

## STUDI AKURASI PREDIKSI KEDUDUKAN SATELIT MENGUNAKAN TLE YANG TIDAK UPDATE

### (STUDY ON ACCURACY OF SATELLITE POSITION PREDICTION USING OUTDATED TLE)

Nindhita Pratiwi<sup>1</sup>, Suryadi Siregar<sup>2</sup>, Ridanto Eko Poetro<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Program Studi Sains Atmosfer dan Keplanetan, Institut Teknologi Sumatera (ITERA), 35365, Jati Agung, Lampung, Indonesia.

<sup>2</sup>Program Studi Astronomi Fakultas Matematika dan Ilmu Pengetahuan Alam, Institut Teknologi Bandung (ITB), 40132, Bandung, Jawa Barat, Indonesia

<sup>3</sup>Program Studi Teknik Penerbangan Fakultas Teknik Mesindan Dirgantara, Institut Teknologi Bandung (ITB), 40132, Bandung, Jawa Barat, Indonesia  
e-mail: [nindhita.pratiwi@aps.itera.ac.id](mailto:nindhita.pratiwi@aps.itera.ac.id)

#### ABSTRAK

##### Riwayat Artikel:

Diterima:  
17 November 2017  
Direvisi:  
16 Mei 2018  
Disetujui:  
28 September 2018  
Diterbitkan:  
19 Nopember 2018

##### Kata kunci:

SATELIT, TLE, STK,  
SGP4, POSISI, ERROR.

Hingga saat ini, Indonesia masih menggunakan data TLE (*Two-Line Element*) dari NORAD (*North American Aerospace Defense Command*) untuk mengetahui elemen orbit satelit terutama untuk posisi dan kecepatan satelit. Propagasi orbit dapat digunakan untuk menghitung vektor-vektor keadaan orbital satelit. Model-model propagasi mampu memprediksi efek gangguan yang disebabkan oleh bentuk Bumi, *atmospheric drag*, radiasi, efek gravitasi Matahari dan Bulan. STK (*System Tool Kit*) adalah mesin geometri yang digunakan untuk menentukan posisi terhadap waktu. Beberapa propagator yang tersedia di STK: *Two Body*, *J2 Perturbation*, *J4 Perturbation*, dan *SGP4 (Simplified General Perturbations 4)*. Dengan menggunakan STK, melalui keempat propagator tersebut, dapat diperoleh data elemen orbit, posisi dan kecepatan satelit. Selain itu, dapat pula ditentukan *error* posisi yang dihasilkan melalui berbagai propagator. Hal ini berkaitan dengan penentuan jangka waktu TLE masih bisa digunakan untuk suatu akurasi tertentu. Berdasarkan hasil yang diperoleh, dapat disimpulkan bahwa untuk batas akurasi 25 km dan 60 km, TLE masih bisa digunakan dalam jangka waktu maksimal 7 hari dan 77 hari.

#### ABSTRACT

##### Keywords:

SATELLITE, TLE, STK,  
SGP4, POSITION,  
ERROR.

Until now, Indonesia still using TLE (*Two-Line Element*) from NORAD (*North American Aerospace Defense Command*) to know orbital element of satellite especially for position and velocity of satellite. Orbital propagation can be used to calculate the vectors of orbital satellite. Models of propagation can be used to predict the perturbation effect caused by earth's shape, atmospheric drag, radiation, Sun and Moon's gravitation effect. STK (*System Tool Kit*) is

geometry machine that used to determine the position of satellite as function of time. Propagators that available in STK are Two Body, J2 Perturbation, J4 Perturbation, and SGP4 (Simplified General Perturbations 4). Using STK with that propagators, we can obtain comparison of orbital element, position, velocity, and position error, so we can determine the TLE's duration that can still be used for some kind of accuracy. Based on result, we get conclusion that for accuration limit 25 kilometers and 60 kilometers, TLE can still be used for maximal duration 7 days and 77 days.

