihasilkan oleh semburan gas. Fase III adalah fase terbang bebas, yaitu saat roket tidak lagi menghasilkan gaya dorong, tetapi mempunyai arah gerak positif. Fase ini dibatasi oleh kecepatan vertikal 0. Fase IV merupakan fase roket kembali bergerak ke bawah.

2.1 Gaya Dorong

Gaya dorong dihasilkan oleh semburan air maupun gas karena ekspansi gas yang termampatkan. Gaya dorong diperoleh melalui perubahan momentum persatuan waktu, sehingga memenuhi

$$T = \left| v_e \frac{dM}{dt} \right|$$

Dengan v_e adalah kecepatan semburan fluida (gas atau air) yang keluar melalui nozel. Sedangkan kecepatan semburan fluida, dengan asumsi memenuhi persamaan Bernoulli untuk fluida tidak terkompresi, dipenuhi oleh persamaan

$$v_e = \sqrt{\frac{2(P - P_a)A}{\rho}} \quad (2)$$

dengan A adalah penampang nozel, P adalah tekanan di dalam roket, P_a adalah tekanan di luar dan ρ adalah massa jenis fluida yang disemburkan.

Selain ditentukan oleh parameter-parameter di atas, gaya dorong yang dihasilkan oleh roket juga dipengaruhi oleh keberadaan *drag* dan gravitasi. *Drag* merupakan gaya hambat yang muncul pada suatu sistem yang bergerak di dalam fluida. Dalam kasus ini adalah udara.

2.2 Drag

Gaya hambat (*drag*) merupakan konsekuensi adanya udara di atmosfer. Sifat *drag* adalah fungsi kuadrat kecepatan, sehingga sering dinyatakan sebagai

$$F_{drag} = \frac{1}{2} \rho C_d A v^2$$

Selain ditentukan oleh kecepatan frontal udara, gaya hambat ini ditentukan juga oleh koefisien hambat yang dipengaruhi oleh bentuk benda, luas permukaan dan massa jenis udara.

2.3 Persamaan Penerbangan Roket Air

Karena pengaruh *drag* dan gravitasi, gaya dorong efektif mempunyai bentuk

$$T = \frac{dp}{dt} - M g - F_{drag}$$

Dengan $\frac{dp}{dt} = -M \frac{dv}{dt} + v_e \frac{dM}{dt}$, maka persamaan gerak roket air akan berbentuk

$$M a = -M \frac{dv}{dt} + v_e \frac{dM}{dt} - M g - F_{drag}$$

2.4 Prediktor Iteratif Menggunakan Matlab

Persamaan gerak di atas, memberikan percepatan

$$a = \frac{T}{M}$$

Percepatan ini dapat dipergunakan untuk mendapatkan kecepatan dengan menggunakan

$$v = v_0 + a \Delta t.$$

Hal yang analog juga berlaku untuk ketinggian.

