

## PENGEMBANGAN PROGRAM NUMERIK UNTUK SIMULASI ALIRAN UDARA BENDA TERBANG SUPERSONIK

Anita Herawati\*, Casmara\*, Enok S. Khotimah\* dan Andi Eka Sakya\*

### Abstrak

*Studi awal secara numerik untuk memecahkan persamaan Euler dilakukan untuk mensimulasikan aliran udara yang lalu pada benda terbang berkecepatan supersonik. Skema yang dipakai untuk studi awal ini adalah TVD, dan penyelesaian numerik dilakukan secara implisit. Dalam studi awal ini telah disimulasikan aliran udara berkecepatan supersonik ( $M = 1.2$ ) yang lalu pada benda bentuk aerofoil dasar NACA-0012. Hasil perhitungan menunjukkan penyimpangan sebesar  $\Delta M \approx 0.02$  jika dibandingkan dengan hasil eksperimen.*

### 1. PENDAHULUAN

Karakteristik benda terbang supersonik ditandai dengan munculnya *bow shock* di ujung depan, *normal shock* di permukaan dan *shock separation* di ujung-buritan (*trailing-edge*). Pada kecepatan yang jauh lebih tinggi dari kecepatan suara akan muncul pula rekompresi *shock* di sekitar alur (*wake region*). Gaya tahan benda tersebut sebagian besar (50 %) disumbang oleh *fore-* dan *aft-body*. Efek viskos tidak hanya menginisiasi tumbuhnya lapisan batas, tetapi juga menaikkan temperatur pada permukaan benda tersebut.

Gejala tersebut lazimnya dapat ditunjukkan melalui pengujian di dalam terowongan angin. Tetapi 10 tahun terakhir ini kemajuan di bidang dinamika fluida komputasional memungkinkan pula menunjukkan gejala fisis tersebut di atas secara numerik.

Laporan ini menyajikan usaha awal pengembangan program simulasi numerik aliran udara benda terbang supersonik di Unit Pelaksana Teknis Laboratorium Aero-Gasdinamika dan Getaran (UPT-LAGG). Program numerik ini dikembangkan dengan menerapkan disipasi Yee-Harten [1] dan diskritisasi beda-hingga untuk menangkap *shock* secara tajam dan mensimulasikan aliran udara di sekitar benda. Dalam laporan ini disajikan pula hasil simulasi aliran udara kecepatan supersonik 2-D benda-benda terbang supersonik untuk geometri dasar seperti NACA-0012.

Bab 2 dari laporan ini menjelaskan secara singkat persamaan dasar dan skema numerik yang dipakai. Hasil perhitungan dan perbandingannya dengan hasil eksperimen disajikan pada Bab 3. Ihtisar penelitian awal ini diberikan pada Bab 5.

---

\* Balai Pengkajian dan Penerapan Teknologi Aero-Gasdinamika dan Getaran (PPTAGG) UPT-LAGG, BPP Teknologi, PUSPIPTEK, Serpong, Tangerang 15314

## 2. PERSAMAAN DASAR DAN METODA NUMERIK

Persamaan dasar yang dipakai pada studi ini adalah persamaan Euler tak-stasioner. Pada koordinat rampadan dua dimensi  $(\xi, \eta)$  bentuk vektor persamaan Euler tak-bersatuan dapat ditulis sebagai berikut :

$$\bar{Q}_t + \bar{F}_\xi + \bar{G}_\eta = 0 \quad (1)$$

dengan

$$Q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{pmatrix}, F = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (e+p)u \end{pmatrix}, G = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (e+p)v \end{pmatrix} \quad (2)$$

dan

$$p = (\gamma - 1) \left\{ e - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) \right\} \quad (3)$$

Peubah  $\rho, u, v, p$  dan  $e$  adalah masing-masing peubah tak-bersatuan : kerapatan  $\bar{\rho} / \rho_\infty$  komponen kecepatan pada arah-x  $\bar{u} / U_\infty$  dan pada arah-y  $\bar{v} / U_\infty$ , tekanan  $\bar{p} / \rho U_\infty^2$ , dan energi total  $\bar{e} / \rho U_\infty^2$ . Peubah dengan garis atas menyatakan peubah bersatuan.