## 1. PENDAHULUAN

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) melalui Pusat Teknologi Satelit Rancabungur menjadi lokasi perakitan satelit pasca-pengembangan LAPAN-TUBSAT, yang merupakan salah satu satelit yang dikembangkan oleh LAPAN, yang diluncurkan pada tanggal 10 Januari 2007 dari Pusat Antariksa Satish Dhawan di India. Satelit ini dimuat oleh roket Carthosat-2. LAPAN-TUBSAT memiliki jarak tempuh hingga mencapai ketinggian 630 km, memiliki orbit polar dengan inklinasi  $97.60^\circ$  dan periode 99.039 menit. (Judianto, 2009)

Penentuan posisi dan kecepatan satelit yang dilakukan oleh Pusat Teknologi Satelit selama ini mengandalkan data dari internet berupa TLE (*Two-Line Element*) yang dipublikasikan oleh NORAD (*North American Aerospace Defense Command*) melalui website [www.celestrak.com](http://www.celestrak.com). Walaupun data tersebut sudah tersedia, tetapi kemampuan untuk menentukan posisi dan kecepatan satelit sendiri sangat penting dalam rangka mewujudkan kemandirian bangsa. Elemen orbit Keplerian dapat digunakan untuk menghasilkan perkiraan kasar posisi satelit, namun prediksi akan salah untuk jangka waktu yang lama, dikarenakan adanya gangguan dalam orbit. Kebutuhan prediksi orbit secara akurat, mendukung pengembangan model SGP4 (*Simplified General Perturbations 4*). Model ini dianggap sangat mendekati model orbital NORAD. Selain SGP4, terdapat pula model propagator lain yaitu *Two Body*, *J2 Perturbation*, dan *J4 Perturbation*. Menentukan posisi dan kecepatan satelit melalui keempat propagator di atas, dengan bantuan STK (*System Tool Kit*) versi 10.1.1,

membandingkan hasil keempat prapogator tersebut, dan memilih propagator mana yang hasilnya paling mendekati real, adalah alur pekerjaan penulis dalam penelitian ini. Setelah memperoleh propagator yang paling efektif, maka penulis berharap Indonesia mampu menentukan dan memprediksi posisi dan kecepatan satelit sendiri. Selain itu, dapat pula ditentukan *error*posisi yang mampu menentukan jangka waktu TLE masih bisa digunakan untuk suatu akurasi tertentu. Dalam hal ini, TLE masukan yang digunakan untuk memprediksi posisi satelit adalah TLE yang telah dipublikasikan oleh NORAD (TLE hasil pengamatan lampau atau TLE yang tidak *update*).

## 2. LANDASAN TEORI

### 2.1 Propagasi Orbit

Propagasi orbit merupakan istilah yang digunakan untuk menyatakan "penjalaran" orbit dari waktu ke waktu. Propagasi ini menentukan gerak benda sepanjang waktu. Dasar propagasi orbit adalah elemen orbit Keplerian, yang dapat digunakan untuk menghasilkan perkiraan kasar posisi satelit, namun prediksi akan salah untuk jangka waktu yang lama, dikarenakan adanya gangguan, yang dikenal sebagai pertubasi dalam orbit. Gangguan ini meliputi gaya tarik atmosfer dan gaya gravitasi Bulan. Kebutuhan prediksi orbit secara akurat, mendukung pengembangan model SGP pada tahun 1970. Model ini kemudian ditingkatkan menjadi model SGP4 pada tahun 1980. Model baru ini dianggap sangat mendekati model orbital NORAD. (Hoots dan Roehrich, 1988)

## 2.2 Model Propagator Orbit

- *Two-Body*

Propagator *Two-Body* atau Keplerian hanya mempertimbangkan gaya gravitasi Bumi, dimana Bumi dimodelkan sebagai sebuah titik massa. (Hujsak dan Hoots, 1977)

- *J2 Perturbation*

Propagator perturbasi J2 untuk variasi sekuler pada elemen orbit yang diakibatkan oleh kecepatan Bumi. Propagator ini tidak memodelkan gaya tarik atmosfer ataupun gaya gravitasi Matahari dan Bulan. J2 adalah *zonal harmonic coefficient* yang melambangkan *infinite series* dari medan gravitasi bumi. Ini merupakan efek dominan dari kecepatan bumi. Koefisien zonal harmonik adalah satu-satunya koefisien yang mengakibatkan perubahan sekuler pada elemen orbit satelit. (Lane dan Cranford, 1969)

