

# PREDIKSI TRAYEKTORI WAKTU-NYATA ROKET BALISTIK DENGAN MENGGUNAKAN GPS

Wahyu Widada

Peneliti Pusat Teknologi Dirgantara Terapan, LAP AN

## ABSTRACT

This paper described the real-time prediction of the trajectory of a ballistic rocket based on GPS data. The method was used a parabolic motion under the assumption of a constant gravitational acceleration. The algorithm was successfully applied to GPS flight data of a RX150 rocket launched at Pamengpeuk, Jawa Barat

## ABSTRAK

Dalam paper ini dikembangkan metoda pendeteksian lintasan terbang roket balistik berbasis data GPS. Metoda ini menggunakan persamaan gerak parabolic dengan asumsi percepatan gravitasi bumi yang konstan. Algoritma dalam metoda ini telah diaplikasikan dengan baik pada data GPS dalam uji terbang roket RX150 di tempat peluncuran Pamengpeuk, Jawa Barat.

## 1. PENDAHULUAN

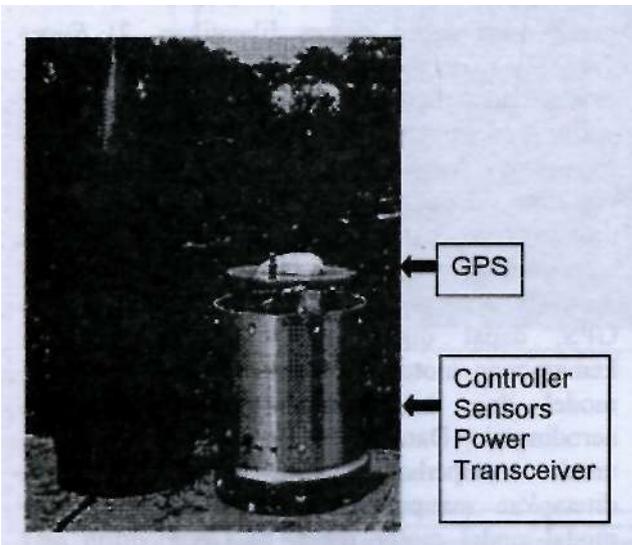
Tcknologi roket telah berkembang sangat pesat sejak perang dunia ke-dua dengan tujuan awal untuk berperang. Kemudian pada masa damai dikembangkan untuk tujuan peluncuran satelit ke orbit, pemantauan atmosfer dan tujuan-tujuan penelitian lainnya (Richard B. Dow, 1958). Dalam melakukan percobaan peluncuran sebuah roket, sangat diperlukan untuk memantau lintasan terbang roket secara real-time agar diketahui posisi serta gerak yang sedang terjadi. Lintasan terbang roket diharapkan tetap pada daerah aman yang dikehendaki. Sehingga apabila lintasan roket keluar dari daerah aman dapat diantisipasi dengan segera. Untuk itu LAPAN telah mengaplikasikan GPS (General Position System) sebagai navigasi roket untuk mendeteksi lintasan gerak roket. Secara harga, jauh lebih murah dibanding dengan menggunakan bantuan radar (Sutton GP & Oscar Biblarz, 2001). Di samping itu juga memiliki tingkat akurasi yang lebih baik, hal ini disebabkan GPS yang *onboard* sehingga mempunyai presisi waktu yang tepat. Aplikasi data GPS pada roket antara lain sebagai: 1) *Range Safety*; pada saat roket diluncurkan, posisi dan kecepatan roket sangat perlu diketahui secara waktu-nyata untuk mengetahui lintasan roket apakah sesuai dengan lintasan yang dipandu pada daerah aman atau tidak. Berdasarkan informasi ini dapat segera ditanggulangi apabila lintasan roket abnormal dalam area yang tidak dikehendaki (padat penduduk dan pemukiman), sehingga

