

# 3

## PERGESERAN ORBIT SATELIT LAPAN-TUBSAT DAN IMPLIKASINYA TERHADAP OPERASI MISI

Deasy Tresnoningrum, Robertus Heru Triharjanto  
Peneliti pada Pusat Teknologi Satelit, LAPAN

### Abstrak

Program pengembangan satelit LAPAN diawali dengan satelit mikro LAPAN-TUBSAT, yang diluncurkan ke SSO 632 km pada 10 Januari 2007. Pemantauan parameter orbit satelit tersebut dilakukan agar memiliki dasar pengetahuan untuk pengembangan satelit LAPAN berikutnya, yang mungkin memerlukan koreksi orbit. Sehingga, dalam makalah ini dilakukan analisis pergeseran orbit LAPAN-TUBSAT secara *in-plane* (sebidang) dan *out-of-plane* (tegak lurus bidang). Data yang digunakan adalah data *Two Line Elements* NORAD dari tanggal 10 Januari 2007 sampai 8 Juli 2012. Hasil analisis menunjukkan bahwa pergeseran orbit secara *out-of-plane* cukup besar sehingga dapat berpengaruh pada kinerja misi, jika muatannya mempunyai toleransi tingkat pencahayaan yang terbatas. Fenomena tersebut membutuhkan penelitian lebih lanjut, khususnya untuk melayani operasi muatan multispektral di satelit generasi selanjutnya.

**Kata kunci:** LAPAN-TUBSAT, pergeseran orbit, *Two Line Elements*

### Abstract

LAPAN satellite development program begins with LAPAN-TUBSAT microsatellite, which is launched to 632 km SSO on January 10, 2007. The monitoring of the satellite orbit parameters is done to develop knowledge base for the next development of LAPAN's satellites, which may requires orbit correction. Due to that, this paper analyzed LAPAN-TUBSAT in-plane



and out-of-plane orbit shift. The orbit data used is from NORAD Two Line Elements from January 10, 2007 to July 8, 2012 (5 years). Analysis shows that the out-of-plane drift LAPAN-TUBSAT is significant, that may affect mission performance, if the payload require strict illumination tolerance. Such phenomena need further study, especially, to serve multispectral payload operation in the future.

**Keywords:** LAPAN-TUBSAT, orbit shift, Two Line Elements

## 1. Pendahuluan

Program pengembangan satelit LAPAN diawali dengan LAPAN-TUBSAT. Satelit mikro ini diluncurkan pada tanggal 10 Januari 2007 dengan menggunakan roket *Polar Satellite Launch Vehicle (PSLV) seri C7* milik India, dan ditempatkan pada orbit rendah Bumi (*Low Earth Orbit sun-synchronous* dengan ketinggian 632 km dan inklinasi sebesar 97,8°. Sejak peluncurannya, satelit ini telah memberikan data telemetri maupun data video secara *real time* dengan baik<sup>(4,5,8)</sup>.

Kondisi lingkungan antariksa memengaruhi orbit satelit LAPAN TUBSAT. Satelit yang ditempatkan pada orbit LEO pada umumnya mendapat gaya gangguan nongravitasi yang berasal dari hambatan atmosfer dan gaya gangguan akibat efek bumi pepat. Efek hambatan atmosfer berupa turunya ketinggian orbit dan efek bumi pepat berupa presesi nodal dan rotasi apsida<sup>(1)</sup>. Satelit LAPAN TUBSAT mengalami pergeseran orbit akibat pengaruh kondisi lingkungan antariksa tersebut.

Perubahan orbit tersebut memengaruhi operasi misi satelit. Salah satu misi satelit LAPAN TUBSAT yaitu pengamatan video secara *real time* yang menggunakan kamera video CCD berwarna sebagai muatan utama<sup>(2)</sup>. Faktor penting yang memengaruhi hasil video CCD adalah sensitivitas kamera. Sensitivitas kamera dapat diatur sedemikian rupa sehingga diperoleh kualitas citra dengan resolusi prima meskipun dalam kondisi pencahayaan latar belakang yang kurang terang. Pada LAPAN TUBSAT, kondisi pencahayaan yang kurang dapat teratasi dengan teknologi sensitivitas sensor CCD-nya.