- *J4 Perturbation*

Propagator perturbasi J4 mencakup J2 dan J4 itu sendiri. Koefisien J3 yang menghasilkan efek periode jangka panjang, tidak termasuk dalam propagator. J4 diperkirakan 1000 kali lebih kecil dari J2. Karena J2 dan J4 memiliki efek sekuler yang sangat kecil, maka ada sedikit perbedaan antara orbit yang dihasilkan oleh kedua propagator. (Lane dan Cranford, 1969)

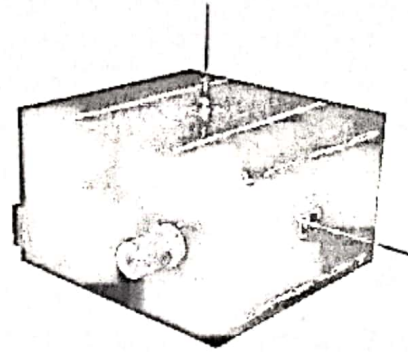
- SGP4

Propagator SGP4 merupakan propagator standar AFSPACECOM (*Air Force Space Command*), yang menggunakan TLE sebagai data masukan (Baranov, 2009). SGP4 mempertimbangkan variasi sekuler dan periodik yang diakibatkan oleh kecepatan Bumi, efek gravitasi Matahari dan Bulan, efek resonansi gravitasi dan peluruhan orbital yang menggunakan *simple drag model*. (<http://help.agi.com/stk/>)

## 2.3 LAPAN-TUBSAT

LAPAN-TUBSAT adalah sebuah satelit mikro yang dikembangkan Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) bekerja sama dengan Universitas Teknik Berlin (*Technische Universität Berlin*; TU Berlin). Pada awal perencanaannya,

satelit LAPAN-TUBSAT yang berbentuk kotak dengan berat 57 kilogram dan dimensi 45 x 45 x 27 sentimeter ini akan digunakan untuk melakukan pemantauan langsung situasi di Bumi seperti kebakaran hutan, gunung berapi, banjir, menyimpan dan meneruskan pesan komunikasi di wilayah Indonesia, serta untuk misi komunikasi bergerak.



Gambar 2-1. LAPAN-TUBSAT (<http://pusteksat.lapan.go.id>)

Sebagai satelit pengamatan, satelit ini dapat digunakan untuk melakukan pemantauan langsung kebakaran hutan, gunung meletus, tanah longsor dan kecelakaan kapal maupun pesawat. Tapi pengamatan banjir akan sulit dilakukan karena kamera tidak bisa menembus awan tebal yang biasanya menyertai kejadian banjir. (<http://pusteksat.lapan.go.id>)

## 3. DATA DAN METODE

### 3.1 Langkah Kerja

1. Menghitung *semi-major axis real* dengan menggunakan rumus:

$$a^3 = \frac{\mu}{n^2} \dots \dots \dots (3-1)$$

dengan  $\mu$  = konstanta gravitasional geosentrik bumi,  $n$  = gerak rata-rata (Cornelisse et al, 1979)

2. Mencari nilai  $E$  (anomali eksentrik) dengan metode numerik Newton-Raphson.

$$E(t) = M + e \cdot \sin E(t) \dots \dots \dots (3-2)$$

dengan  $E$  dalam satuan radian,  $M$  = mean anomaly (radian), dan  $e$  = eksentrisitas.

(Cornelisse et al, 1979)

3. Menghitung posisi ( $r$ ) *real* menggunakan rumus:

$$r = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos v} \dots \dots \dots (3-3)$$

$$v(t) = 2 \cdot \tan^{-1} \left[ \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan\left(\frac{E(t)}{2}\right) \right] \dots (3-4)$$

dengan  $a$  = semi-major axis (km),  $v$  = true anomaly (degree), dan  $E$  = anomali eksentrik. (Cornelisse et al, 1979)