Vektor  $\bar{F}$  dan  $\bar{G}$  dinyatakan dalam koordinat rampada  $(\xi, \eta)$  merupakan kombinasi linier dari vektor  $F$  dan  $G$  dalam koordinat Kartesis  $(x, y)$  yang masing-masing komponennya dinyatakan oleh persamaan (2). Misalnya,  $\bar{F} = J^{-1}(\xi_x F + \eta_y G)$ , dengan  $J$  merupakan transformasi Jacobi dari koordinat Kartesis  $(x, y)$  ke koordinat rampadan  $(\xi, \eta)$ .

Persamaan (1) di atas diselesaikan secara numerik dengan menggunakan metode beda-hingga TVD dari Yee-Harten [1]. Pada studi ini, skema implisit digunakan untuk memecahkan persamaan Euler (1). Bentuk skema TVD untuk persamaan Euler (1), adalah :

$$\bar{Q}_{i,j}^{n+1} + \lambda^\xi (\bar{F}_{1+\frac{1}{2},j}^{n+1} - \bar{F}_{1-\frac{1}{2},j}^{n+1}) + \lambda^\eta (\bar{G}_{1,j+\frac{1}{2}}^{n+1} - \bar{G}_{1,j-\frac{1}{2}}^{n+1}) = \bar{Q}_{i,j}^n \quad (4)$$

dengan  $\lambda^\xi = \Delta t / \Delta \xi$  dan  $\lambda^\eta = \Delta t / \Delta \eta$ .  $\Delta \xi$  dan  $\Delta \eta$  menyatakan jarak kisi pada arah  $\xi$  dan  $\eta$ .

Untuk menghitung harga peubah  $\bar{Q}_{i+\frac{1}{2},j}$  lazim digunakan perata Roe :

$$\bar{Q}_{i+\frac{1}{2},j} = \frac{\sqrt{\frac{\rho_{i+1,j}}{\rho_\infty}} \bar{Q}_{i+1,j} + \bar{Q}_{i,j}}{\sqrt{\frac{\rho_{i+1,j}}{\rho_\infty}} + 1} \quad (5)$$

Skema yang digunakan di dalam studi ini merupakan skema numerik dengan ketelitian ruang berderajat dua, dengan fluks vektor  $\tilde{F}_{i+\frac{1}{2},j}$  dinyatakan oleh persamaan berikut :

$$\tilde{F}_{i+\frac{1}{2},j} = \frac{1}{2}(\bar{F}_{i,j} + \bar{F}_{i+1,j} + R_{i+\frac{1}{2},j} \Phi_{i+\frac{1}{2},j}) \quad (6)$$

Jika harga karakteristik (*eigen value*) transformasi matriks Jacöbi dapat dinyatakan sebagai :

$$a_{\xi}^1, a_{\xi}^2, a_{\xi}^3, a_{\xi}^4 \text{ dan } a_{\eta}^1, a_{\eta}^2, a_{\eta}^3, a_{\eta}^4 \quad (7)$$

maka komponen ke- $m$  sebuah vektor  $\phi_{i+\frac{1}{2},j}^m$  dapat ditulis sebagai berikut ( $m = 1,2,3,4$ ) :

$$\Phi_{i+\frac{1}{2},j}^m = \frac{1}{2} \psi(z^m)(g_{i,j}^m + g_{i+1,j}^m) - \psi(z^m + \gamma_{i+\frac{1}{2},j}^m) \alpha_{i+\frac{1}{2},j}^m \quad (8)$$

disini  $z^m = a_{i+\frac{1}{2},j}^m$ . Dengan

$$\alpha_{i+\frac{1}{2},j}^m = R_{i+\frac{1}{2},j}^{-1} \frac{\bar{Q}_{i+1,j} - \bar{Q}_{i,j}}{\frac{1}{2}(J_{i+1,j} + J_{i,j})} \quad (9)$$

dan

$$g_{i,j}^m = S \cdot \max\{0, \min(|\alpha_{i+\frac{1}{2},j}^m|, S \cdot \alpha_{i+\frac{1}{2},j}^m)\} \quad (10)$$

serta  $S$  pada Pers. (10) dinyatakan dengan

$$S = \text{Sign}(\alpha_{i+\frac{1}{2},j}^m) \quad (11)$$

dan

$$\gamma_{i+\frac{1}{2},j} = \frac{1}{2} \begin{cases} \frac{g_{i,j}^m + g_{i+\frac{1}{2},j}^m}{\alpha_{i+\frac{1}{2},j}^m} & \alpha \neq 0 \\ 0 & \alpha = 0 \end{cases} \quad (12)$$