Dengan asumsi bahwa ρ air tetap, dan memanfaatkan

$$P = P_0 \left| \frac{V_0}{V} \right|$$

dan

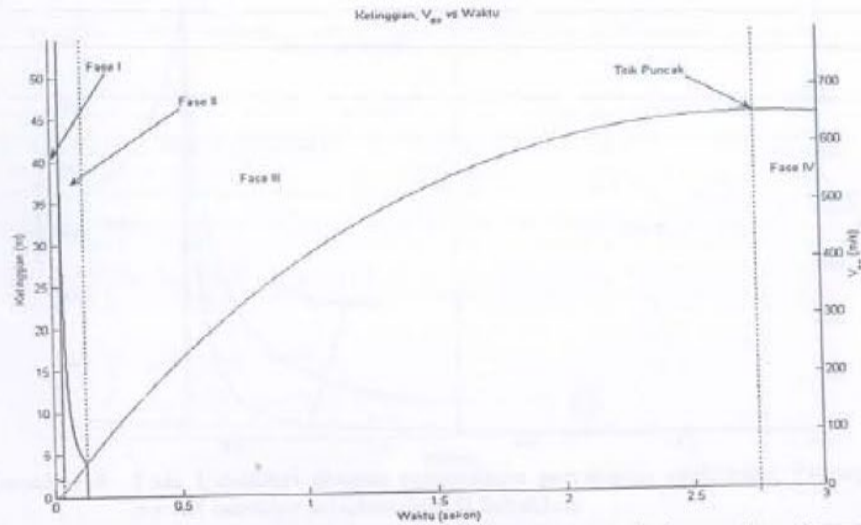
$$V = \frac{M - dM}{\rho}$$

dapat dilakukan proses iterasi untuk memprediksi even-even penerbangan roket air. Asumsi yang dipergunakan adalah semburan air tidak mengandung udara, sehingga dapat dibedakan dengan jelas fase I dan II. Selain itu, fluida yang disemurkan dianggap tidak mengalami turbulensi sehingga persamaan (2) berlaku.

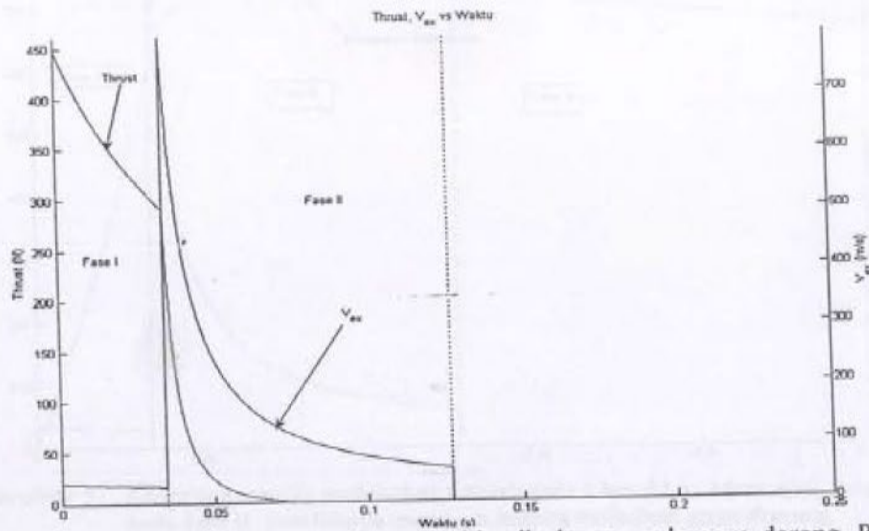
3. Analisis

Sebagaimana hasil yang diperoleh dengan menggunakan prediktor Strutz, prediktor ini dapat juga menunjukkan fase-fase pada peluncuran roket air. Fase I, ditandai dengan semburan air. Fase ini diakhiri dengan semburan gas saja yang menandai dimulainya fase II. Fase III ditandai dengan gerakan roket menuju puncak, meskipun sudah tidak mempunyai lagi semburan atau gaya dorong. Setelah itu roket menjalani fase IV yaitu arah penerbangan yang menurun, sampai mendarat. Pola penerbangan roket air ini ditunjukkan oleh Gambar 1 yang merupakan grafik ketinggian dan kecepatan sembur (V_{ex}) lawan waktu.

Fluida yang disemurkan menghasilkan gaya dorong. Ketiadaan fluida yang disemurkan sebagai hasil ekspansi gas memberikan gaya dorong yang nol juga. Pola kecepatan sembur dan gaya dorong juga identik. Pada fase I penurunan gaya dorong mendekati linear, sedangkan pada fase II eksponensial negatif. Gaya dorong berkurang melewati 0 lebih dahulu daripada kecepatan semburan. Hal ini nampak pada Gambar 2 yang membandingkan pola gaya dorong dan kecepatan semburan.