4. Menghitung posisi  $(x, y, z)$  real menggunakan rumus:

$$x = l_1 \xi + l_2 \eta, \quad y = m_1 \xi + m_2 \eta, \quad z = n_1 \xi + n_2 \eta \dots (3-5)$$

dengan

$$l_1 = \cos \omega \cos \Omega - \sin \omega \sin \Omega \cos i \dots (3-6)$$

$$m_1 = \cos \omega \sin \Omega + \sin \omega \cos \Omega \cos i \dots (3-7)$$

$$n_1 = \sin \omega \sin i \dots (3-8)$$

$$l_2 = -\sin \omega \cos \Omega - \cos \omega \sin \Omega \cos i \dots (3-9)$$

$$m_2 = -\sin \omega \sin \Omega + \cos \omega \cos \Omega \cos i \dots (3-10)$$

$$n_2 = \cos \omega \sin i \dots (3-11)$$

$$\xi = r \cos v \dots (3-12)$$

$$\eta = r \sin v \dots (3-13)$$

Keterangan:  $\omega$  = argument of perigee,  $\Omega$  = Right Ascension of the Ascending Node,  $i$  = inklinasi,  $v$  = true anomaly,  $r$  = posisi. (Cornelisse et al, 1979)

5. Menghitung kecepatan  $(v_x, v_y, v_z)$  real menggunakan rumus:

$$\frac{dx}{dt} = l_1 \left( \cos v \frac{dr}{dt} - r \sin v \frac{dv}{dt} \right) + l_2 \left( \sin v \frac{dr}{dt} + r \cos v \frac{dv}{dt} \right) \dots (3-14)$$

$$\frac{dy}{dt} = m_1 \left( \cos v \frac{dr}{dt} - r \sin v \frac{dv}{dt} \right) + m_2 \left( \sin v \frac{dr}{dt} + r \cos v \frac{dv}{dt} \right) \dots (3-15)$$

$$\frac{dz}{dt} = n_1 \left( \cos v \frac{dr}{dt} - r \sin v \frac{dv}{dt} \right) + n_2 \left( \sin v \frac{dr}{dt} + r \cos v \frac{dv}{dt} \right) \dots (3-16)$$

dengan

$$\frac{dv}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{a(1-e^2)}} \cdot ((e \cos v) + 1) \dots (3-17)$$

$$\frac{dr}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{a(1-e^2)}} \cdot (e \sin v) \dots (3-18)$$

(Cornelisse et al, 1979)

6. Menghitung kecepatan real  $(v_r)$  menggunakan rumus:

$$v_r = \sqrt{v_{xr}^2 + v_{yr}^2 + v_{zr}^2} \dots (3-19)$$

dengan  $v_{xr}, v_{yr}, v_{zr}$  diperoleh dari hasil perhitungan menggunakan persamaan (3-14) (3-15) (3-16).

7. Menghitung kecepatan propagator  $(v_p)$  menggunakan rumus:

$$v_p = \sqrt{v_{xp}^2 + v_{yp}^2 + v_{zp}^2} \dots (3-20)$$

dengan  $v_{xp}, v_{yp}, v_{zp}$  diperoleh dari STK.

8. Menghitung error posisi  $(\Delta r)$  dengan menggunakan rumus:

$$|\Delta r| = \sqrt{(\Delta x)^2 + (\Delta y)^2 + (\Delta z)^2} \dots (3-21)$$

$\Delta x$  = selisih antara posisi propagator  $(x_p)$  dengan posisi real  $(x_r)$ .

$\Delta y$  = selisih antara posisi propagator  $(y_p)$  dengan posisi real  $(y_r)$ .

$\Delta z$  = selisih antara posisi propagator  $(z_p)$  dengan posisi real  $(z_r)$ .

9. Menghitung error kecepatan  $(\Delta v)$  dengan menggunakan rumus:

$$|\Delta v| = \sqrt{(\Delta v_x)^2 + (\Delta v_y)^2 + (\Delta v_z)^2} \dots (3-22)$$

$\Delta v_x$  = selisih antara kecepatan propagator  $(v_{xp})$  dengan kecepatan real  $(v_{xr})$ .

$\Delta v_y$  = selisih antara kecepatan propagator  $(v_{yp})$  dengan kecepatan real  $(v_{yr})$ .

$\Delta v_z$  = selisih antara kecepatan propagator  $(v_{zp})$  dengan kecepatan real  $(v_{zr})$ .