Untuk memecahkan permasalahan diskontinuitas karena munculnya gelombang kejut, skema Yee-Harten memakai koreksi entropi yang dapat dinyatakan dengan persamaan berikut :

$$\psi(z) = \begin{cases} |z| & |z| \geq \varepsilon \\ \frac{z^2 + \varepsilon^2}{2\varepsilon} & |z| < \varepsilon \end{cases} \quad (13)$$

Peubah aliran untuk arah- $y$  dapat dihitung dengan cara yang sama dengan mengubah  $i$  untuk arah- $x$  dengan  $j$  untuk menghitung fluks vektor  $G_{i,j+\frac{1}{2}}$ . Integrasi terhadap waktu dilakukan dengan metode ADI (*alternating Direct Implicit*) setelah dilakukan linierisasi Pers. (1).

### 3. HASIL DAN DISKUSI

Skema numerik TVD telah dipakai untuk menyelesaikan persamaan Euler tak-stasioner. Solusi dianggap tetap waktu jika residu dari perhitungan mencapai harga kurang dari  $10^{-4}$ . Dalam studi ini solusi didapat dengan melakukan iterasi 10000 kali, yang memakan waktu 45 menit dengan memakai sistem komputer PC.

Untuk mensimulasi benda terbang kecepatan supersonik, telah digunakan *grid* yang dikembangkan secara aljabar dengan jumlah titik  $151 \times 31$ . Batas luar dari *grid* dibuat dengan tipe C. Gambar 1 menunjukkan tipe *grid* yang dipakai. Benda terbang yang disimulasikan adalah seksi sayap NACA-0012. Walaupun NACA-0012 bukan merupakan bentuk standar untuk sebuah benda terbang supersonik, tetapi NACA-0012 adalah bentuk fundamental dimana data pengujian telah banyak tersedia. Untuk keperluan studi awal seperti ini, bentuk-bentuk dasar seperti NACA-0012 menjadi penting untuk dimanfaatkan.

Jarak titik terdekat kira-kira  $\Delta S = 10^{-3}$ . Perhitungan telah dilakukan hingga sejauh tetapan waktu tak bersatuan sama dengan 5. Hal ini menggambarkan seolah-olah udara telah melewati benda sejauh 5 kali panjang korda.

Kontur tekanan hasil perhitungan simulasi aliran udara kecepatan supersonik dengan bilangan Mach = 1.2 ditunjukkan oleh Gambar 2. Jika udara mengalir pada kecepatan mendekati kecepatan suara lalu pada sebuah benda terbang, maka akan menampakkan munculnya *shock* di permukaan sayap. Pada kecepatan sedikit di atas kecepatan suara *shock* tersebut bergerak ke depan memunculkan *bow shock* di ujung haluan (*leading edge*) dengan kemungkinan separasi di ujung buritan (*trailing edge*). Kontur tekanan pada Gambar 2 menampakkan munculnya *bow shock* yang diperkirakan dengan sedikit rekompresi di daerah ujung buritan.

Gambar 3 menunjukkan kontur bilangan Mach untuk kasus yang sama. Jauh sebelum udara merasakan adanya benda, udara mengalir dengan kecepatan aliran-bebas (*freestream*). Mendekati benda, terjadi perlambatan dan kemudian tepat di ujung haluan muncul *bow shock*. Tampak di permukaan benda terbang tidak terjadi perlambatan dan tidak terjadi pula *normal shock*. Aliran udara mengalami re-kompresi setelah melewati ujung-buritan, seperti ditunjukkan dengan bilangan Mach untuk kontur bersangkutan.

Perbandingan dengan hasil pengujian untuk distribusi bilangan Mach dipermukaan benda ditunjukkan oleh Gambar 4. Hasil perhitungan ditandai oleh garis dengan simbol bulatan, sedangkan hasil pengujian ditunjukkan oleh garis. Sumbu vertikal menyatakan bilangan Mach dan sumbu horisontal adalah jarak sepanjang korda NACA-0012. Perbandingan kedua data tersebut bisa dikatakan cukup menjanjikan. Selisih terbesar berkisar  $\Delta M = 0.02$ .