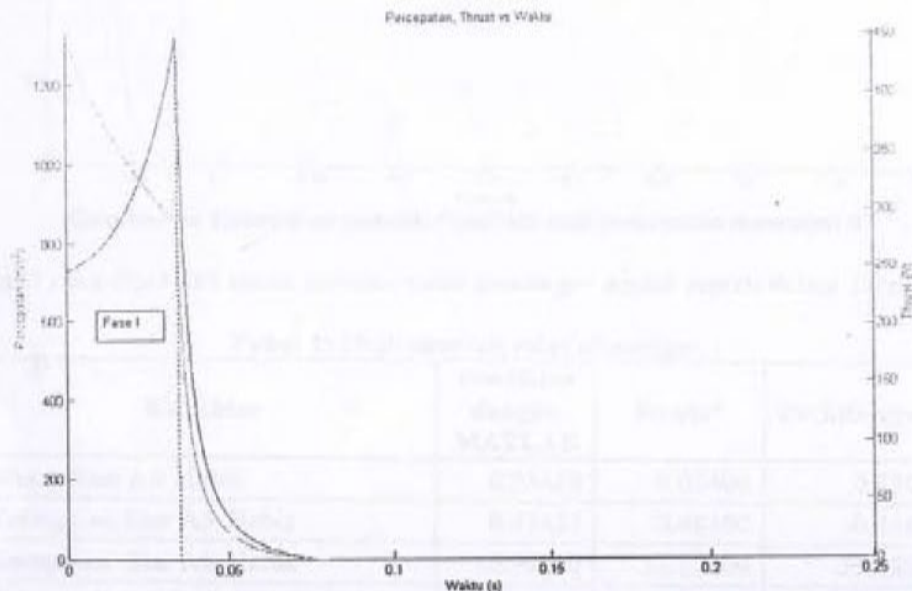
Gambar 1: Ketinggian dan Kecepatan sembur fluida terhadap waktu. Kecepatan sembur yang berbeda antara fase I dan II menunjukkan perbedaan fluida yang disemurkan.



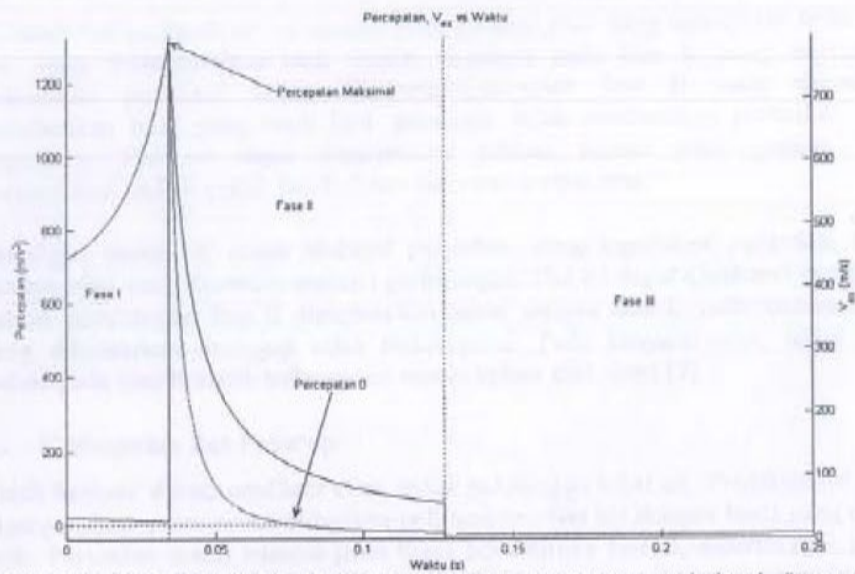
Gambar 2: Pola kecepatan sembur yang identik dengan pola gaya dorong. Pada fase I keduanya mendekati menurun secara linear dan pada fase II menurun secara eksponensial.

Percepatan yang dihasilkan oleh semburan tidak analog dengan gaya dorong yang diperoleh dari semburan. Hal ini disebabkan oleh efek massa yang berubah akibat semburan. Perubahan massa pada fase I lebih dominan daripada perubahan gaya dorong, sehingga sekalipun gaya dorong menurun, roket mengalami percepatan yang positif. Hal ini sekaligus juga menunjukkan belum besarnya pengaruh *drag* [2,5].

