

ANALISIS FAKTOR KOREKSI PERHITUNGAN TRAYEKTORI ROKET LAPAN, STUDI KASUS: RX200 LAPAN-ORARI (CORRECTION FACTOR ANALYSIS OF TRAJECTORY CALCULATION OF LAPAN'S ROCKET, CASE STUDY: RX-200 LAPAN-ORARI ROCKET)

Novi Andria

Peneliti Pusat Teknologi Roket, Lapan

e-mail: novie_aero@yahoo.co.id

ABSTRACT

The trajectory profile differences between simulation and flight test of LAPAN's Rockets are still quite large. Improvement effort to increase the accuracy of rocket trajectory calculation has been done on three parameters such as the drag coefficient (C_d), the value of initial velocity (V_i) and scaled thrust. That calculation was performed using modified rocket trajectory simulator. The model of RX 200 LAPAN-ORARI 2 was used as a test vehicle. Compared with flight test result, the smallest error of trajectory calculation was obtained in simulation using the value of V_i 0 m/s, using 97% thrust value obtained from static test without any change in the value of C_d . This research concluded that the main cause of the calculation inaccuracy is not because of the imprecise C_d value. The accuracy can be improved by setting the initial velocity equal to the real condition that is 0 m/s and setting the precise thrust value by increasing the number of static tests of each rocket motor type.

Keywords: *Rocket trajectory, Accuracy, Drag coefficient, Initial velocity, Scaled thrust*

ABSTRAK

Selama ini perbedaan profil trayektori antara hasil simulasi dengan hasil uji terbang roket-roket Lapan masih cukup besar. Upaya perbaikan perhitungan trayektori roket dikonsentrasikan pada tiga parameter yakni nilai koefisien gaya hambat (C_d), nilai kecepatan awal (V_i) dan penyekalaan gaya dorong. Perhitungan trayektori dilakukan menggunakan simulator trayektori roket berbasis Simulink yang dikembangkan oleh peneliti dinamika terbang - Lapan. Model RX 200 LAPAN-ORARI 2 digunakan sebagai wahana uji. Dibandingkan dengan hasil uji terbang, *error* terkecil perhitungan trayektori terdapat pada simulasi dengan menggunakan nilai V_i 0 m/s dengan menyekalakan gaya dorong sebesar 97% gaya dorong yang diperoleh dari uji statik tanpa adanya perubahan nilai C_d . Penelitian ini menyimpulkan bahwa penyebab utama tidak akuratnya perhitungan trayektori roket RX 200 LAPAN-ORARI adalah bukan karena tidak tepatnya nilai C_d yang di-*input*-kan. Keakurasian perhitungan trayektori dapat ditingkatkan dengan menetapkan nilai kecepatan awal seperti kondisi nyata yakni 0 m/s dan nilai gaya dorong yang tepat dengan menambah frekuensi uji statik untuk motor roket sejenis.

Kata kunci: *Trayektori roket, Akurasi, Koefisien gaya hambat, Kecepatan awal, Variasi gaya dorong*

1 PENDAHULUAN

Perhitungan trayektori roket merupakan tahapan perhitungan yang penting agar roket mencapai target

sesuai misinya [Fleeman, E. L., 2005]. Hingga saat ini perhitungan trayektori roket LAPAN belum akurat. Perhitungan trayektori roket dipengaruhi oleh berbagai

variabel yang tidak mudah diketahui nilainya. Salah satu variabel tersebut adalah koefisien gaya hambat (C_d) roket. Ketidakpastian nilai C_d roket lebih disebabkan oleh tidak dilaksanakannya prosedur validasinya. Selama ini, nilai C_d hanya diperoleh dari hasil perhitungan empiris menggunakan perangkat lunak *Missile Datcom* (MisDat), tanpa divalidasi oleh simulasi numerik CFD dan pengujian terowongan angin. Hal ini menyebabkan adanya dugaan bahwa ketidakakuratan perhitungan trayektori roket lebih disebabkan oleh tidak tepatnya nilai C_d roket.