### 4. KESIMPULAN

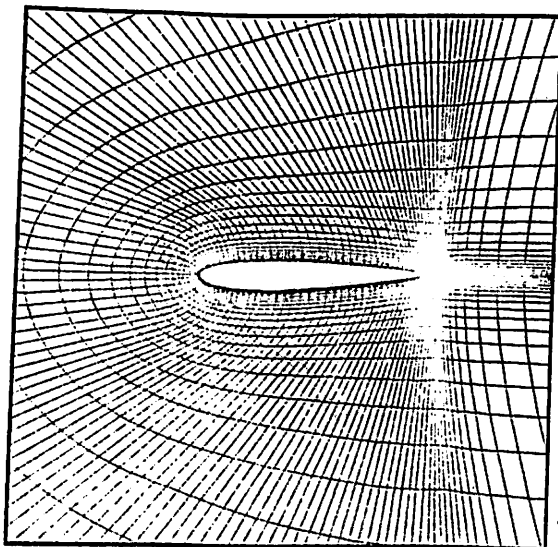
Di atas telah disajikan hasil studi numerik untuk mensimulasikan aliran udara berkecepatan supersonik. Persamaan dasar yang digunakan untuk simulasi dalam studi ini adalah Euler, non-viskos. Skema yang dipakai adalah Yee-Harten. Studi awal simulasi numerik benda terbang supersonik ini dilakukan dengan memanfaatkan PC yang umum dijual di pasaran.

Solusi perhitungan awal ini telah dipilih untuk benda bentuk dasar yaitu NACA-0012. Hasil perhitungan telah pula dibandingkan dengan hasil pengujian. Perbandingan kedua data tersebut bisa dikatakan menjanjikan. Selisih perbandingan bilangan Mach di sepanjang permukaan benda lebih kecil dari  $\Delta M = 0.02$ .

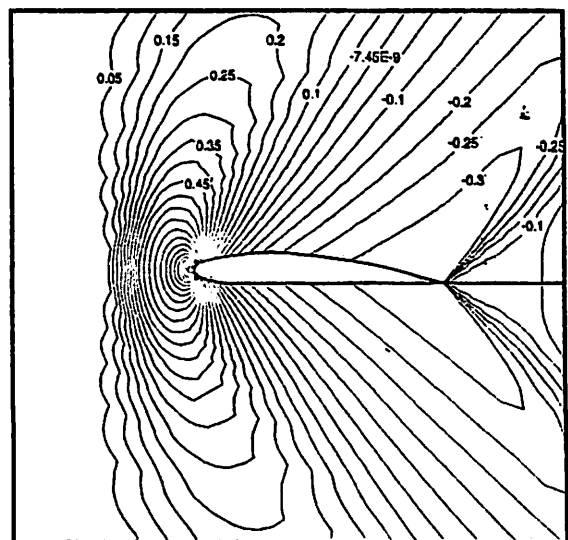
Studi lebih lanjut diarahkan untuk pengсахihan perangkat lunak dengan benda terbang supersonik bentuk dasar. Lebih lanjut, simulasi akan dilakukan pula untuk benda-benda yang lebih kompleks

### Daftar Rujukan

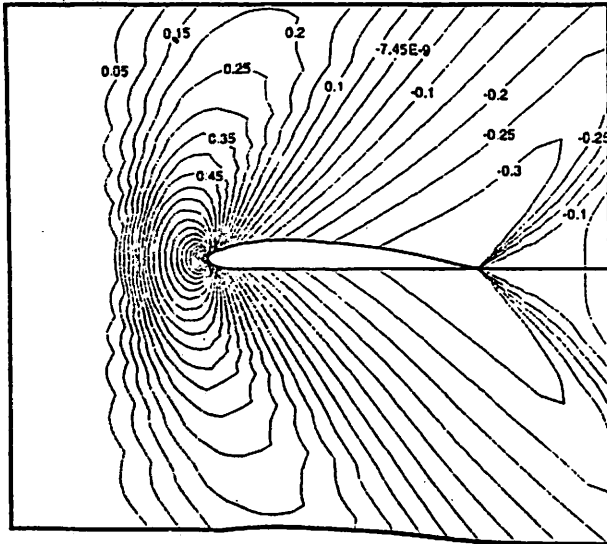
- [1] Yee, H.C. and Harten, A.: *Implicit TVD Scheme for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinate*, AIAA Paper 85-1513, 1985.