gerak roket dapat segera dihentikan. 2) *Event Triggering*; dengan data posisi dan waktu yang akurat dapat digunakan untuk peluncuran roket *multiple stage* sebagai timer pada motor roket. 3) *Recovery*, dengan data GPS yang kontinu dan real-time, dapat dilacak posisi *payload* yang dibawa oleh parasit serta sebagai timer saat melakukan *recovery*. 4) *Performance and Trajectory Analysis*; dengan data posisi dan kecepatan dari GPS, dapat digunakan untuk perbandingan kemampuan motor roket yang dirancang sesuai model dan data aktual serta karakteristik aerodinamic. Data-data yang diperoleh digunakan untuk memperbaiki parameter yang telah ditetapkan maupun untuk analisa kemampuan model-model motor roket. 5) *Geolocation and Measurements*; dengan kombinasi posisi dan data yang diterima suatu sensor, dapat dimanfaatkan untuk monitoring data atmosfer yang membutuhkan posisi/ ketinggian dan waktu ukur. Untuk ketinggian di bawah 30 km, dalam pengukuran atmosfer dapat dilakukan dengan bantuan balon atau pesawat, akan tetapi pada ketinggian 30 km sampai 250 km, hanya dapat dilakukan dengan bantuan roket.

Tulisan ini memuat metoda pendeteksian lintasan roket secara dini dan waktu-nyata dengan menggunakan data GPS yang dipasang pada muatan roket. Lintasan roket diasumsikan sebagai gerak parabolic setelah motor roket berhenti dengan asumsi percepatan gravitasi yang tetap.

## 2. INSTRUMENTASI

Eksperimen ini menggunakan data roket RX150 yang telah dikembangkan oleh LAP AN. Lokasi peluncuran roket di daerah Pameungpeuk, Jawa Barat dengan posisi  $7.66^\circ$  S dan  $107.69^\circ$  E tepi pantai laut selatan pulau Jawa. Roket LAP AN RX150 mempunyai tabling aluminium berdiameter 150 mm, panjang 3 m dengan bahan bakar propelan padat. Seperti terlihat pada Gambar 2-1, sistem muatan (payload) terdiri dari sistem navigasi GPS, sensor dinamik (accelerometer, potensiometer), timer, telemetry (VHF 137.5 MHz, UHF 400 MHz) serta microcontroller yang terletak pada ujung roket. GPS receiver menggunakan produk Garmin Trackpak 36, yang dilengkapi antena berbentuk helix yang dapat berkomunikasi via radio-modem pada kecepatan 1200 sampai 9600 bps yang mampu menerima data dalam waktu 1 detik dengan akurasi posisi 5 m.



Gambar 2-1 : Payload yang telah dirakit semua sebelum diintegrasikan dengan motor-roket.

### 2.1 Data GPS

Pada waktu  $t$ , data GPS yang diterima menginformasikan suatu posisi roket  $s$  dan kecepatan  $v$  pada pusat bumi sebagai sumbu axis. Data yang diperoleh adalah *longitude*  $X$ , *latitude*  $\phi$ , dan ketinggian  $h$ , sehingga juga dapat dihitung pula *ground speed*  $u_{md}$ , sudut luncur roket  $A$ , maupun kecepatan naik  $u_{up}$ . Sehingga kecepatan roket pada kedua ekspresi tersebut dapat ditulis dalam persamaan sebagai berikut

$$\mathbf{v} = \mathbf{E}^T(\lambda, \phi, h) \cdot \mathbf{u} \dots \dots \dots (2-1)$$

Keterangan:

$\mathbf{E}$  adalah unit vektor pada arah timur eg, utara  $e^\wedge$  dan atas  $e_{up}$  serta vektor  $\mathbf{u}$ , adalah

$$\mathbf{u} = \begin{pmatrix} u_{\text{grd}} \sin(A) \\ u_{\text{grd}} \cos(A) \\ u_{\text{up}} \end{pmatrix} \dots \dots \dots (2-2)$$

merupakan komponen kecepatan pada axis tersebut. Perhitungan vektor  $\mathbf{E}$ , adalah perhitungan umum yang dapat dijumpai pada buku-buku ilmiah untuk merubah koordinat geodetic menjadi koordinat Cartesian. Untuk lebih jelasnya, perubahan sumbu koordinat geodetic menjadi Cartesian dengan pusat bumi, (Bull B., 2000) sebagai berikut

