



SIGMA

JURNAL SAINS DAN TEKNOLOGI

Vol. 13, No. 1, Januari 2010

Arli Aditya Parikesit

PERAN BIOINFORMATIKA DALAM KAJIAN INTERAKSI PROTEIN-PROTEIN

Marina Silalahi

PENGARUH PEMBERIAN ELISITOR EKSTRAK RAGI (*Saccharomyces cerevisiae* Hansen) TERHADAP KANDUNGAN AJMALISIN PADA KULTUR KALUS *Catharantus roseus* (L.) G. Don

Asan Damanik

APLIKASI PRINSIP SIMETRI PADA TRANSFORMASI INVARIAN GAUGE ABELIAN DAN NON-ABELIAN SERTA IMPLIKASINYA TERHADAP HUKUM-HUKUM FISIKA

A. Prasetyadi

SIMULASI FASA II EVEN PENERBANGAN ROKET AIR DENGAN PREDIKTORITERATIF BERBASIS MATLAB

Sri Agustini Sulandari dan Prayitno

KAJIAN SISTEM ELEKTROMAGNET PLATING PADA REDUKSI KONSENTRASI Fe DAN Mn DALAM AIR SUMUR

Martono

VARIASI MUSIMAN ARUS PERMUKAAN DI PERAIRAN SAMUDERA HINDIA

James J. Spillane

AN ECONOMIC PERSPECTIVE ON RECENT ADVANCES IN PHARMACOGEO-NOMICS

A. Bayu Primawan

ALTIMETER DIGITAL BERBASIS MIKROKONTROLER AT89S53

Bernardinus Sri Widodo

PENGOLAHAN ISYARAT JANTUNG BERBASIS WAVELET UNTUK DETEKSIKELAINAN INFARK MENGGUNAKAN METODE HIGH SPEED QRS DETECTION

Dian Artanto

DESIGN AND DEVELOPMENT OF JUMPING MECHANISM

Jurnal sains dan teknologi **SIGMA** diterbitkan dua kali setahun, yaitu pada bulan Januari dan Juli, sebagai wahana komunikasi ilmiah di bidang sains dan teknologi serta lintas-ilmu yang terkait. Penyunting menerima karangan ilmiah dalam bidang-bidang tersebut berupa hasil penelitian, survai, atau telaah pustaka, yang belum pernah dipublikasikan dalam terbitan lain. Penyunting berhak untuk menyunting karangan yang akan dimuat tanpa mengubah isinya. Ketentuan tentang penulisan karangan dapat dibaca pada bagian dalam sampul belakang jurnal ini atau di <http://www.usd.ac.id/06/jurnal/sigma.htm>.

DEWAN PENYUNTING

Pemimpin / Penanggungjawab	: Dr. Drs. (Vet.) Asan Damanik, M.Si.
Wakil Pemimpin / Wakil Penanggungjawab	: Dr. C.J. Soegihardjo, Apt
Sekretaris	: A. Prasetyadi, S.Si., M.Si.
Dewan Penyunting	: Prof. Dr. Frans Susilo, S.J. Prof. Drs. R. Soemantri Ir. Bambang Sutopo, M.Phil Drs. J. Eka Priyatma, M.Sc Ir. Ig. Aris Dwiatmoko, M.Sc Dr. Ign. Edi Santosa, M.Si Ir. F. A. Rusdi Sambada, M.T Dr. Ir. V. Malau, DEA Drs. A. Atmadi, M.Si
Penyunting Pelaksana	: Y. Kristio Budiasmoro, S.Si, M.Si Agnes Maria Polina, S.Kom, M.Sc Y.G. Hartono, S.Si, M.Sc
Sekretaris Administrasi	: A. Yunaeni Mariati, S.E

Alamat Penyunting:

Fakultas Sains dan Teknologi Universitas Sanata Dharma
Kampus III: Paingan, Maguwoharjo, Depok, Sleman.
Teromol Pos 29, Yogyakarta 55002
Telpon: (0274) 883968, 883037. Fax: (0274) 886529
E-mail: sigma@staff.usd.ac.id

Penerbit:

Lembaga Penelitian dan Pengabdian Kepada Masyarakat (LPPM)
Universitas Sanata Dharma
Kampus II: Jl. Affandi, Mrican
Teromol Pos 29, Yogyakarta 55002
Telpon: (0274) 513301, 515352. Fax: (0274) 562383
E-mail: lemlit@staff.usd.ac.id

SIMULASI FASA II EVEN PENERBANGAN ROKET AIR DENGAN PREDIKTOR ITERATIF BERBASIS MATLAB

A. Prasetyadi

Jurusan Fisika, Universitas Sanata Dharma,
Mrican Tromol Pos 29, Yogyakarta 55002. Alamat e-mail: pras@staff.usd.ac.id

Abstract

An event iterative predictor for water rocket flight was developed using MATLAB. This proposed predictor can be used to solve the problem of phase II as well as Strutz performed on spreadsheet. It uses variation of specific mass as the consequence of the compression. Using the initial temperature are 20 °C and 25 °C in Shooter model, it needs 0.06 sec to finish the phase II which enhances accuracy of the prediction is 20 %. It also shows that the temperature decrease when the fluid in water rocket expanding.

Keywords: Water Rocket, phase II, Simulasi, MATLAB

1. Pendahuluan

Strutz menawarkan metode iteratif yang sederhana untuk memprediksi even-even penerbangan roket air. Metode ini berhasil menunjukkan fasa-fasa penerbangan roket air, yaitu fasa *thrust* I dan II, fasa terbang bebas dan fasa pendaratan. Fasa-fasa itu dapat digambarkan dengan baik melalui grafik-grafik percepatan, kecepatan, ketinggian dan gaya dorong. Fasa I disebut sebagai yang paling berpengaruh pada penerbangan roket air. Fasa III dan IV dapat dicapai dengan hasil yang cukup baik.

Fasa II pada peluncuran roket air tidak dapat diprediksi dengan baik melalui metode iteratif yang dikembangkan Strutz dengan spreadsheet (Strutz, 2003). Pengubahan bahasa pemrograman juga tidak memberikan hasil yang baik. Model tersebut masih menyisakan persoalan ketidakakuratan prediksi saat habis gas yang terkompresi dan ketinggiannya (Prasetyadi, 2009). Hasil yang diperoleh menunjukkan ada yang tidak konsisten dalam kesalahan yang diperoleh. Fasa I dan II menunjukkan kesalahan bersifat positif, sedangkan saat fasa IV berakhir, waktu yang diprediksikan lebih singkat dari hasil perhitungan. Hal yang sama terjadi untuk waktu yang diperlukan roket untuk mencapai ketinggian maksimal.

Model Strutz tersebut mengasumsikan bahwa gas yang dikeluarkan dalam fasa II mempunyai massa jenis sama dengan udara di atmosfer. Model ini sangat sederhana dan tidak perlu melibatkan faktor temperatur sebagai faktor yang ikut berubah dalam ekspansi adiabatik sebagai asumsi yang dipergunakan untuk menghitung gaya dorong (*thrust*).

Perbaikan terhadap model Strutz dilakukan dengan menerapkan variasi massa jenis udara saat fasa II berlangsung. Massa jenis udara diasumsikan bervariasi sesuai dengan tekanan yang tersisa pada proses ekspansi. Proses ekspansi juga berkonsekuensi pada perubahan temperatur.