Berdasarkan data-data trayektori hasil uji terbang roket selama ini, diduga bahwa nilai C_d hasil perhitungan menggunakan MisDat harus dikalikan faktor 1,2. Nilai tersebut diperoleh berdasarkan iterasi nilai C_d dari beberapa pengalaman uji terbang roket sebelumnya agar trayektori hasil perhitungan sama atau mendekati profil trayektori terbang roket yang sebenarnya. Hal ini beralasan mengingat hasil perhitungan selalu lebih besar dari hasil pengujian [Riyadl, A., 2008]. Dugaan ini perlu dikaji ulang mengingat masih terdapat beberapa faktor lain yang memungkinkan ketidakakuratan perhitungan tersebut, yakni nilai kecepatan awal yang diterapkan dalam simulasi (*initial velocity*) dan nilai gaya dorong (*thrust*).

Selama ini nilai kecepatan awal (V_i) yang di-*input*-kan merupakan nilai kecepatan luncur (V_L). Kecepatan luncur selalu bernilai lebih dari 0 m/s dan merupakan kecepatan roket sesaat setelah keluar dari *launcher*. Alasan penggunaan kecepatan ini adalah simulator yang telah dikembangkan belum memper-timbangkan efek *launcher*. Dengan adanya kecepatan awal yang tidak bernilai nol ini, roket memiliki momen yang dianggap dapat menstabilkan sikapnya sehingga dapat merepresentasikan fungsi *launcher*. Hal ini perlu dikaji lebih mendalam mengingat nilai kecepatan awal yang tidak sama dengan nol tidak mewakili kondisi *real*.

Nilai gaya dorong (T) yang diterapkan pada simulasi merupakan hasil dari uji statik. Pelaksanaan uji statik untuk tiap jenis motor roket di Lapan sangat minim. Besar kemungkinan bahwa profil gaya dorong motor saat uji terbang berbeda dengan hasil uji statik. Idealnya uji statik untuk satu jenis motor roket dilakukan beberapa kali untuk kemudian diambil profil gaya dorong rata-ratanya.

Secara umum, beberapa metode telah dikembangkan untuk menghitung prestasi terbang kecepatan roket. Metode tersebut antara lain "*short-cut*" atau metode solusi grafik, metode iterasi sederhana dan metode pemecahan solusi persamaan gerak menggunakan komputasi otomatis [Chin, S. S., 1961]. Jika lintasan terbangnya nonlinear, seperti lintasan roket uji coba Lapan yang diluncurkan dari permukaan ke permukaan dengan jangkauan pendek, metode terakhirlah yang diterapkan.

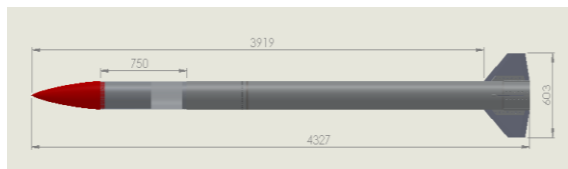
Dalam penelitian ini, roket yang dijadikan wahana kajian adalah RX 200 LAPAN-ORARI 2. Diasumsikan bahwa kinerja motor roketnya tidak konstan yang memungkinkan profil gaya dorong motor roket saat uji terbang tidak sama dengan profil gaya dorong hasil uji statik.

Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh nilai *setting* kecepatan awal roket dan perubahan nilai koefisien gaya hambat (C_d) roket dan variasi nilai gaya dorong terhadap keakuratan perhitungan trayektori roket. Melalui penelitian ini diharapkan diperoleh metode perhitungan trayektori yang lebih akurat yang dapat diterapkan pada berbagai jenis roket lainnya.

2 METODOLOGI

Tahap awal yang dilakukan dalam penelitian ini adalah mengumpulkan data berat dan inersia roket, letak titik berat roket, geometri luar roket, panjang *launcher*, sudut elevasi luncur, dan profil gaya dorong motor roket hasil uji statik. Geometri luar RX 200 LAPAN-ORARI 2

ditunjukkan pada Gambar 2-1. *Launcher* yang digunakan memiliki panjang 6 m. Roket ini diluncurkan dengan sudut elevasi 60 derajat. Motor pendorong yang digunakan adalah motor roket berdiameter 200 mm dengan *thrust* rata-rata 2300 kgf. Motor roket ini menggunakan grain propelan *double* konfigurasi dengan waktu pembakaran mencapai 7 detik.