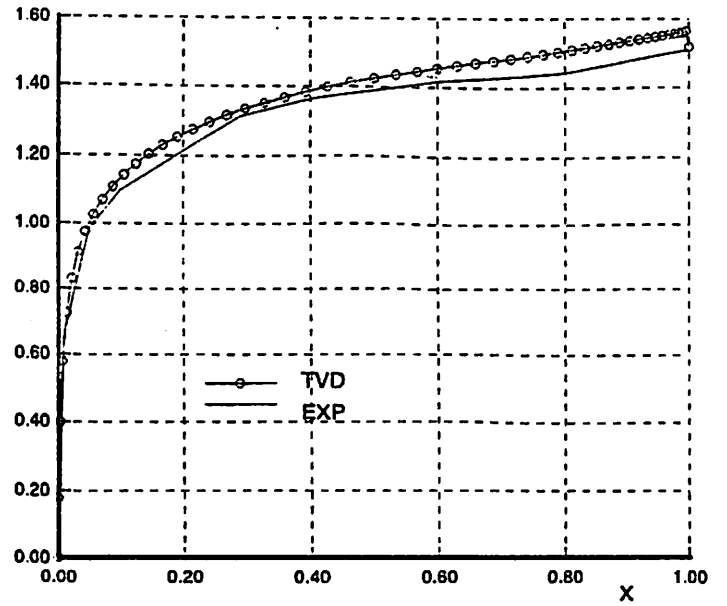
Gmb 1 Grid NACA-0012 151 x 31



Gmb 2. Kontur tekanan NACA -0012 pada aliran-bebas  $M=1.2$



Gmb 3 Kontur bilangan Mach NACA-0012 pada aliran-bebas  $M=1.2$



Gmb 4 Hasil perbandingan antara perhitungan dengan eksperimen untuk distribusi bilangan Mach di permukaan NACA-0012

# PENGEMBANGAN PERANGKAT LUNAK UNTUK MENGESTIMASI IMPULS SPESIFIK BERDASARKAN REKONSTRUKSI DATA UJI TERBANG

Oleh :

Errya Satrya \*  
Holder \*

## Abstrak

*Dalam rangka pengembangan program kegiatan peroketan , selama ini telah dilakukan beberapa kali uji terbang . Salah satu parameter yang dapat dievaluasi dari hasil uji ini adalah kinerja dari Sistem Propulsi Roket . Berkaitan dengan hal tersebut , tulisan ini memperlihatkan besarnya Isp roket yang diuji dengan cara membandingkan hasil Perangkat Lunak yang dibuat yang menggambarkan prediksi antara Isp dengan ketinggian maksimum .*

## 1. PENDAHULUAN

Pada dasarnya gerakan suatu roket membentuk lintasan yang secara nominal terletak pada suatu bidang datar atau disebut lintasan pada ruang dimensi dua . Hal ini dapat dilihat dengan beberapa contoh misalnya gerakan peluru ballistik antar benua dimana lintasannya berbentuk parabola .

Umumnya gerakan roket dapat menyimpang dari lintasan yang telah ditetapkan apabila mengalami gangguan - gangguan luar seperti pengaruh angin , adanya thrust misalignment dan lain - lain .

Untuk membatasi ketelitian peramalan ini , Efek Coriolis diabaikan , Medan Gravitasi dianggap homogen , Sudut Serang selama penerbangan kecil , Thrust roket selama pembakaran adalah konstan dan Pengaruh Angin diabaikan .

## 2. MODEL MATEMATIS TRAYEKTORI

Dalam masalah penerbangan roket ini , untuk mencapai ketinggian maksimum dapat dibagi dalam dua masalah yaitu gerak dalam waktu pembakaran propelan dan gerak dalam waktu mengambang atau sering disebut Waktu Coasting . Untuk penganalisaan masalah ini :

---

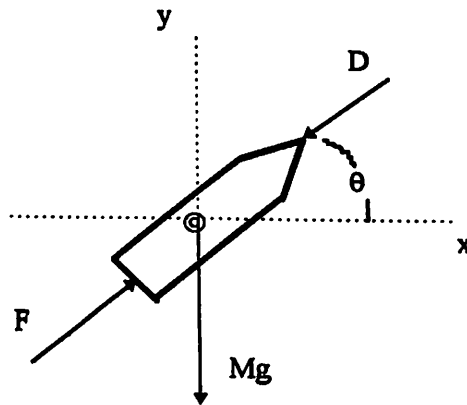
\* Staf peneliti pada Bidang Kerosat - LAPAN .