2. Teori Roket Air

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

Karena komposisi propelan roket air, penerbangan roket air didekati menjadi 4 fasa. Fasa I dan II adalah fasa gaya dorong. Dengan asumsi bahwa mula-mula air saja yang disemburkan, fasa I dikenal sebagai fasa gaya dorong yang dihasilkan oleh semburan air. Fasa II merupakan

fasa gaya dorong yang dihasilkan oleh semburan gas. Fasa III adalah fasa terbang bebas, yaitu saat roket tidak lagi menghasilkan gaya dorong, tetapi mempunyai arah gerak positif. Fasa ini dibatasi oleh kecepatan vertikal 0, saat mencapai ketinggian maksimum. Fasa IV merupakan fasa roket kembali bergerak ke bawah.

Thrust

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

$$F = \frac{dp}{dt} \tag{1}$$

dengan v_e adalah kecepatan semburan fluida (gas atau air) yang keluar melalui nozel, dan asumsi terpenuhinya persamaan Bernoulli untuk fluida tidak terkompresi, kecepatan semburan fluida diberikan oleh persamaan

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

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

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

Drag

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

$$F_{drag} = \frac{1}{2} \rho C_d A v^2 \tag{3}$$

dengan C_d adalah koefisien hambat dan v adalah kecepatan frontal. 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.

Persamaan Penerbangan Roket Air

Karena pengaruh gaya hambat dan gravitasi, gaya dorong mempunyai bentuk

$$F = \frac{dp}{dt} - M.g - F_{drag} \tag{4}$$

Karena $\frac{dp}{dt} = M \frac{dv_e}{dt} + v_e \frac{dM_p}{dt}$, persamaan gerak roket air tersebut dapat dituliskan menjadi

$$Ma = M \frac{dv_e}{dt} + v_e \frac{dM_p}{dt} - M.g - F_{drag} \tag{5}$$

dengan M_p adalah massa propelan yang disemurkan, M adalah massa total roket, dan v_e adalah kecepatan semburan propelan.

Ekspansi Adiabatik

Pada ekspansi adiabatik, berlaku relasi $PV^\gamma = K$ dengan P adalah tekanan, V adalah volume, K adalah suatu konstanta, dan γ adalah perbandingan antara panas jenis pada tekanan tetap (C_p) dan panas jenis pada volume tetap (C_v) atau $\gamma = \frac{C_p}{C_v}$, serta $PV = RT$ sehingga

$$TV^{\gamma-1} = C \tag{6}$$

dengan $C = \frac{K}{R}$. Akibatnya, dalam suatu ekspansi adiabatik berlaku relasi

$$T_{final} = T_{initial} \left[\frac{V_{initial}}{V_{final}} \right]^{\gamma-1} \quad (7)$$

Prediktor Iteratif Menggunakan Matlab

Persamaan (5) yang menunjukkan persamaan gerak roket, memberikan percepatan

$$a = \frac{T_h}{M} \quad (8)$$

Percepatan pada persamaan (8) dapat dipergunakan untuk menghitung kecepatan dengan menggunakan relasi

$$v = v_0 + a\Delta t \quad (9)$$

Dengan mengasumsikan bahwa ρ air tetap untuk setiap selang waktu iterasi, dan menggunakan relasi

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

serta

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

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 fasa I dan II. Selain itu, fluida yang disemurkan dianggap tidak mengalami turbulensi sehingga persamaan (2) berlaku.

Pada keadaan fasa II, dengan mengasumsikan bahwa udara adalah gas ideal, ρ udara ditentukan oleh P , V , dan T melalui persamaan umum gas ideal, sehingga