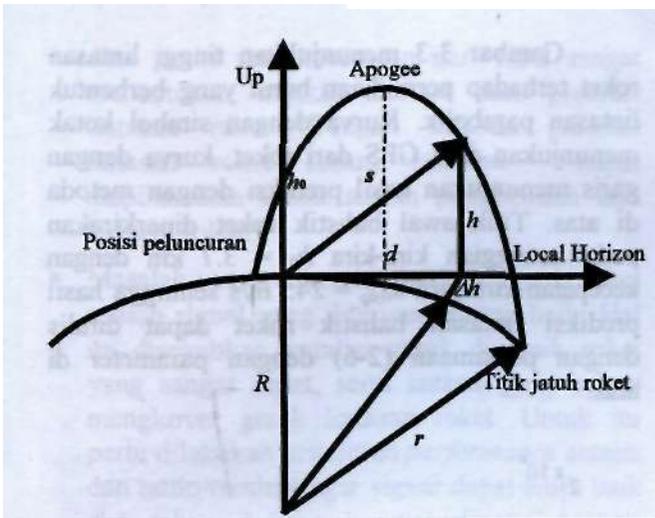
$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (N+h) \cos \phi \cos \lambda \\ (N+h) \cos \phi \sin \lambda \\ [N(1-e^2)+h] \sin \phi \end{pmatrix} \dots \dots \dots (2-3)$$

sebaliknya, untuk mengubah dari koordinat Cartesian menjadi koordinat geodetic adalah dengan persamaan berikut:

$$\begin{pmatrix} \phi \\ \lambda \\ h \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a \tan \left( \frac{Z + e^{ab} b \sin^3 \theta}{p - e^2 a \cos^3 \theta} \right) \\ a \tan 2(Y, X) \\ p / \cos \phi - N(\phi) \end{pmatrix} \dots \dots \dots (2-4)$$

Keterangan:

$N(\phi) = a / \sqrt{1 - e^2 \sin^2 \phi}$ ,  $a = \text{semi-major earth axis}$ ,  $b = \text{semi-minor earth axis}$ ,  $f = (a-b)/a = \text{flattening}$ ,  $e^2 = ef - f^2 = \text{eccentricity squared}$ ,  $p = \sqrt{X^2 + Y^2}$ ,  $\theta = \text{atan}(Za/ph)$ , dan  $e^{ab} = (a^2 - b^2)/b^2$ .  $(X, Y, Z)$  adalah koordinat Cartesian dengan pusat bumi sebagai titik pusatnya. Sehingga dengan persamaan (2-3) kecepatan roket pada permukaan bumi pada arah timur, utara dan ke atas. Pada alat penerima data GPS dapat menerima dua sampai 12 satelit agar data yang diperoleh lebih akurat. Dengan demikian *Cartesian velocity vector* atau kecepatan vektor sumbu Cartesian dapat dihitung sampai  $1 \text{ cm}^2$  pada perbedaan carrier phase. Untuk *single frequency receiver* hanya sampai  $1 \text{ ms}^{\text{''}}$  tingkat akurasi.



Gambar 2-2: Lintasan parabolik balistik roket dengan lokal koordinat posisi peluncuran dan koordinat pusat bumi.