Gambar 2-1: Geometri luar roket RX-200 LAPAN-ORARI 2

Perhitungan koefisien aerodinamika dan kestabilan roket dilakukan menggunakan perangkat lunak *Missile Datcom* (MisDat) [Blake, W.B., 1998]. *Input* untuk perhitungan tersebut adalah geometri luar dan titik berat roket RX 200 yang dijadikan wahana kajian. Seluruh *output* koefisien aerodinamika termasuk koefisien gaya hambat (Cd) dan data-data roket di atas dijadikan sebagai *input* perhitungan trayektori roket yang diimplementasikan pada sebuah model simulink yang telah dikembangkan. Simulink merupakan perangkat lunak yang dikembangkan MathWork, Inc yang dapat memodelkan, mensimulasi dan menganalisa sebuah sistem dinamik [Tim Eng, 2010]. Model kestabilan dan dinamika terbang yang ada pada simulink telah dimodifikasi menjadi sebuah paket perangkat lunak perhitungan trayektori roket.

Untuk menggunakan model perhitungan trayektori ini, kecepatan luncur (VL) yang dianggap sebagai kecepatan awal (V_i) ditetapkan terlebih dahulu. Dengan mengasumsikan koefisien gesek antara roket dan permukaan *launcher* adalah kecil sehingga dapat diabaikan, kecepatan luncur roket sesaat setelah roket keluar *launcher* dihitung dengan melakukan simulasi awal trayektori dengan *setting* V_i sama dengan 0 m/s. Dari simulasi tersebut dapat diketahui nilai kecepatan roket

saat perpindahan roket sama dengan panjang *launcher*. Kecepatan luncur inilah yang dijadikan kecepatan awal pada perhitungan trayektori roket-roket Lapan sebelumnya. Simulasi numerik menggunakan model **Simulink** dilakukan kembali menggunakan kecepatan luncur ini. Hasil simulasi diolah sedemikian rupa hingga diperoleh grafik profil trayektori untuk kemudian dibandingkan dengan data trayektori terbang.

Trayektori dihitung untuk kondisi ideal tanpa melibatkan efek angin. Selain itu, kerapatan udara acuan dalam perhitungan koefisien aerodinamika diambil pada ketinggian sea level. Hasil simulasi diolah sedemikian rupa hingga diperoleh grafik profil trayektori untuk kemudian dibandingkan dengan data trayektori terbang.

Data posisi roket selama terbang berhasil diterima oleh dua Stasiun Pengamat Dirgantara (SPD) pada saat uji terbang berlangsung. Data hasil uji terbang tersebut diolah dan dibandingkan dengan hasil simulasi pertama. Bila data jangkauan dan ketinggian maksimum hasil uji terbang lebih rendah dari hasil simulasi seperti yang terjadi pada perhitungan trayektori roket-roket sebelumnya, koefisien gaya hambat roket dikalikan 1,2, mengikuti hipotesa yang telah ditetapkan sebelumnya. Bila profil trayektorinya masih belum mendekati profil trayektori hasil uji terbang, nilai kecepatan awal dievaluasi dan diiterasi ulang menjadi 20 m/s, 10 m/s, 5 m/s dan 0 m/s. Bila perbedaan tersebut masih terjadi, perhitungan selanjutnya dilakukan dengan menyesuaikan nilai gaya dorong hingga profil trayektorinya identik.

3 HASIL DAN PEMBAHASAN

Penentuan kecepatan luncur dilakukan dengan melakukan simulasi awal menggunakan kecepatan awal 0 m/s. Jangkauan, ketinggian maksimum (*Apogee*) dan waktu terbang ditampilkan pada Tabel 3-1 dari saat meluncur hingga detik ke-1. Dengan panjang

launcher 6 m, dari Tabel 3-1 dapat diketahui bahwa seluruh bodi roket keluar dari launcher di sekitar detik ke-0,4. Dengan menggunakan interpolasi, kecepatan roket setelah menempuh perpindahan sepanjang 6 m adalah 30 m/s.