Namun faktor pencahayaan akan sangat berpengaruh bagi sensor multispektral. Pengembangan satelit LAPAN berikutnya memiliki misi multispektral *imager* yang memerlukan kondisi iluminasi/pencahayaan khusus.

Guna mengetahui seberapa besar efek dari pergeseran orbit tersebut, maka diperlukan pemantauan kondisi orbit. Pemantauan kondisi orbit adalah untuk mengetahui efek gangguan orbit, sehingga bermanfaat dalam desain

(*fuel budgeting*) untuk menjaga agar waktu lokal pengamat tidak berubah. Perubahan waktu lokal pengamat dapat dikoreksi dengan melakukan manuver orbit satelit. Kondisi orbit satelit yang akan menjadi dasar untuk koreksi orbit adalah kondisi pergeseran orbit secara sebidang (*in-plane*) dan beda bidang (*out-of-plane*).

Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui seberapa besar pergeseran orbit *in-plane* dan *out of plane* dari satelit LAPAN-TUBSAT yang akan digunakan untuk pengembangan satelit LAPAN generasi selanjutnya. Rumusan masalah dibatasi hanya pada data *Two Line Elements* (TLE) yang diunduh dari <http://www.celestrak.com/NORAD/elements/resource.txt>

## 2. Data *Two Line Elements* dan Parameter Orbit

Informasi mengenai dinamika orbit satelit dapat diketahui dari parameter orbit Keplerian. Data parameter orbit ini diperoleh dalam format *Two Line Elements* yang merupakan format data standar dari NORAD/NASA. Berikut ini adalah contoh format data TLE LAPAN TUBSAT :

```

AAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAA
1 NNNNNX NNNNNAAA NNNNN.NNNNNNNNN +.NNNNNNNN
+NNNNN-N +NNNNN-N N NNNNN 2 NNNNN NNN.NNNN NNN.NNNN
NNNNNNN NNN.NNNN NNN.NNNN NN.NNNNNNNNNNNNNNN
    
```

Sebuah set elemen terdiri dari dua baris data yang berisi masing-masing 69 karakter. Karakter yang dapat digunakan dalam TLE hanyalah angka 0–9, huruf kapital A–Z, titik, spasi, serta tanda positif dan negatif. Kolom bertanda huruf ‘N’ dapat berisi angka 0–9 atau spasi. Kolom bertanda huruf ‘A’ dapat berisi karakter A–Z atau spasi. Kolom bertanda huruf ‘C’ hanya berisi karakter yang menunjukkan klasifikasi set elemen, biasanya ‘U’ untuk *Unclassified data* atau ‘S’ untuk *secret data* (tentu saja hanya klasifikasi ‘U’ yang terpublikasi). Kolom dengan tanda ‘+’ dapat berisi tanda positif, tanda negatif atau spasi, dan kolom dengan tanda ‘-’ dapat berisi tanda positif, tanda negatif (bila sisa *field* tidak kosong)<sup>(7)</sup>. Deskripsi mengenai masing-masing *field* dapat dilihat pada Tabel 1 berikut.

Tabel 1 Deskripsi data *two line elements*

Baris Pertama		
Field	Kolom	Keterangan
1.1	1	<i>Line Number of Elements Data</i>
1.2	3–7	<i>Satellite Number</i>

Tabel 1 Deskripsi data *two line elements* (lanjutan)