$$\rho = \frac{P}{R_1 T} \quad (10)$$

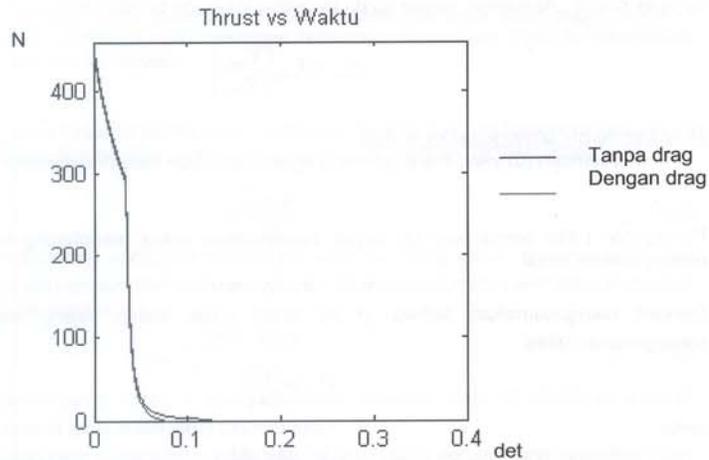
dengan $R_1 = \frac{M_A \cdot N_A}{R}$, dengan M_A adalah massa rata-rata molekul gas dan N_A adalah bilangan Avogadro.

3. Metode Penelitian

Prediktor even-even penerbangan roket air dibuat dengan menggunakan bahasa MATLAB. Program ini diterapkan untuk parameter-parameter standar pada model roket Shooter. Hasil yang diperoleh dibandingkan dengan versi asli yang dikembangkan oleh Strutz, versi MATLAB tanpa variasi massa jenis fluida oleh Prasetyadi, data perhitungan Shooter dari Strutz. Simulasi dilakukan pada keadaan $T = 20^0$ C dan $T = 25^0$ C.

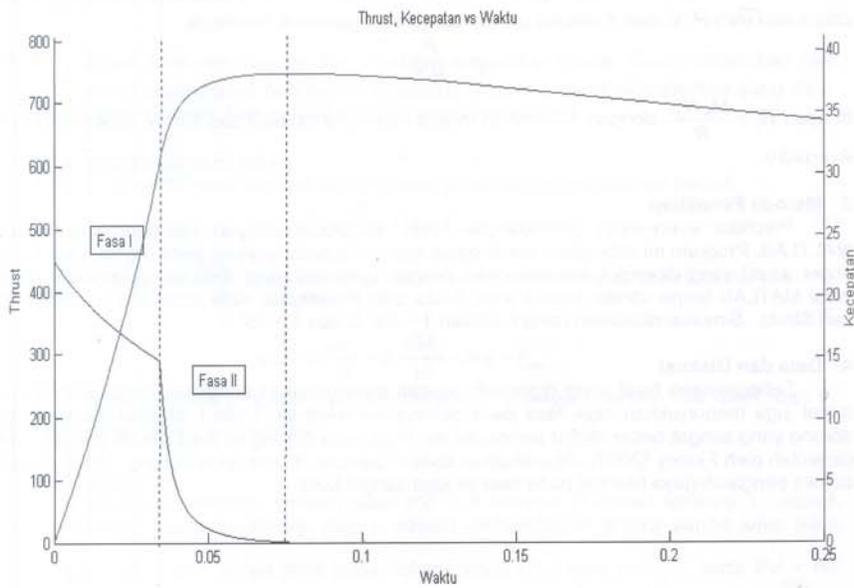
4. Data dan Diskusi

Sebagaimana hasil yang diperoleh dengan menggunakan prediktor Strutz, prediktor ini dapat juga menunjukkan fasa-fasa pada peluncuran roket air. Fasa I ditandai dengan gaya dorong yang sangat besar akibat semburan air. Pola gaya dorong ini juga sesuai dengan yang diperoleh oleh Finney (2000). Diperlihatkan dalam Gambar. 1 pola gaya dorong. Nampak pula bahwa pengaruh gaya hambat pada fasa ini juga sangat kecil.