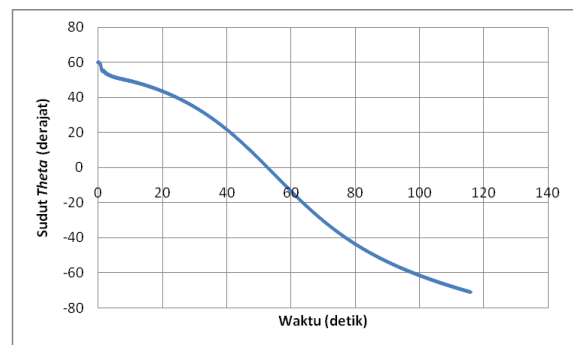
Table 3-1: HASIL SIMULASI AWAL PERHITUNGAN TRAYEKTORI DENGAN V_i 0 m/s

Time (s)	Range (m)	Altitude (m)	Displacement (m)	Speed (m/s)
0,0	0,0	0,0	0,0	0,000
0,002	0,000	0,000	0,000	0,039
0,010	0,001	0,001	0,001	0,290
0,052	0,040	0,055	0,068	3,168
0,092	0,145	0,210	0,255	6,190
0,100	0,175	0,254	0,309	6,794
0,141	0,368	0,538	0,652	9,783
0,200	0,759	1,117	1,350	14,08
0,300	1,756	2,598	3,136	21,69
0,400	3,184	4,725	5,698	29,59
0,500	5,053	7,518	9,058	37,64
0,600	7,369	10,984	13,227	45,75
0,700	10,14	15,132	18,215	54,07
0,800	13,39	19,989	24,058	62,88
0,900	17,16	25,628	30,842	72,79
1,000	21,47	32,042	38,569	81,70

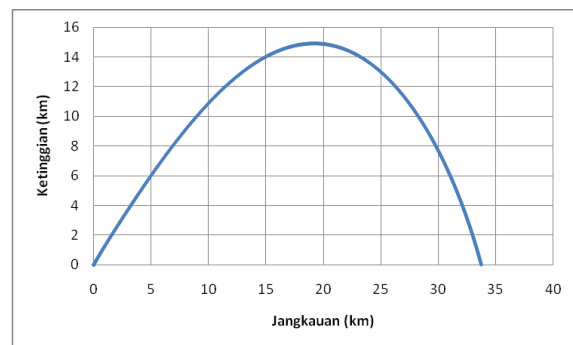
Simulasi trayektori roket dilakukan kembali menggunakan kecepatan luncur 30 m/s sebagai kecepatan awal pada titik koordinat semula sebelum roket diluncurkan. Hal ini umum dilakukan pada perhitungan trayektori roket LAPAN sebelumnya karena nilai kecepatan awal sebesar nilai kecepatan luncur yang bernilai positif diperlukan untuk membangkitkan *artificial* momen. Momen ini dianggap dapat mewakili efek launcher dalam mempertahankan sikap roket. Hasil simulasinya dapat dilihat pada Gambar 3-1, 3-2 dan 3-3.

Pada Gambar 3-1 dapat dilihat bahwa roket mengalami *pitch down* sesaat setelah meluncur. Dari data awalnya diketahui bahwa roket ini *pitch down* 5 derajat setelah 1,5 detik keluar dari launcher. Hasil simulasi ini menunjukkan bahwa kendati roket telah memiliki kecepatan awal tidak sama dengan nol, roket tetap mengalami *pitch*

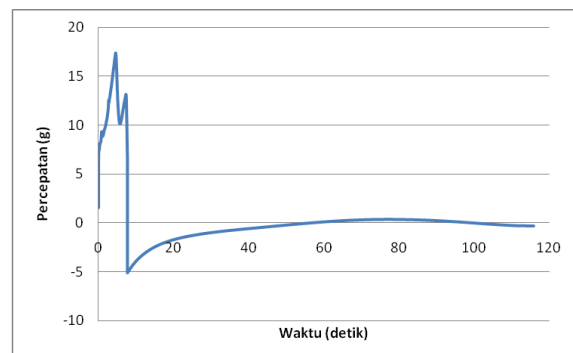
down karena momen kestabilan statik roket yang dibangkitkan oleh aliran dengan kecepatan 30 m/s masih lebih rendah dibandingkan momen *pitch down* yang disebabkan oleh berat roket itu sendiri. Pada Gambar 3-2 ditampilkan profil trayektori roket. Roket ini diprediksi memiliki jangkauan 33,78 km dengan ketinggian maksimum 14,93 km [Tim Eng, 2010]. Pada Gambar 3-3 diketahui bahwa roket ini diprediksi menerima beban g maksimum sebesar 17 g pada saat *burnout* tercapai.