## 2.1. Gerak Dalam Waktu Pembakaran

Berdasarkan Hukum Newton kedua untuk persamaan gerak adalah :

$$F = M a$$

..... 1



Gambar 1. Gaya-gaya yang bekerja pada roket

Dari gaya - gaya yang bekerja pada penerbangan roket tersebut dapat diperoleh percepatan pada sumbu-x dan sumbu-y adalah :

$$a_x = (F - D) \cos \theta / M$$

..... 2a

$$a_y = (F - D) \sin \theta / M$$

..... 2b

dimana :

$$D = 0,5 C_d \rho V^2 A$$

Dengan menggunakan integral parsial pada persamaan 2a dan 2b diperoleh kecepatan pada sumbu-x dan sumbu-y :

$$V_x = (m g_0 I_{sp} \cos \theta / \dot{m}) \ln \{ (M_0 - \dot{m} t_0) / (M_0 - \dot{m} t) \} - (t - t_0) g_0 \cos \theta$$

..... 3a

$$V_y = (m g_0 I_{sp} \sin \theta / \dot{m}) \ln \{ (M_0 - \dot{m} t_0) / (M_0 - \dot{m} t) \} - (t - t_0) g_0 \cos \theta - (t - t_0) g_0$$

..... 3b



Kecepatan  $V_x$  dan  $V_y$  ini hanya berlaku untuk selama waktu pembakaran propelan roket .

Dengan cara yang sama dari persamaan 3a dan 3b diperoleh ketinggian dan jarak dari pusat sumbu selama waktu pembakaran propelan yaitu :

$$S_x = ( m g_0 I_{sp} \cos \theta / \dot{m} ) [ \{ ( M_0 - \dot{m} t_0 ) / \dot{m} \} \ln \{ ( M_0 - \dot{m} t_0 ) / ( M_0 - \dot{m} t ) \} - ( t - t_0 ) ] - g_0 \cos \theta \{ ( t - t_0 )^2 - 2 t t_0 \} \quad \dots\dots 4a$$

$$S_y = ( m g_0 I_{sp} \sin \theta / \dot{m} ) [ \{ ( M_0 - \dot{m} t_0 ) / \dot{m} \} \ln \{ ( M_0 - \dot{m} t_0 ) / ( M_0 - \dot{m} t ) \} - ( t - t_0 ) ] - \{ g_0 \sin \theta + g_0 \} ( t - t_0 )^2 \quad \dots\dots 4b$$

## 2.2 Gerak Dalam Waktu Coasting

Pada saat ini bahan bakar roket telah habis dan  $F = 0$  dimana roket masih tetap terbang sampai mencapai ketinggian maksimum dan kecepatan roket pada waktu itu sama dengan nol atau  $V_t = 0$ .

Dari permasalahan ini hukum Newton kedua tetap berlaku sehingga diperoleh persamaan percepatan pada saat coasting di sepanjang garis lintasan adalah :

$$a = - D/M - g_0 \quad \dots\dots 5$$

Untuk percepatan pada sumbu-x dan sumbu-y adalah :

$$a_x = - g_0 \cos \theta \quad \dots\dots 5a$$

$$a_y = - g_0 \sin \theta - g_0 \quad \dots\dots 5b$$

dengan mengintegalkan persamaan 5a dan 5b diperoleh kecepatan waktu coasting pada setiap saat pada sumbu-x dan sumbu-y :

$$V_{t_x} = V_{t_{bo}} - g_0 \cos \theta ( t - t_{bo} ) \quad \dots\dots 6a$$

$$V_{t_y} = V_{t_{bo}} - ( g_0 \sin \theta + g_0 ) ( t - t_{bo} ) \quad \dots\dots 6b$$

Pada saat  $V_{ty} = 0$  , roket mencapai ketinggian maksimum diperoleh :

$$V_{t_{bo}} = (g_0 \sin \theta + g_0) (t - t_{bo}) \quad \dots\dots 7$$

waktu yang dicapai untuk mencapai ketinggian maksimum adalah :

$$t = t_{bo} + V_{t_{bo}} / (g_0 \sin \theta + g_0) \quad \dots\dots 8$$

Dari hasil penjabaran rumus ini maka diperoleh waktu terbang , kecepatan roket setiap saat dan ketinggian maksimum roket . Dengan menggunakan data roket yang ada dapat diestimasi ketinggian roket berdasarkan Impuls Spesifik ( Isp ) .