Baris Pertama		
1.3	8	<i>Classification</i>
1.4	10–11	<i>International Designator (last two digits of launch year)</i>
1.5	12–14	<i>International Designator (launch number of the year)</i>
1.6	15–17	<i>International Designator (piece of the launch)</i>
1.7	19–20	<i>Epoch Year (last two digits of year)</i>
1.8	21–32	<i>Epoch (day of the year and fractional portion of the day)</i>
1.9	34–43	<i>First Time Derivative of the Mean Motion</i>
1.10	45–52	<i>Second Time Derivative of Mean Motion (decimal point assumed)</i>
1.11	54–61	<i>BSTAR drag term (decimal point assumed)</i>
1.12	63	<i>Ephemeris Type</i>
1.13	65–68	<i>Element Number</i>
1.14	69	<i>Checksum (Modulo 10) (Letters, blanks, periods, plus sign = 0; minus sign = 1)</i>
Baris Kedua		
2.1	1	<i>Line Number of Element Data</i>
2.2	3–7	<i>Satellite Number</i>
2.3	9–16	<i>Inclination [Degrees]</i>
2.4	18–25	<i>Right Ascension of the Ascending Node [Degrees]</i>
2.5	27–33	<i>Eccentricity (decimal point assumed)</i>
2.6	35–42	<i>Argument of Perigee [Degrees]</i>
2.7	44–51	<i>Mean Anomaly [Degrees]</i>
2.8	53–63	<i>Mean Motion [Revs per day]</i>
2.9	64–68	<i>Revolution number at epoch [Revs]</i>
2.10	69	<i>Checksum (modulo 10)</i>

Data *Two Line Elements* terdiri dari identifikasi satelit, satu sebagai data waktu saat pengamatan satelit, tiga di antaranya yang menunjukkan efek perturbasi pada gerak satelit, yaitu *First Time Derivative of the Mean Motion*, *Second Time Derivative of Mean Motion (decimal point assumed)*, dan *BSTAR drag term (decimal point assumed)*, serta pada baris kedua set elemen terdapat informasi spesifik mengenai geometri orbit yaitu enam parameter orbit Keplerian. Parameter orbit ini adalah inklinasi ( $i$ ), *right ascension of the ascending node* ( $\Omega$ ), eksentrisitas ( $e$ ), *argument of perigee* ( $\omega$ ), *mean anomaly* ( $M$ ), dan *mean motion* ( $N$ ).

Parameter orbit Keplerian menunjukkan gerak satelit, ukuran dan bentuk orbit (lintasan), dan orientasi orbit satelit terhadap permukaan bumi. Pada Gambar 1, parameter  $a$  adalah setengah sumbu panjang orbit (*semi major axis*) dan  $b$  adalah setengah sumbu pendek orbit (*semi minor axis*). Bentuk elips orbit ditunjukkan oleh parameter eksentrisitas ( $e$ ). Nilai eksentrisitas adalah dari 0 sampai 1. Eksentrisitas orbit bernilai 0 menunjukkan orbit berbentuk lingkaran dan semakin lonjong orbit maka nilai eksentrisitas semakin mendekati 1. Hubungan ketiga parameter tadi ditunjukkan oleh persamaan:

$$e = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}} \dots\dots\dots(2.1)$$

Parameter setengah sumbu panjang orbit ( $a$ ) tidak terdapat pada data TLE, tetapi dapat dihitung melalui *Mean Motion* ( $N$ ) melalui persamaan:

$$a^3 = \frac{\mu}{N^2} \dots\dots\dots(2.2)$$

dengan  $\mu$  = Konstanta gravitasi universal untuk Bumi (  $398600.5 \text{ km}^3/\text{s}^2$  )

Parameter *Mean Motion* ( $N$ ) menunjukkan kecepatan rata-rata satelit, jarak satelit, dan eksentrisitas orbit. Hal ini sesuai dengan hukum Kepler ketiga yang menunjukkan kecepatan rata-rata dan jarak satelit dari Bumi. Semakin dekat orbit satelit dengan permukaan Bumi maka gerak satelit semakin cepat. Demikian pula sebaliknya.