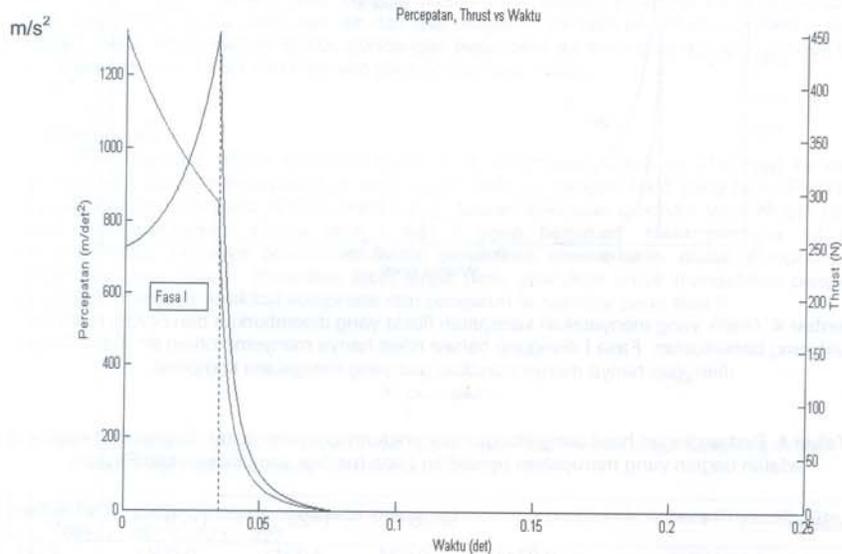
Gambar 1. Grafik yang menunjukkan *thrust* roket sebagai fungsi waktu. *Drag* berpengaruh amat kecil pada *thrust*.

Pada fasa berikutnya, pengaruh gaya hambat mulai nampak terlihat, terutama pada saat – saat akhir fasa II. Hal ini dapat dipahami dengan membandingkannya dengan grafik kecepatan pada Gambar 2.



Gambar 2. Grafik yang menunjukkan kecepatan roket sebagai fungsi waktu dan *thrust* yang bersesuaian. Pada fasa awal, kecepatan meningkat sampai habisnya fasa II.

Fasa II terjadi saat kecepatan berada pada puncaknya sehingga pengaruh faktor kecepatan dalam *drag* menjadi signifikan. Selain itu, faktor *drag* yang ditentukan juga oleh massa jenis udara dan gaya dorong yang juga ditentukan oleh fluida yang sama, mengakibatkan faktor kecepatan dominan. Hal ini tidak terjadi pada fasa I saat massa penghasil momentum jauh lebih besar dari massa fluida penghambat (1: 1000).

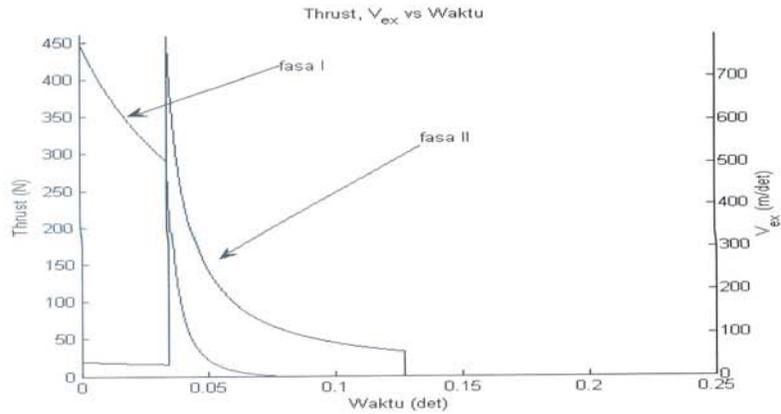


Gambar 3. Grafik yang menunjukkan percepatan yang dialami oleh roket sebagai fungsi waktu dan *thrust* yang bersesuaian. Percepatan meningkat pada fasa I, kemudian menurun pada fasa II dan akan negatif setelahnya.