### 3.2 Metode Newton Raphson

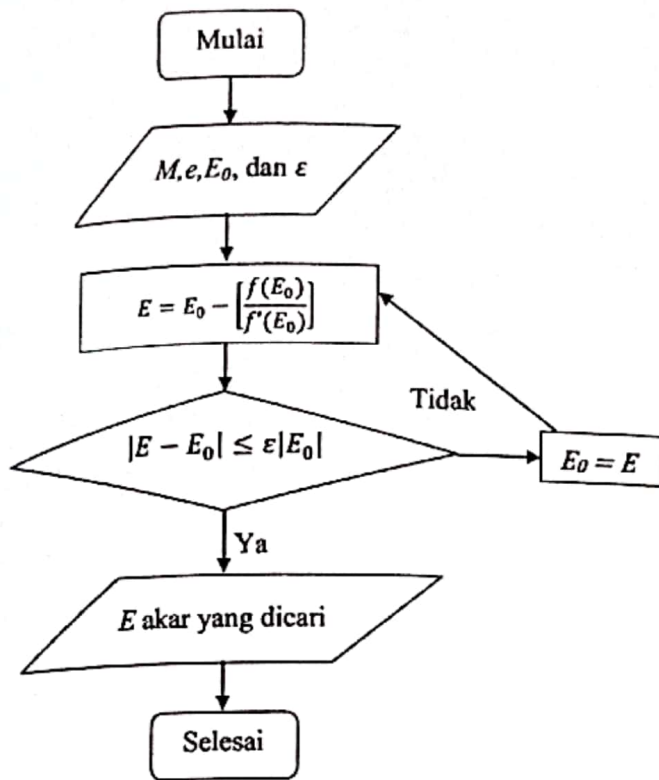
Algoritma Newton-Raphson

- Berikan nilai awal  $E_0$  untuk harga  $E$
- Hitung  $E = E_0 - \frac{f(E_0)}{f'(E_0)}$
- Apakah  $|E - E_0| \leq \epsilon |E_0|$ ? Jika iya, maka proses dihentikan dan diperoleh nilai  $E$ . Jika tidak, maka masukkan nilai  $E_0 = E$  dan kembali ke langkah 2.

Simbol pada algoritma di atas adalah  $f(E)$  persamaan Kepler dan  $f'(E)$  turunan pertamanya, sedangkan  $\epsilon$  adalah presisi yang kita inginkan dan  $E_0$  harga pendekatan awal anomali eksentrik yang kita ambil.

(Siregar, 2013)

Flowchart metode Newton-Raphson:



Gambar 3-1. Diagram alir solusi persamaan Kepler.

### 3.3 Data

Penelitian ini menggunakan data masukan berupa *Two-Line Elements* (TLE), yang terdiri dari dua baris informasi Keplerian yang berkaitan dengan identifikasi satelit dan waktu. Format ini ditetapkan oleh NORAD dan terus digunakan hingga saat ini. Contoh TLE untuk LAPAN-TUBSAT tanggal 19 September 2008 (Kelso, 2014):

129709U 07001A 08262.59314696 .00000013 00000-0 84381-5 0 8774  
2 29709 97.8571 318.7568 0014818 86.7961 273.4953 14.80225416 91302

<i>Epoch Year (Last two digits of year)</i>	08
<i>Epoch (Day of the year and fractional portion of the day)</i>	262.59314696
<i>First Time Derivative of the Mean Motion</i>	.00000013
<i>Second Time Derivative of the Mean Motion (decimal point assumed)</i>	00000-0
<i>BSTAR drag term (decimal point assumed)</i>	84381-5
<i>Ephemeris type</i>	0
<i>Element number</i>	8774
<b><i>Line Number of Element Data</i></b>	<b>2</b>
<i>Satellite Number</i>	29709
<i>Inclination (i) [Degrees]</i>	97.8571
<i>Right Ascension of the Ascending Node (Ω) [Degrees]</i>	318.7568
<i>Eccentricity (e) (decimal point assumed)</i>	0014818
<i>Argument of Perigee (ω) [Degrees]</i>	86.7961
<i>Mean Anomaly (M) [Degrees]</i>	273.4953
<i>Mean Motion (n) [Revs per day]</i>	14.80225416
<i>Revolution number at epoch [Revs]</i>	91302
<i>Checksum (Modulo 10)</i>	