Gambar 3-1: Grafik perubahan sikap roket RX 200 LAPAN-ORARI 2



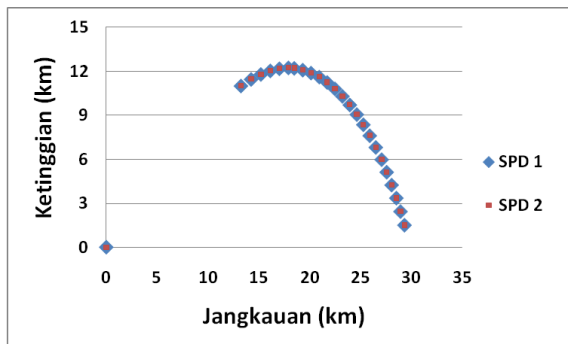
Gambar 3-2: Hasil perhitungan awal profil trayektori RX LAPAN-ORARI 2



Gambar 3-3: Hasil perhitungan awal percepatan roket RX 200 LAPAN-ORARI 2

Seperti yang telah terjadi pada peluncuran roket-roket sebelumnya, muatan elektronik roket terganggu kinerjanya pada tahap *boost* karena pada tahap ini beban *g* (percepatan wahana dibagi gravitasi bumi) yang diterima komponen roket sangat tinggi seperti yang telah ditunjukkan pada Gambar 3-3. Data terakhir yang mampu diterima oleh kedua SPD adalah pada saat roket mencapai jangkauan 29,32 km dengan ketinggian 1,515 km dari permukaan laut [Tim Eng, 2010]. Hal ini disebabkan oleh batasan kemampuan *receiver* kedua SPD yang tidak mampu menangkap data yang ditransmisikan secara horizontal atau mendekati bidang horizon.

Data hasil uji terbang yang telah diolah ditampilkan pada Gambar 3-4. Dari Gambar tersebut diketahui bahwa data yang diterima kedua SPD adalah identik. Data mulai bisa diterima oleh kedua SPD setelah roket terbang mencapai ketinggian 11 km dengan jangkauan 13,25 km.



Gambar 3-4: Profil trayektori RX 200 LAPAN-ORARI 2 hasil uji terbang

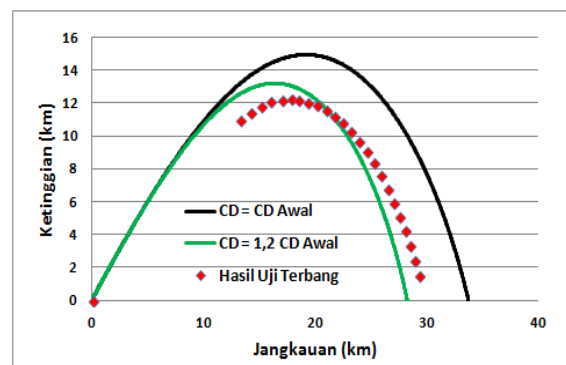
Perbandingan antara hasil uji terbang dan hasil simulasi awal ditampilkan pada Tabel 3-2. Dari Tabel 3-2 diketahui bahwa jangkauan dan ketinggian roket hasil uji terbang lebih kecil dibandingkan hasil simulasi perhitungan trayektori menggunakan metode lama.

Simulasi selanjutnya dilakukan dengan memperbesar nilai koefisien gaya hambat (*Cd*) roket sebesar 1,2. Hasil simulasi menggunakan pembesaran nilai *Cd* ditampilkan dan perbandingannya

dengan hasil uji terbang ditampilkan pada Gambar 3-5. Berdasarkan Gambar 3-5 diketahui bahwa pembesaran nilai *Cd* roket sebesar 1,2 kalinya tidak beralasan mengingat profil trayektori roket akan menyimpang jauh dari profil trayektori terbang yang sebenarnya. Dengan gaya hambat yang diperbesar, roket diperlambat, menyebabkan momen kestabilan roket menjadi berkurang sehingga roket mengalami *pitch down* dengan laju angular *pitch* yang lebih cepat. Hal ini menyebabkan sudut jatuh roket jauh lebih besar dari pada sudut luncurnya.