## 2.2 Lintasan Gerak Roket

Untuk mengekspresikan lintasan roket balistik, secara sederhana adalah dengan lintasan gerak parabola dengan gaya aksi sebuah kecepatan konstan  $h = -g$  pada sumbu vertikal. Gerak roket juga dapat diekspresikan dengan koordinat temp at peluncuran dan lokal horizontal yang disesuaikan dengan arah selatan, timur, dan arah ke atas, seperti pada Gambar 2-2. Ketinggian  $h_0$  adalah ketinggian di mana tenaga dorong motor roket sudah berhenti atau nol (balistik), sehingga pada saat itu lintasan roket menjadi lintasan parabolik (free flight). Gerak lintasan roket balistik pada waktu  $t_0$  dapat ditulis dengan persamaan berikut:

$$S(t_0 + \Delta t) = S_0 + U_0 \Delta t + \frac{1}{2} g \Delta t^2 \dots (2-5)$$

Apabila ditulis dengan komponen masing-masing tiga sumbu menjadi:

$$\mathbf{S}(t_0 + \Delta t) = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ h_0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} u_g \\ u_N \\ u_{sp} \end{pmatrix} \Delta t + \frac{1}{2} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{pmatrix} \Delta t^2 \dots (2-6)$$

Dari persamaan (2-6) waktu yang ditempuh oleh roket sampai pada titik jatuh ke permukaan bumi, adalah

$$\tau = \frac{1}{g} \left( u_{0,sp} + \sqrt{u_{0,sp}^2 + 2h_0 g} \right) \dots (2-7)$$

Harga percepatan gravitasi adalah  $g = 9.81 \text{ ms}^{-2}$  sebagai harga rata-rata untuk model lintasan parabolik. Posisi vektor lintasan roket pada permukaan bumi  $\mathbf{r}_{\text{gnd}}$  dapat kita hitung dengan persamaan:

$$\mathbf{r}_{\text{gnd}}(t_0) = \mathbf{r}(t_0) + \mathbf{E}^T(t_0)(\mathbf{S}(t_0 + \Delta t) - \mathbf{s}_0) \dots (2-8)$$

Sehingga posisi jatuhnya roket pada permukaan bumi dengan asumsi waktu yang ditempuh  $\tau$  seperti pada persamaan (2-7) menjadi:

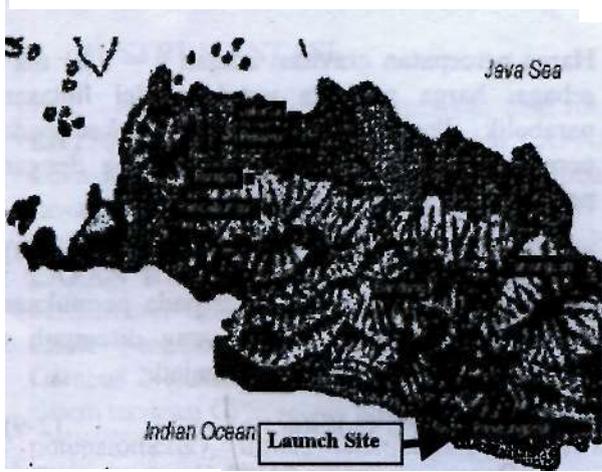
$$\mathbf{r}_{\text{gnd}}(t_0) = \mathbf{r}(t_0) + \mathbf{E}^T(t_0)(\mathbf{S}(t_0 + \tau) - \mathbf{s}_0) \dots (2-9)$$

Dengan persamaan (2-5) sampai (2-9) dapat diprediksi lebih awal posisi, titik jatuh *apogee* serta kecepatan roket dengan data-data awal dari GPS. Metoda ini akan diaplikasikan pada data GPS saat peluncuran roket.

Dalam perhitungan kali ini mengabaikan pengaruh ketidakrataan permukaan bumi  $A_{ft}$ , perbedaan percepatan gravitasi  $g$ , serta gaya koriolis perputaran bumi, hal ini diprediksi tidak mempunyai pengaruh yang signifikan karena lintasan roket pada eksperimental kali ini (tidak terlalu tinggi dan tidak jauh). Pengaruh ketidakrataan untuk jarak tempuh 20 km pada permukaan bumi adalah kira-kira  $A_{ft} = 30 \text{ km}$  ( $A_{ft} \ll 0.5cP/R$ , di mana  $R$  adalah jari-jari bumi). Pada kesempatan lain untuk menganalisa lintasan roket yang tinggi dan jauh pengaruh-pengaruh ini akan dibahas dalam tulisan tersendiri. Agar mendapatkan hasil prediksi yang akurat perhitungan pengaruh hambatan atmosfer (molekul dan partikel) perlu kita pertimbangkan. Secara umum hambatan atmosfer ini mempengaruhi laju kecepatan roket yang tergantung pada tingkat kepadatan atmosfer.