<b><i>Line Number of Element Data</i></b>	<b>1</b>
<i>Satellite Number</i>	29709
<i>Classification (U=Unclassified)</i>	U
<i>International Designator (Last two digits of launch year)</i>	07
<i>International Designator (Launch number of the year)</i>	001
<i>International Designator (Piece of the launch)</i>	A

Seperti yang telah dijelaskan pada subbab 2.3, satelit yang ditinjau dalam penelitian ini adalah LAPAN-TUBSAT sehingga data

masukan yang dibutuhkan adalah TLE LAPAN-TUBSAT.

Tabel 4-1. *Epoch TLE real.*

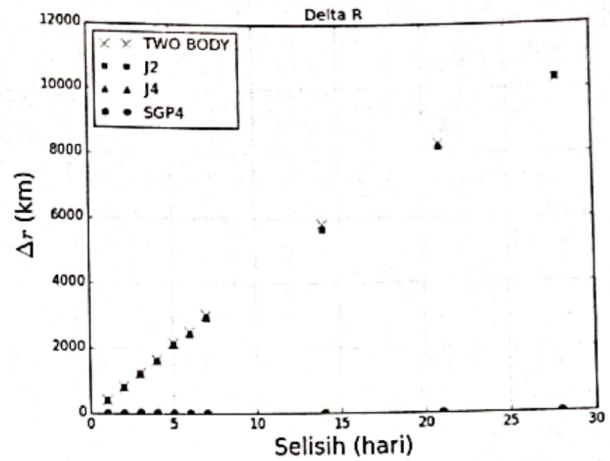
	2008	2009	2010	2011
10 Jan	18:52:40	20:01:06	18:58:48	20:52:40
10 Feb	19:33:24	20:40:31	22:51:47	23:06:19
10 Mar	21:10:58	12:12:51	20:52:28	19:27:42
10 Apr	20:14:03	20:58:56	23:07:48	20:03:20
10 May	22:11:38	22:55:23	20:10:48	21:55:53
10 Jun	22:51:51	21:57:06	17:33:47	20:53:22
10 Jul	19:57:05	20:38:42	21:05:57	22:45:07
10 Aug	20:37:08	21:17:42	15:13:56	20:04:37
10 Sep	18:02:28	21:56:32	19:05:46	22:15:56
10 Oct	19:59:32	19:00:31	19:22:50	20:52:06
10 Nov	17:24:35	18:01:55	21:37:02	18:09:53
10 Dec	16:06:50	18:20:25	18:38:54	18:21:12

Tabel 4-1 terdiri dari detail *epoch (day of the year and fractional portion of the day)* yang berbentuk *jj:mm:dd* dengan satuan UT (*Universal Time*). Selain data *epoch* di atas, terdapat pula *epoch TLE* yang digunakan sebagai masukan (*input*) yaitu 10 Januari 2007 14:35:14 UT.

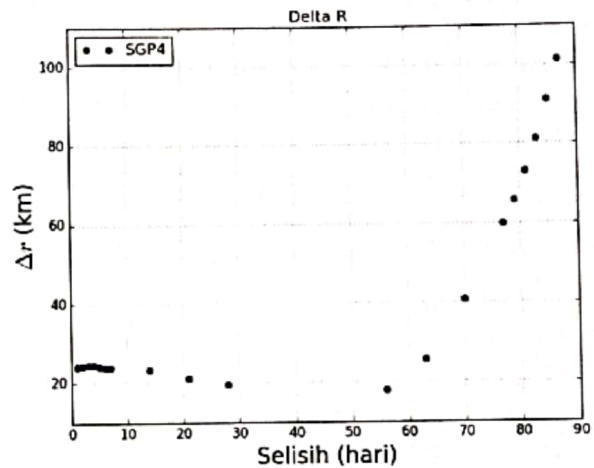
#### 4. PEMBAHASAN

Grafik-grafik di bawah ini menunjukkan perbandingan *error* posisi dan *error* kecepatan untuk keempat propagator. Gambar 3-2 menunjukkan hasil perhitungan *error* posisi dari propagator *Two Body*, J2, J4, dan SGP4 terhadap waktu. SGP4 memiliki nilai *error* yang sangat kecil (hampir mendekati nol jika dilihat pada gambar 3-2) sehingga penulis membuat grafik khusus (gambar 3-3) untuk SGP4 yaitu perubahan *error* posisi dari propagator SGP4 terhadap waktu. Sedangkan untuk *error* kecepatan dari propagator *Two Body*, J2, J4, dan SGP4