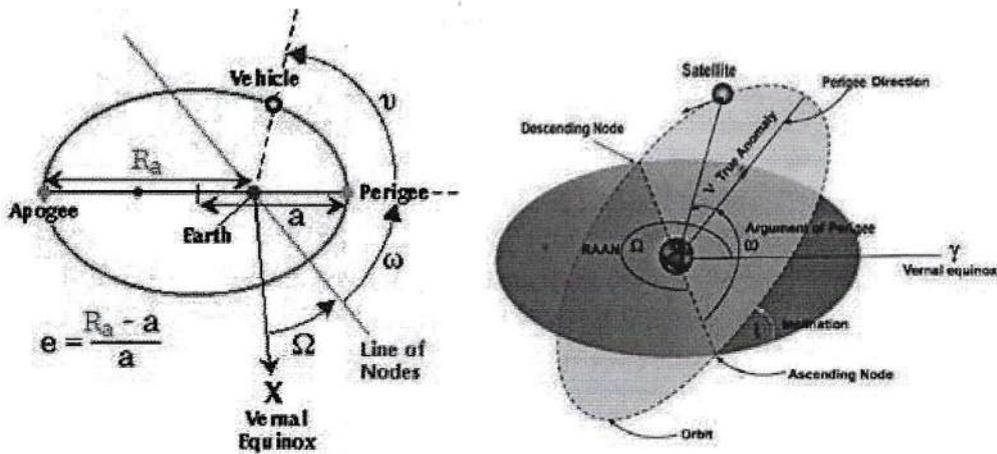
Pada Gambar 1, posisi satelit pada bidang orbitnya ditunjukkan oleh parameter *True Anomaly* ( $u$ ). Hubungan antara *True Anomaly* dan *Mean Anomaly* ( $M$ ) ditunjukkan oleh persamaan:

$$\cos E = \frac{e + \cos u}{1 + e \cos u} \dots\dots\dots(2.3)$$

$$M = E - e \sin E \dots\dots\dots(2.4)$$

dengan  $E$  = *Eccentric Anomaly*

Pada data TLE, nilai *Mean Anomaly* diberikan dalam 0 sampai 360 derajat (*degrees*).  $0^\circ$  bila satelit berada pada *perigee* dan  $180^\circ$  bila satelit berada pada *apogee*, sedangkan  $E$  dan  $M$  adalah dalam satuan radian bila dalam persamaan (2.4) atau persamaan Kepler. Untuk orbit sirkular, nilai  $\theta$ ,  $E$ , dan  $M$  adalah sama. *Mean Anomaly* menunjukkan posisi anguler satelit dihitung dari jarak *perigee*.



Gambar 1 Ilustrasi nomenklatur parameter orbit Keplerian (Gorman 2002)

*Argument of Perigee* ( $\omega$ ) atau sudut perigee merupakan sudut yang dibentuk dari garis perpotongan antara bidang orbit satelit dengan bidang orbit Bumi (garis *ascending node*) dengan *perigee*. Nilai *Argument of Perigee* adalah  $0^\circ$  sampai  $360^\circ$ .

Parameter Eksentrisitas ( $e$ ), *Argument of Perigee* ( $\omega$ ), *Mean Anomaly* ( $M$ ), dan *Mean Motion* ( $N$ ) adalah parameter yang menunjukkan karakteristik bidang orbit satelit atau *in-plane orbit*, sedangkan parameter Inklinasi ( $i$ ) dan *Right Ascension of the Ascending Node* ( $\Omega$ ) adalah parameter yang menunjukkan karakteristik bidang orbit satelit terhadap bidang orbit bumi atau disebut dengan *out of plane orbit*.