### 3. ANALISA Isp TERHADAP KETINGGIAN TERBANG ROKET

Berdasarkan model matematis trayektori diatas , dapat dihitung dengan menggunakan perangkat lunak Bahasa Basic untuk kecepatan setiap saat dan ketinggian maksimum roket berdasarkan Isp , sebagai contoh untuk Roket Rx - 150/1200 dengan karakteristik yang diketahui sebagai berikut :  $T_b = 5$  dt,  $I_{sp} = 200$ , Berat payload = 5,3 kg ,  $M_s = 25$  kg ,  $M_p = 29$  kg, dengan besar sudut elevasi =  $80^\circ$  , maka dapat dilihat ketinggian roket seperti yang ada didalam lampiran .

### 4. KESIMPULAN

Dari model matematis trayektori tersebut diatas dan data yang diperoleh berdasarkan uji statik dibuatkan tabel untuk ketinggian maksimum berdasarkan Isp . Dari tabel ini dapat diprediksi tingkat persentase keberhasilan dari ketinggian yang diperoleh pada saat waktu terbang dan bila Isp diperbesar maka ketinggian yang diperoleh roket tidak terlampau mempengaruhi .

### DAFTAR SIMBOL

A	Luas penampang efektif	$M_s$	Massa struktur
$a_x$	Percepatan pada sumbu-x	m	Laju aliran massa propelan
$a_y$	Percepatan pada sumbu-y	$t_{bo}$	Waktu pembakaran propelan
Cd	Koefisien gesekan	$t_c$	Waktu coasting
D	Gaya hambat udara	$V_{t_x}$	Kecepatan roket saat pembakaran propelan pada sumbu-x
F	Gaya dorong motor roket	$V_{t_y}$	Kecepatan roket saat pembakaran propelan pada sumbu-y
$g_0$	Gaya gravitasi	$S_y$	Ketinggian roket
Isp	Impuls spesifik	$\theta$	Sudut elevasi
$M_o$	Massa total roket saat peluncuran		
$M_p$	Massa propelan		

## **DAFTAR PUSTAKA**

1. **Adi Sadewo , 1986, Peramalan Awal Trayektori Roket Padat ( PATROP) , LAPAN , Jakarta**
2. **Cornellisse J.W,1979, Rocket Propulsion And Spaceflight Dynamics , Pitman , London .**
3. **Djenie Said D,1988, Manual Perancangan Roket Kendali, Pusat Roket dan Satelit , LAPAN.**
4. **Perez . J .Ph, 1984, Mecanique Du Point et Des Systemes Materiels , Masson , Paris .**

Lampiran I.

**DATA ROKET RX - 150/1200**

Berat struktur roket	:	25	Kg
Berat Propelan	:	29	Kg
Berat Payload	:	5.3	Kg
Waktu Pembakaran	:	5	Det
Sudut Elevasi	:	80	Der
Isp	:	150 ~ 210	Det

**Lampiran II.****PRESTASI TERBANG ROKET RX-150/1200**

<b>Isp (det)</b>	<b>Lama terbang (det)</b>	<b>Ketinggian (m)</b>	<b>Jarak horintal (m)</b>
150.00	61.50	21592.12	7924.17
152.00	62.50	21909.69	8141.31
154.00	62.50	22219.41	8237.57
156.00	62.50	22526.14	8333.45
158.00	63.50	22836.38	8553.85
160.00	63.50	23139.99	8650.19
162.00	63.50	23440.72	8746.17
164.00	63.50	23738.61	8841.78
166.00	64.50	24040.97	9066.04
168.00	64.50	24335.88	9162.07
170.00	64.50	24628.07	9257.74
172.00	64.50	24917.60	9353.04
174.00	65.50	25211.68	9580.91
176.00	65.50	25498.33	9676.60
178.00	65.50	25782.43	9771.91
180.00	65.50	26064.00	9866.87
182.00	66.50	26349.48	10098.12
184.00	66.50	26628.31	10193.42
186.00	66.50	26904.70	10288.35
188.00	66.50	27178.71	10382.93
190.00	67.50	27455.31	10617.32
192.00	67.50	27726.68	10712.20
194.00	67.50	27995.77	10806.73
196.00	67.50	28262.61	10900.90
198.00	67.50	28527.21	10994.71
200.00	67.50	28789.68	11088.17
202.00	68.50	29056.51	11326.73
204.00	68.50	29316.49	11420.46
206.00	68.50	29574.38	11513.85
208.00	68.50	29830.23	11606.88
210.00	68.50	30084.03	11699.56

### Lampiran III