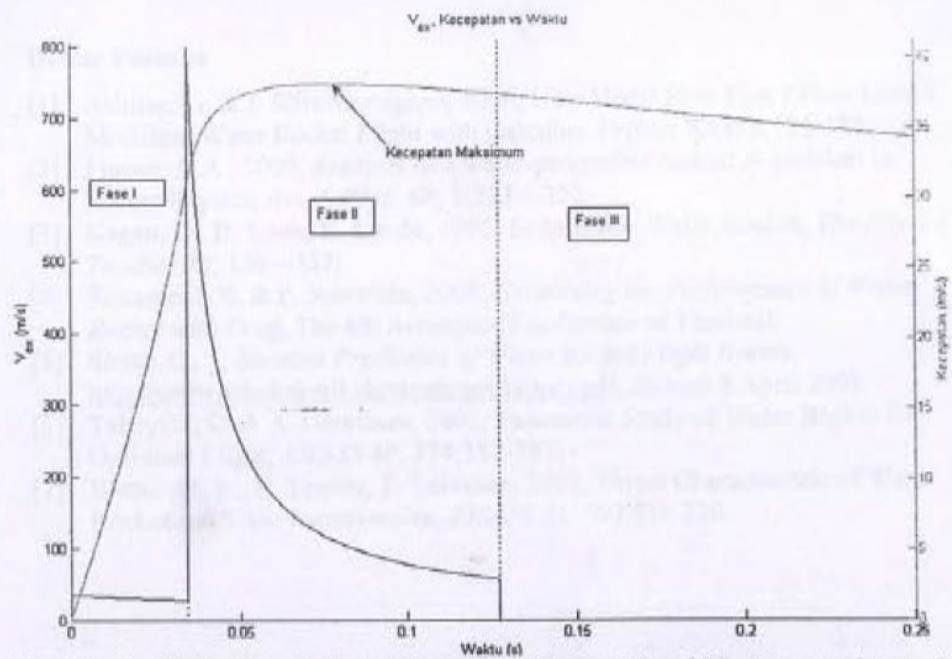
Berakhirnya gaya dorong sekaligus mengakhiri percepatan positif roket (Gambar 3). Hal ini terjadi sebelum fase II berakhir (Gambar 4). Ini menunjukkan bahwa sekalipun kecepatan sembur cukup tinggi, karena massa jenis yang kecil mengakibatkan tidak dipunyai momentum yang cukup besar sehingga gaya dorongnya kecil.



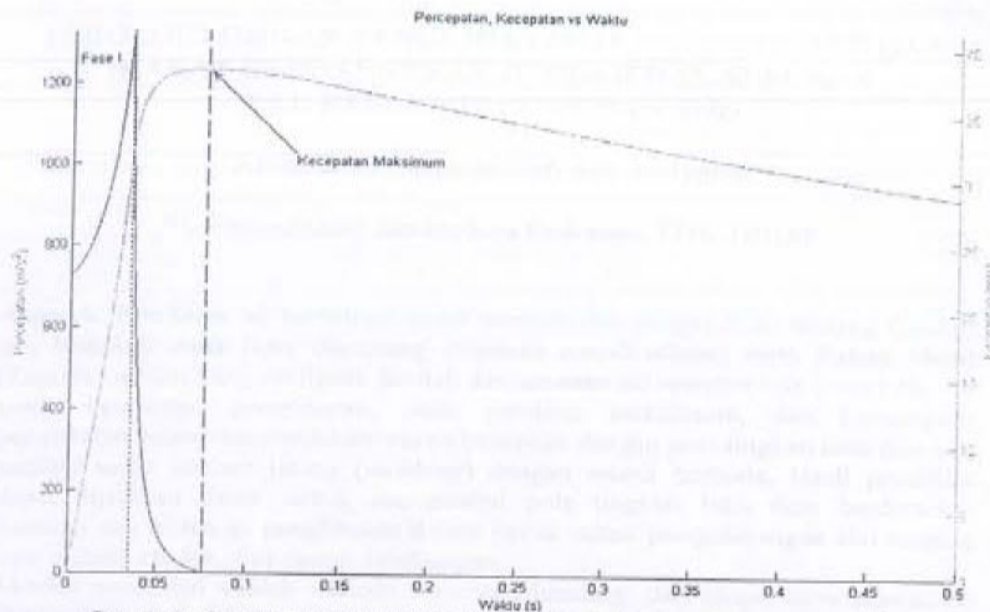
Gambar 3: Pada fase I, berkurangnya massa air yang disemburkan lebih besar pengaruhnya daripada berkurangnya gaya dorong karena perubahan tekanan gas. Perubahan fase I ke II ditandai dengan perubahan pola pada percepatan dan gaya dorong. Kedua grafik juga melewati 0 secara bersama-sama



Gambar 4: Fase I diakhiri dengan tercapainya percepatan maksimal. Percepatan positif berakhir sebelum fase II berakhir.