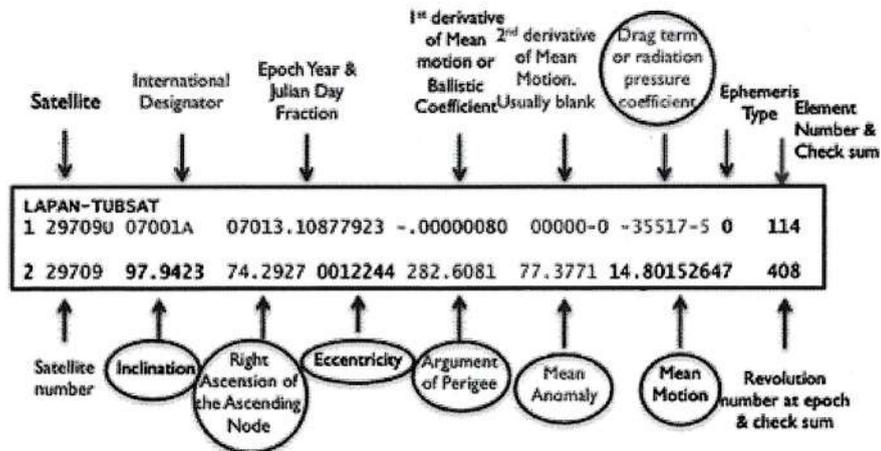
*Ascending Node* adalah titik di mana orbit satelit bergerak dari selatan ke utara melalui bidang ekuator. Untuk menentukan objek tetap di langit dengan kondisi perputaran bumi, maka digunakan sistem koordinat langit Asensiorekta (*Right Ascension*) dan Deklinasi. Sudut yang dibentuk oleh bidang ekuator terhadap sebuah titik referensi di langit di mana sudut Asensiorekta sama dengan nol disebut *Vernal Equinox*. Hingga saat ini masih digunakan titik Aries sebagai acuan, sehingga *Right Ascension of Ascending Node* ( $\Omega$ ) dapat didefinisikan sebagai sudut yang dihitung dari titik pusat bumi dari *Vernal Equinox* ke titik *ascending node*. Nilai  $\Delta$ RAAN pada orbit *sun-synchronous* sebesar  $0,98^\circ$ .

Elemen orbit inklinasi ( $i$ ) menunjukkan sudut antara bidang orbit Bumi dengan bidang orbit satelit. Nilai inklinasi mendekati atau sama dengan  $0^\circ$  apabila bidang orbit satelit mendekati atau berimpit dengan bidang orbit

bumi atau disebut orbit ekuatorial. Nilai inklinasi antara 0° sampai 180°. Orbit satelit dengan inklinasi mendekati 90° disebut dengan orbit polar.

TLE memberikan informasi elemen orbit satelit dengan nilai spesifik yang berubah berdasarkan waktu, sehingga hanya akurat pada waktu pengamatan orbit satelit yang tertera pada *Epoch Time*. Untuk memprediksi lintasan orbit, melakukan *tracking* satelit dan analisis data orbit, maka harus dilakukan *updating* data TLE secara berkala (optimal setiap hari). Penjelasan lebih lengkap untuk masing-masing *field* dapat dilihat dalam referensi (7).

Sebagai contoh, Gambar 2 adalah data TLE LAPAN TUBSAT dengan waktu pengamatan pada tanggal 13 Januari 2007 pukul 14:36:38 UTC dengan deskripsi seperti pada Tabel 1.



Gambar 2 Contoh data TLE LAPAN-TUBSAT. *Field* berisi masing-masing informasi elemen orbit ditunjukkan melalui warna yang berbeda. Elemen orbit yang digunakan dalam penelitian ini ditandai dengan lingkaran.

Parameter yang terdapat pada TLE dihitung untuk memperoleh kumpulan data pengamatan dengan menggunakan model propagator spesifik, yaitu SGP4. Tingkat akurasi data TLE bergantung pada beberapa faktor di antaranya adalah rentang sensor yang digunakan, jumlah data yang berhasil diperoleh berdasarkan tipe orbit dan kondisi lingkungan antariksa. Faktor-faktor ini berbeda untuk setiap set elemen, pula untuk tingkat akurasi. Data orbit dalam TLE memiliki keterbatasan dalam selang akurasi karena data ini diperoleh melalui pengamatan dengan menggunakan sensor optik dan sensor radar, yang tidak memantau setiap benda secara kontinu. Oleh

karena itu, analisis data TLE harus menggunakan model propagasi SGP4 untuk memperoleh tingkat akurasi yang baik <sup>(7)</sup>.