Tabel 3-2: TABEL PERBANDINGAN HASIL SIMULASI AWAL DENGAN HASIL UJI TERBANG

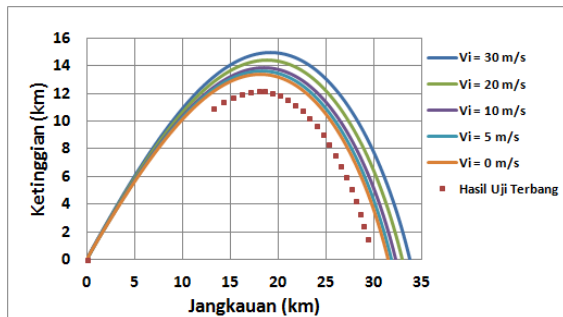
	Hasil Simulasi	Hasil Uji Terbang	% Error
<i>Apogee</i>	14,932 km	12,244 km	21,9
<i>Range to Apogee</i>	19, 202 km	17,915 km	7,2
<i>Maximum Range at Altitude 1,515 km</i>	33,217 km	29,329 km	13,3



Gambar 3-5: Grafik perbandingan hasil simulasi awal, simulasi ke-dua dengan *Cd* = 1,2 *Cd* awal dengan hasil uji terbang

Gugurnya hipotesa bahwa *Cd* roket diperbesar sebesar 1,2 kalinya agar trayektorinya mendekati trayektori hasil uji terbang membuat lanjutan penelitian ini lebih diarahkan pada evaluasi *setting* kecepatan awal yang di-*input*-kan dalam perhitungan. Hasil simulasi dan perbandingannya dengan hasil uji terbang ditampilkan pada Gambar 3-6, Tabel 3-3 dan 3-4.

Pada Gambar 3-6 diketahui bahwa profil trayektori roket hasil simulasi menggunakan *setting* kecepatan awal 0 m/s lebih mendekati profil trayektori yang sebenarnya. Dari Tabel 3-4 diketahui pula bahwa persentase *error* simulasi menggunakan *setting* kecepatan awal tersebut adalah yang paling minimum. Dengan mengamati lintasan terbang pada Gambar 3-6, terlihat bahwa hasil perhitungan masih lebih tinggi dan lebih jauh dari hasil uji terbang.



Gambar 3-6: Grafik perbandingan hasil simulasi menggunakan variasi kecepatan awal dengan hasil uji terbang

Tabel 3-3: TABEL PERBANDINGAN HASIL SIMULASI MENGGUNAKAN VARIASI KECEPATAN AWAL DENGAN HASIL UJI TERBANG

Parameter	Hasil Uji Terbang	Hasil Simulasi dengan Variasi V_i				
		30 m/s	20 m/s	10 m/s	5 m/s	0 m/s
A (km)	12,24	14,93	14,41	13,89	13,63	13,38
B (km)	17,92	19,20	18,85	18,47	18,28	18,09
C (km)	29,33	33,22	32,41	31,64	31,25	30,87

Keterangan:

A : Apogee

B : Range to Apogee

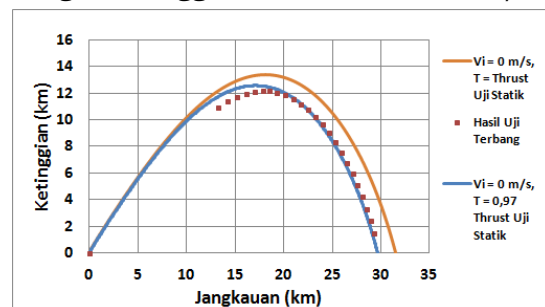
C : Maximum Range at Altitude 1, 515 km

Tabel 3-4: PERSENTASE *ERROR* ANTARA HASIL SIMULASI MENGGUNAKAN VARIASI KECEPATAN AWAL DENGAN HASIL UJI TERBANG

Parameter	Error Hasil Simulasi(%)				
	30 m/s	20 m/s	10 m/s	5 m/s	0 m/s
V_i	30 m/s	20 m/s	10 m/s	5 m/s	0 m/s
A (km)	21,95	17,69	13,44	11,31	9,26
B (km)	7,18	5,19	3,08	2,03	0,99
C (km)	13,26	10,52	7,87	6,55	5,26

Kendati telah diketahui bahwa nilai kecepatan awal seharusnya sama dengan kondisi nyata yakni 0 m/s agar lebih akurat, perbedaan profil trayektori antara hasil uji terbang dengan simulasi masih cukup besar. Berdasarkan Tabel 3-3, perbedaan jangkauan antara simulasi dengan $V_i = 0$ m/s dengan hasil uji terbang sekitar 1,54 km. Nilai ini masih tergolong besar dibandingkan dengan jangkauan roket yang hanya 29,33 km. Masih belum mendekatinya profil trayektori hasil simulasi dengan hasil uji terbang mengarahkan penelitian ini untuk mengevaluasi parameter terakhir yakni nilai gaya dorong motor roket. Dengan memperhatikan Gambar 3-6, dapat diprediksi bahwa hasil simulasi akan mendekati hasil uji terbang bila gaya dorong pada perhitungan trayektori roket diturunkan.