## 3. APLIKASI

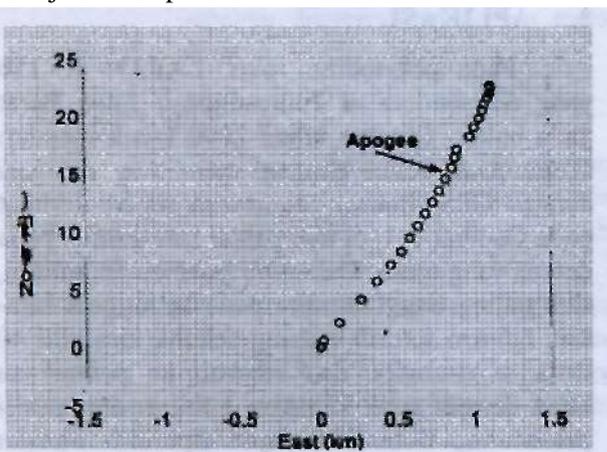
Pada peluncuran roket LAPAN RX150 yang diluncurkan di Pameungpeuk Jawa Barat pada bulan Oktober tahun 2000 untuk menguji kemampuan roket dengan membawa navigasi dengan GPS. Lokasi peluncuran seperti terlihat pada Gambar 3-1, di tepi pantai laut selatan pada daerah yang aman. Dalam uji peluncuran kali ini, titik paling tinggi dicapai pada ketinggian kira-kira 6.6 km setelah terbang selama kira-kira 40 detik di atmosfer, dan kembali ke permukaan bumi dengan jarak kira-kira 1.5 km dari posisi peluncuran. Data GPS dapat diperoleh melalui radio-modem dengan baik.



Gambar 3-1: Posisi lokasi peluncuran roket di daerah Pameungpeuk, Gaiut, Jawa Barat ( $7.66^{\circ}$  S,  $107.69^{\circ}$  E).

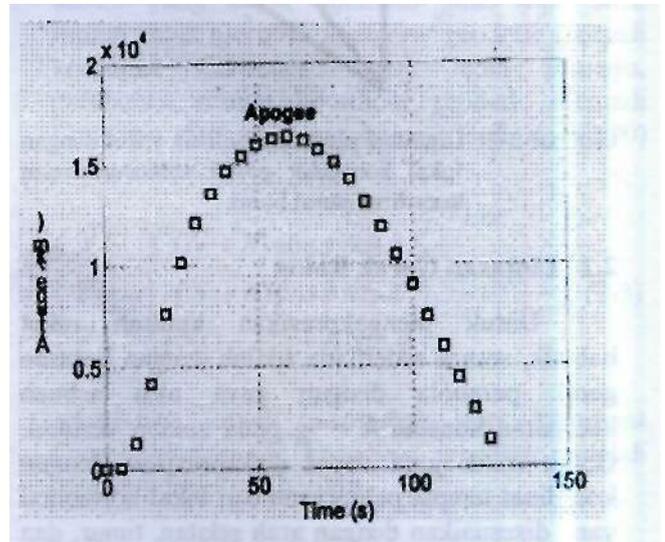
Hasil prediksi lintasan roket pada permukaan bumi dijelaskan dalam Gambar 3-2. Perhitungan gerak arah roket dengan persamaan (2-3) dan (2-4). Titik puncak lintasan gerak roket adalah pada jarak kira-kira 1.5 km ke utara dan 1 km ke arah timur. Hal ini setelah kira-kira melintas dalam waktu 40 detik di mana waktu tempuh roket sampai jatuh ke permukaan bumi kira-kira 72 detik. Kecepatan maximum roket kira-kira 245 m/s pada waktu  $t = 11$  detik (dihitung dari data jarak dan waktu). Untuk lebih jelasnya dapat dilihat pada Tabel 3-1.