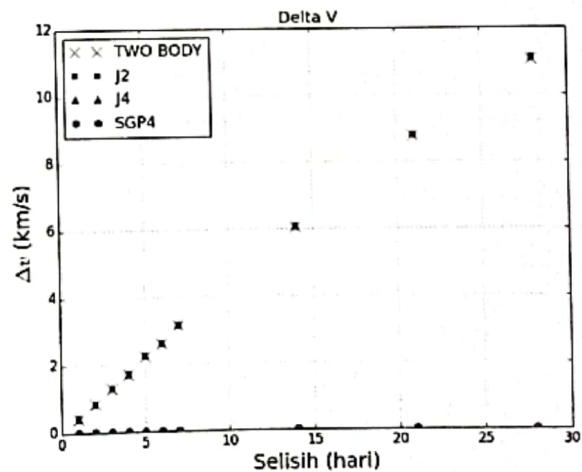
ditunjukkan oleh gambar 3-4, dan khusus SGP4 ditunjukkan oleh gambar 3-5.



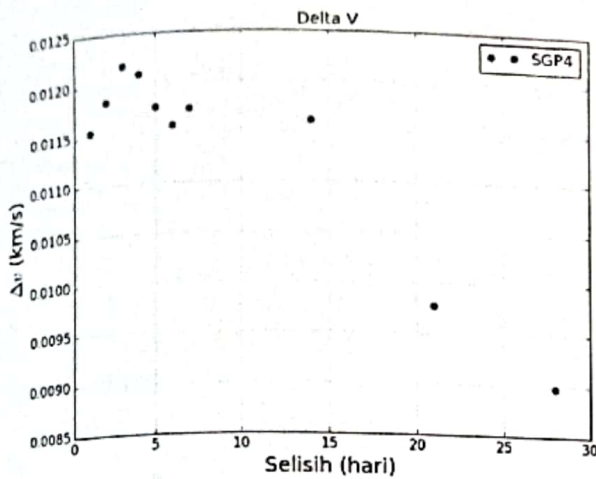
Gambar 3-2. Perubahan *error* posisi (*Two Body*, J2, J4, dan SGP4) terhadap waktu.



Gambar 3-3. Perubahan *error* posisi (SGP4) terhadap waktu.



Gambar 3-4. Perubahan *error* kecepatan (*Two Body*, J2, J4, dan SGP4) terhadap waktu.



Gambar 3-5. Perubahan *error* kecepatan (SGP4) terhadap waktu.

Gambar 3-2 menunjukkan *error* posisi yang dihasilkan melalui masing-masing propagator terhadap *real*. Dapat dilihat bahwa nilai *error* yang dihasilkan Two Body, J2, dan J4 meningkat terhadap waktu. Semua titik data untuk ketiga propagator ini terlihat saling berhimpit satu sama lain terutama untuk J2 dan J4 karena memiliki nilai *r* yang hampir sama. Sama halnya dengan tiga propagator di atas, propagator SGP4 juga meningkat terhadap waktu tetapi SGP4 menghasilkan nilai *r* yang paling kecil dibandingkan propagator lainnya. Untuk lebih jelasnya dapat dilihat pada gambar 3-3.

Gambar 3-3 menunjukkan bahwa *error* posisi yang dihasilkan melalui propagator SGP4 mempunyai nilai maksimum sebesar 101,1178 km (7 April 2011) dan nilai minimum sebesar 17,8696 km (7 Maret 2011). Hal ini berkaitan dengan penentuan jangka waktu TLE masih bisa digunakan untuk suatu akurasi tertentu. Sebelumnya kita sudah menetapkan batas akurasi *r* yaitu 25 km dan 60 km, sehingga untuk nilai batas tersebut, jangka waktu TLE masih bisa digunakan adalah 7 hari dan 77 hari. Hal ini diperoleh berdasarkan gambar 3-3 dimana terdapat koordinat titik (7,25) dan (77,60).