Percepatan yang dihasilkan oleh gaya dorong juga menunjukkan bahwa pada fasa II, efek gaya dorong pada percepatan lebih kecil daripada pada fasa I. Hal ini disebabkan oleh momentum yang lebih kecil karena massa jenis fluida yang lebih kecil, sekalipun dipunyai kecepatan dorong yang lebih besar. Kecepatan semburan terhadap waktu dapat dilihat pada grafik pada Gambar 4. Kecepatan pada fasa II hanya sekitar 20 kali kecepatan pada fasa I, tetapi massa jenis fasa II hanya 0.001 massa jenis fasa I, sehingga momentum fasa II tetap lebih kecil dari momentum fasa I dan gaya dorong yang dihasilkan pada fasa II lebih kecil dari gaya dorong pada fasa I.

Pola percepatan yang meluruh pada fasa II, tidak hanya ditentukan oleh berkurangnya gaya dorong, tetapi juga ditentukan oleh massa pada fasa II yang dianggap sudah tetap. Pada fasa I, perubahan massa berkontribusi pada momentum, sedangkan pada fasa II, perubahan massa sangat kecil dan nyaris tidak berkontribusi pada momentum. Massa yang berubah pada fasa I adalah 0.4 kg. Sedangkan pada fasa II, massa yang berubah hanya 1/50 nya saja.

Hasil yang diperoleh untuk simulasi roket *Shooting* disajikan pada Tabel 1. Tabel tersebut menunjukkan bahwa prediktor ini mampu memberikan hasil yang sesuai dan lebih baik dari yang dikembangkan oleh Strutz, terutama pada fasa II yang merupakan kelemahan prediktor Strutz. Pada fasa ini, prediksi waktu habis udara dapat dilakukan dengan sangat baik (dengan kesalahan 20% terhadap *benchmark shooting*). Ketinggian yang diperoleh juga menjadi jauh lebih baik sekalipun masih cukup besar tingkat kesalahannya. Prediksi kecepatan saat fasa II membaik secara signifikan. Akibatnya prediksi saat menyentuh tanah dan kecepatan saat menyentuh tanah juga meningkat.



Gambar 4. Grafik yang menyatakan kecepatan fluida yang disemburkan dari nozzle roket dan thrust yang bersesuaian. Fasa I dianggap bahwa roket hanya menyemburkan air. Fasa II roket dianggap hanya menyemburkan gas yang mengalami kompresi.

Tabel 1. Perbandingan hasil penghitungan parameter-parameter roket. Bagian bertanda * adalah bagian yang merupakan persoalan pada metode yang ditawarkan Strutz.

Karakter	Strutz**	T=25	T=20	Perhitungan**	
Waktu Saat Air Habis	0.0341	0.034	0.0341	0.0341	0.03
Ketinggian Saat Air Habis	0.47457	0.481	0.47457	0.47457	0.446
Kecepatan Saat Air Habis	30.963	31.122	30.963	30.963	35.395
Tekanan Saat Air Habis	3.88E+05	3.88E+05	3.88E+05	3.88E+05	388663
Waktu Saat Udara Habis *	0.127	0.149	0.0632	0.0613	0.052
Ketinggian Saat Udara Habis *	3.9586	4.776	1.595	1.5183	0.554
Kecepatan Saat Udara Habis	37.485	37.02	40.981	40.991	45.463
Ketinggian Maksimum	44.746	43.755	47.054	46.992	45.274
Waktu Mencapai Ketinggian Maksimum	2.7691	2.749	2.8243	2.8229	2.795
Waktu Menyentuh Tanah	6.0831	5.999	6.2388	6.2344	6.132
Kecepatan Saat Menyentuh Tanah	-22.89	-22.748	-23.196	-23.188	-22.961

**) diadaptasi dari Strutz (2009)

Hasil ini menunjukkan bahwa prediktor ini mampu memberikan gambaran fasa II dengan lebih akurat daripada model prediktor iteratif yang dikembangkan oleh Strutz. Selain itu, ditunjukkan juga peranan temperatur dan kompresi pada massa jenis udara yang disemburkan pada fasa II. Ini berarti bahwa temperatur dan kompresi tidak dapat diabaikan pada fasa II seperti yang dilakukan oleh Strutz maupun Prasetyadi sebelumnya (Prasetyadi, 2009). Hal ini sekaligus menunjukkan persoalan yang diajukan oleh Kagan (1995).