Apabila data kecepatan roket dapat diperoleh dari GPS, maka dengan kecepatan awal yang akurat  $u_{0,up}$ , dengan menggunakan algoritma pada persamaan (2-5) sampai persamaan (2-9) dapat diprediksi persamaan lintasan roket, *apogee* maupun titik jatuh secara lebih awal secara waktu-nyata. Pada percobaan kali ini kami menghitung kecepatan awal roket dengan waktu dan jarak tempuh dari data GPS.



Gambar 3-2: Prediksi titik jatuh roket berbasis data GPS.

Gambar 3-3 menunjukkan tinggi lintasan roket terhadap permukaan bumi yang berbentuk lintasan parabolik. Kurva dengan simbol kotak menunjukkan data GPS dari roket, kurva dengan garis menunjukkan hasil prediksi dengan metoda di atas. Titik awal balistik roket diperkirakan pada ketinggian kira-kira  $h_0 = 3.7$  km dengan kecepatan kira-kira  $u_{0,up} = 245$  m/s sehingga hasil prediksi lintasan balistik roket dapat ditulis dengan persamaan (2-6) dengan parameter di atas.



Gambar 3-3: Prediksi tinggi lintasan roket terhadap waktu.

Secara umum prediksi *performace* roket RX150 LPN dapat dilihat pada Tabel 3-1, dengan gerak roket pada arah kira-kira 1.2 km ke arah East dan 23 km ke arah utara.

Table 3-1: APPROXIMATE FLIGHT PARAMETERS OF RX150 LPN ROCKET.

Parameters	Roket RX150LPN
<i>Launch site</i>	$4 = -7.66^{\circ}$ , $p = +107.69^{\circ}$
<i>Boost duration</i>	11 s
<i>Flight time</i>	72 s
<i>Apogee altitude</i>	6662 m
<i>Max. velocity</i>	245 $\text{ms}^{-1}$

#### 4. KESIMPULAN

- Metoda pendeteksian trayektori lintasan roket telah dikembangkan dengan basis data GPS. Data diperoleh dari peluncuran roket RX150. Titik jatuh roket dapat diprediksi secara dini dengan asumsi lintasan parabolik. Akurasi

data posisi dan kecepatan dari GPS sang.n menentukan tingkat akurasi dari prediksi lintasan roket. Dengan metoda prediksi lintasan roket secara *realtime* dapat diaplikasikan untuk sistem penghentian laju terbang roket.

- Masalah utama dalam aplikasi GPS pada roket adalah signal yang diterima kurang baik. Hal ini disebabkan kondisi gerak dinamik roket yang sangat cepat, serta antena yang belum mengcover gerak lintasan roket. Untuk itu perlu dilakukan *penetban performance* antena dan radio-modem agar signal dapat lebih baik dan tahan dengan kondisi dinamik roket. Kemudian untuk analisa lintasan roket yang lebih dari 25 km perlu dibahas pengaruh bentuk permukaan bumi yang tidak datar, gaya coriolis serta perbedaan percepatan gravitasi agar dapat diperoleh hasil yang akurat.

## DAFTARRUKAN

- B. Bowling, 1976, *Transformation from spatial to geographical coordinates*. Survey Review, 323-327.
- B. Bull, 2000, *A real time differential GPS tracking system for NASA sounding rockets*. Proceeding of the ION GPS-2000, Salt Lake City, Utah.
- G. P. Sutton and Oscar Biblarz, 2001, *Rocket Propulsion Elements (7\* Edition)*, John Wiley & Sons, Inc, New York.
- M. Markgraf, O. Montenbruck, F. Hassenpflug, P. Turner, B. Bull, 2001, *A low cost GPS system for real-time tracking of sounding rockets*, European Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research, Biarritz.
- Richard B. Dow, 1958, *Fundamentals of Advanced Missiles*, John Wiley & Sons, Inc, New York.