Gambar 3-4 menunjukkan bahwa *error* kecepatan untuk *Two Body*, J2 dan J4 meningkat terhadap waktu dan semua titik data ketiga propagator ini terlihat saling berhimpit satu sama lain, dengan nilai maksimum sebesar 11,100681 dan nilai minimum sebesar 0,411243. Untuk SGP4, nilai kecepatan lebih kecil dibandingkan propagator lainnya, dengan nilai maksimum sebesar 0,012179 dan nilai

minimum sebesar 0,008973. Untuk lebih jelasnya dapat dilihat pada gambar 3-5.

## 5. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil yang diperoleh, dapat disimpulkan:

1. Nilai *error* posisi dan *error* kecepatan yang dihasilkan melalui propagator SGP4 lebih kecil dibandingkan *error* yang dihasilkan melalui propagator lainnya. Hal ini dikarenakan NORAD menggunakan SGP4 untuk membuat TLE dari hasil pengamatan terhadap objek antariksa (radar, optik). Jadi, jika dibalik dari TLE menjadi posisi dan kecepatan dengan menggunakan SGP4 maka hasilnya akan sangat mendekati.
2. Untuk batas akurasi 25 km dan 60 km, TLE masih bisa digunakan dalam jangka waktu maksimal 7 hari dan 77 hari (lihat gambar 3-3).

## UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Prof. Dr. Suryadi Siregar dan Dr. Ridanto Eko Poetro, sebagai dosen pembimbing yang membimbing penulis dengan penuh perhatian dan kesabaran.

## DAFTAR RUJUKAN

- Analytical Graphics, Inc. "Tutorials of STK 10.1.3". (<http://help.agi.com/stk/index.html?page=source%2Fextfile%2Finstall%2Fsysreq.htm>.)
- Baranov, I. V., 2009, *SGP4 Propagation Program Design and Validation*, Kanada, University of Waterloo.
- Cornelisse, J. W., Schoyer, H. F. R., and Wakker, K. F., 1979, *Rocket Propulsion And Spaceflight Dynamics*, Melbourne, Pitman Publishing.
- Hoots, F. R. dan Roehrich, R. L., 1988, *Models for Propagation of NORAD Element Sets*, Alexandria, Defense Documentation Center.
- Hujzak, R. S., and Hoots, F. R., *Deep Space Perturbations Ephemeris Generation*, Aerospace Defense Command Space Computational Center Program Documentation, DCD 8, Section 3, 82-104, September 1977.

Judianto, C. T., Analisis Ketinggian Orbit  
Satelit Lapan-Tubsat Setelah Satu  
Tahun Berop-erasi, Jurnal Teknologi  
Dirgantara, 7(2), 67-77 (2009)

Kelso, T.S., 2014.  
([http://www.celestrak.com/NORAD/  
archives/request.asp](http://www.celestrak.com/NORAD/archives/request.asp))

Lane, M. H., and Cranford, K. H., An  
*Improved Analytical Drag Theory for  
The Artificial Satellite Problem*, AIAA  
Paper No. 69-925, August, 1969.

Lembaga Penerbangan dan Antariksa  
Nasional, Spesifikasi Teknis Satelit  
LAPANTUBSAT.([http://pusteksat.la  
pan.go.id/indeks.php/subblog/page  
s/2014/37/Spesifikasi-Teknis-  
Satelit-LAPAN-TUBSAT](http://pusteksat.lapan.go.id/indeks.php/subblog/pages/2014/37/Spesifikasi-Teknis-Satelit-LAPAN-TUBSAT))

Siregar, S., Mekanika Benda Langit.  
Fakultas Matematika dan Ilmu  
Pengetahuan Alam Institut  
Teknologi Bandung, Bandung (2013)



Nama: Nindhita Pratiwi  
Tempat Lahir: Majalengka  
Tanggal Lahir: 29 Maret 1994