Perbaikan akurasi prediksi fasa II, sekalipun meningkatkan akurasi prediksi akhir, tidak secara signifikan mempengaruhi persoalan keputusan optimalisasi fraksi air dalam roket air. Perubahan prediksi fasa II lebih dari 300 %, hanya mengubah prediksi ketinggian maksimum kurang dari 5 %. Hal ini disebabkan kontribusi energi untuk menghasilkan gaya dorong pada fasa II yang kecil (Sawamool, 2008). Masalah teknik seringkali lebih berpengaruh daripada perhitungan fasa II ini.

Fasa II yang mungkin tidak dapat dipisahkan dari fasa I karena terjadi pusaran pada air di dalam tidak dapat diperhitungkan dengan model yang dibuat. Keadaan ini terwujud dalam semburan yang berupa campuran air dan gas. Kejadian ini banyak terjadi pada akhir fasa I (Kagan, 1995). Pada saat ini terjadi, guncangan pada roket air meningkat dan grafik *thrust* tidak menunjukkan batas fasa I dan II secara jelas (Watanabe, 2003).

5. Kesimpulan

Telah berhasil dibuat prediktor even untuk peluncuran roket air. Prediktor ini dapat dipergunakan untuk mensimulasikan peluncuran roket air dengan hasil yang baik. Persoalan akurasi yang muncul pada fasa II relatif dapat diatasi, sekalipun prediktor yang dibuat belum dapat menggambarkan situasi fasa I dan II yang berhimpit. Hasil prediktor ini juga mengkonfirmasi perlunya penerapan faktor perubahan massa jenis akibat kompresi dan temperatur pada fasa II. Penelitian lebih lanjut perlu dilakukan untuk mengetahui pengaruh perubahan massa jenis akibat kompresi dan pengaruh temperatur pada fasa II.

Kepustakaan

- Ashline, G., Ellis-Monaghan, J. 2006. "How High? How Fast? How Long? Modeling Water Rocket Flight with Calculus". *Primus*, XXI (2), 121-137
- Finney, G. A. 2000. "Analysis of a water-propelled rocket: A problem in honors Physics". *Am. J. Phys.*, **68** (3): 223 – 227.
- Kagan, D., Louis, B., Lynda, K. 1995. "Soda-Bottle Water Rocket". *The Physics Teacher*, 33, 150 – 157.
- Prasetyadi, A., Sawitri, N. 2009. "Simulasi Even Penerbangan Roket Air dengan Prediktor Iteratif Berbasis MATLAB." Dalam: Adi Setiawan, dkk (ed) *Prosiding Seminar Nasional Sains dan Pendidikan Sains IV*. Salatiga: Fakultas Sains dan Matematika Universitas Kristen Satyawacana, 155-162.
- Sawamool, B., Somsrida, P. "Optimizing the Performance of Water Rocket with Drag". The 4th Aerospace Conference of Thailand, 22 March 2008
- Strutz, C. _____. "Iterative Predictors of Water Rocket Flight Events". <http://www.schulphysik.de/strutz/predictors.pdf>, diakses 8 April 2009.
- Watanabe, R., Tomita, N., Takemae, T. 2003. "Thrust Characteristic of Water Rocket and Their Improvement". *JJSASS*, 51 (593). 314-320.

A. PRASETYADI

Menyelesaikan S1 pada Program Studi Elektronika Instrumentasi UGM 1999 dan S2 pada Program Studi Fisika ITB 2008. Menjadi dosen pada jurusan Fisika Universitas Sanata Dharma sejak 1999.