Penurunan gaya dorong pada simulasi dilakukan dengan menyekalakan nilai tersebut. Perhitungan trayektori dilakukan melalui iterasi hingga profil trayektori roket hasil simulasi identik dengan hasil uji terbang. Berdasarkan proses iterasi yang telah dilakukan diketahui bahwa bila gaya dorong motor roketnya sebesar 97% dari gaya dorong hasil uji statik maka profil trayektori roket hasil simulasi dapat mendekati profil trayektori hasil uji terbang. Pada Gambar 3-7 ditunjukkan perbandingan profil trayektori antara hasil simulasi menggunakan gaya dorong sama dengan gaya dorong hasil uji statik, hasil simulasi dengan gaya dorong sebesar 97% gaya dorong dan hasil uji terbang. Kedua simulasi tersebut dilakukan dengan menggunakan nilai $V_i = 0$ m/s.



Gambar 3-7: Perbandingan profil trayektori menggunakan penyekalaan gaya dorong 97%

Identiknya profil trayektori roket antara hasil uji terbang dengan simulasi menggunakan 97% gaya dorong uji statik menunjukkan memang terdapat kemungkinan bahwa gaya dorong motor roket saat uji terbang berlainan dengan gaya dorong dari data uji statik. Nilai penyekalaan gaya dorong bukanlah inti dari hasil penelitian ini karena nilai ini dapat berlainan untuk jenis motor roket yang lain. Terjadinya penyekalaan gaya dorong semata-mata menunjukkan bahwa kinerja motor roket LAPAN tidak standar.

4 KESIMPULAN DAN SARAN

Keakurasian perhitungan trayektori roket dipengaruhi oleh nilai *setting* kecepatan awal, bukan oleh pembesaran nilai koefisien gaya hambat. Kecepatan luncur roket yang ditentukan pada saat roket keluar dari *launcher* tidak dapat dijadikan *input* sebagai kecepatan awal. Nilai kecepatan awal harus tetap bernilai nol seperti kondisi *real*-nya dimana roket berada pada kondisi diam sebelum roket tersebut diluncurkan. Profil trayektori hasil simulasi dengan menggunakan nilai kecepatan awal yang tepat, yakni 0 m/s, lebih mendekati profil trayektori hasil uji terbang. Perhitungan trayektori roket akan lebih tepat bila efek *launcher* dilibatkan dalam simulasi dalam penelitian selanjutnya.

Profil trayektori roket antara simulasi dan hasil uji terbang menjadi lebih identik bila gaya dorong hasil uji statik diskalakan sebesar 97%. Penelitian

ini perlu dilanjutkan dengan menggunakan roket-roket Lapan yang lain untuk memvalidasi faktor koreksi tersebut

Ucapan Terima Kasih

Penulis mengucapkan terima kasih kepada seluruh rekan di Pustek Roket dan Pustek Satelit Lapan yang telah memberikan bantuan data dan dukungan untuk pelaksanaan penelitian ini. Penulis juga berterima kasih kepada Bapak Prof. Dr. Bambang Subiyanto (LIPI) atas bimbingannya dalam penulisan karya tulis ilmiah ini.

DAFTAR RUJUKAN

- Blake, W.B., 1998. *Missile Datcom User's Manual-1997 Fortran 90 Revision*. Final Report, Air Force Research Laboratory Wright Patterson Air Force Base, Ohio.
- Chin, S. S., 1961. *Missile Configuration Design*, McGraw-Hill Book Company Inc, USA.
- Fleeman, E. L., 2005. *Professional Development Short Course on Tactical Missile Design*, Georgia Institute of Technology, Atlanta.
- Riyadl, A., 2008. *Perhitungan trayektori roket RX 320*, Data Tidak Dipublikasi.
- The MathWorks, 2010. *Simulink 7 User's Guide*, The Mathworks Inc, Massachusetts.
- Tim Eng, 2010, Laporan Uji Terbang Roket RX 200 LAPAN-ORARI, PusTekWaGan, LAPAN.