Gambar 5: Kecepatan masih meningkat setelah fase I berakhir. Mencapai puncak pada fase II. Setelahnya menurun karena ketiadaan gaya dorong.



Gambar 6: Kecepatan puncak diperoleh saat percepatan mencapai 0.

Hasil yang diperoleh untuk simulasi roket *shooting* adalah seperti dalam Tabel 1.

Tabel 1: Hasil simulasi roket *shooting*.

Karakter	Prediktor dengan MATLAB	Strutz*	Perhitungan*
Waktu Saat Air Habis	0.03410	0.03400	0.03000
Ketinggian Saat Air Habis	0.47457	0.48100	0.44600
Kecepatan Saat Air Habis	30.96300	31.12200	35.39500
Tekanan Saat Air Habis	3.88E+05	3.88E+05	388663
Waktu Saat Udara Habis	0.12700	0.14900	0.05200
Ketinggian Saat Udara Habis	3.95860	4.77600	0.55400
Kecepatan Saat Udara Habis	37.48500	37.02000	45.46300
Ketinggian Maksimum	44.74600	43.75500	45.27400
Waktu Mencapai Ketinggian Maksimum	2.76910	2.74900	2.79500
Waktu Menyentuh Tanah	6.08310	5.99900	6.13200
Kecepatan Saat Menyentuh Tanah	-22.89000	-22.74800	-22.96100

*) diadaptasi dari [5]

Nampak bahwa prediktor ini mampu memberikan hasil yang sesuai dan lebih baik dari yang dikembangkan oleh Strutz, terutama pada fase II yang merupakan kelemahan prediktor Strutz. Parameter-parameter fase II yang digunakan memberikan hasil yang lebih baik sekalipun tidak memberikan perbaikan yang signifikan. Hal ini dapat dikarenakan pilihan bahasa pemrograman yang berimplikasi pada masalah pembulatan dan representasi data.

Sekalipun demikian, masih terdapat perbedaan yang signifikan pada fase II ini dengan nilai yang diperoleh melalui perhitungan. Hal ini dapat dipahami mengingat bahwa perhitungan fase II diperlakukan sama dengan fase I, yaitu bahwa fluida yang dikeluarkan dianggap tidak terkompresi. Pada kenyataannya, udara yang keluar pada fase II masih terkompresi sesaat keluar dari nozel [7].

4. Kesimpulan dan Penutup

Telah berhasil dibuat prediktor even untuk peluncuran roket air. Prediktor ini dapat dipergunakan untuk mensimulasikan peluncuran roket air dengan hasil yang cukup baik. Persoalan masih muncul pada batas berakhirnya fase II, diperkirakan massa jenis udara yang diperhitungkan pada fase ini mempergunakan massa jenis udara terkompresi.

Daftar Pustaka

- [1] Ashline, G. & J. Ellis-Monaghan, 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., B. Louis, K. Lynda, 1995, Soda-Bottle Water Rocket, *The Physics Teacher* **33**; 150 – 157.
- [4] Sawamool, B. & P. Somsrida, 2008, *Optimizing the Performance of Water Rocket with Drag*, The 4th Aerospace Conference of Thailand.
- [5] Strutz, C., *Iterative Predictors of Water Rocket Flight Events*, <http://www.schulphysik.de/strutz/predictors.pdf>, diakses 8 April 2009.
- [6] Takayuki, C. & A. Umemura, 2001, Parametric Study of Water Rocket for Optimum Flight, *JJSASS* **49**; 574:382-387.
- [7] Watanabe, R., N. Tomita, T. Takemae, 2003, Thrust Characteristic of Water Rocket and Their Improvement, *JJSASS* **51**; 593:314-320.