### 3. Hasil Data dan Pembahasan

Analisis pergeseran orbit *in-plane* diperoleh melalui perubahan ketinggian satelit yang dihitung dari setengah sumbu panjang/*Semi Major Axis* ( $a$ ), eksentrisitas ( $e$ ), dan *Argument of Perigee* ( $\omega$ ). Perhitungan ketinggian menggunakan persamaan:

$$h = a - R_E \dots\dots\dots(3.1)$$

Persamaan ini dapat digunakan untuk satelit dengan orbit mendekati sirkular (eksentrisitas mendekati 0). Eksentrisitas satelit LAPAN-TUBSAT sendiri adalah 0,00097<sup>(6)</sup>. Analisis ini berguna untuk menentukan kecepatan bila satelit akan bermanuver ke orbit dengan ketinggian yang berbeda.

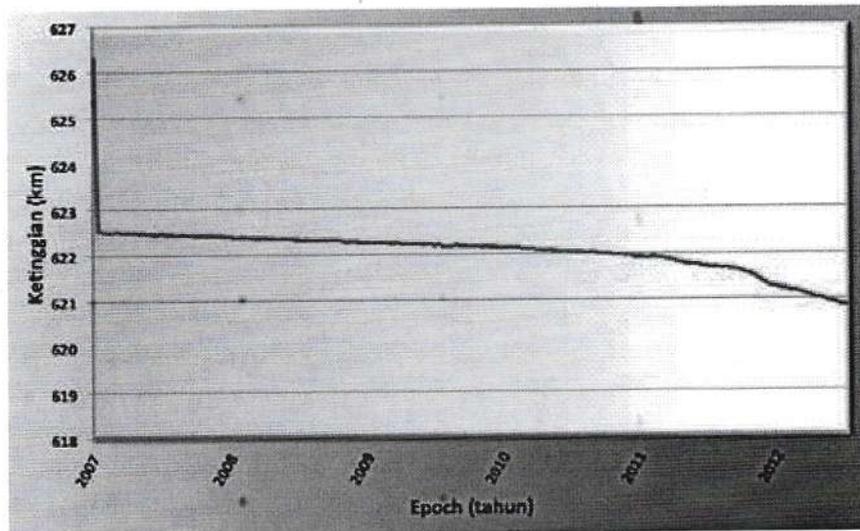
Analisis pergeseran orbit *out of plane* diperoleh melalui inklinasi ( $i$ ) dan *Right Ascension of the Ascending Node* ( $\Omega$ ). Analisis ini berguna untuk melihat seberapa jauh pengaruh hambatan atmosfer dan *perturbasi* dengan objek langit lain seperti bulan yang turut memengaruhi manuver satelit. Selain itu, gangguan lingkungan antariksa juga memengaruhi waktu lokal pengamat di bumi. Pergeseran waktu lokal pengamat di bumi diperoleh melalui analisis *Right Ascension of Ascending Node*. Kegiatan TT&C satelit bergantung pada waktu lokal pengamat (stasiun bumi).

Data yang digunakan dalam penelitian ini adalah data TLE per hari mulai dari tanggal 10 Januari 2007 sampai dengan tanggal 8 Juli 2012 yang diunduh setiap hari dari <http://www.celestrak.com/NORAD/elements/resource.txt>. Proses pengolahan data menggunakan 3 program terpisah, yaitu (1) untuk memperoleh *True Anomaly* melalui persamaan Kepler, (2) untuk memperoleh  $r$  dan  $v$  dengan *input* data *Angular Momentum*, Eksentrisitas, *Right Ascension of the Ascending Node*, Inklinasi, *Argument of Perigee*, dan *True Anomaly*, dan (3) untuk memperoleh TLE akhir dengan menggunakan program SGP4.

Untuk memperoleh Angular Momentum menggunakan rumus :

$$h (\text{Angular Momentum}) = \sqrt{a(1-e^2)}\pi\dots\dots\dots(3.2)$$

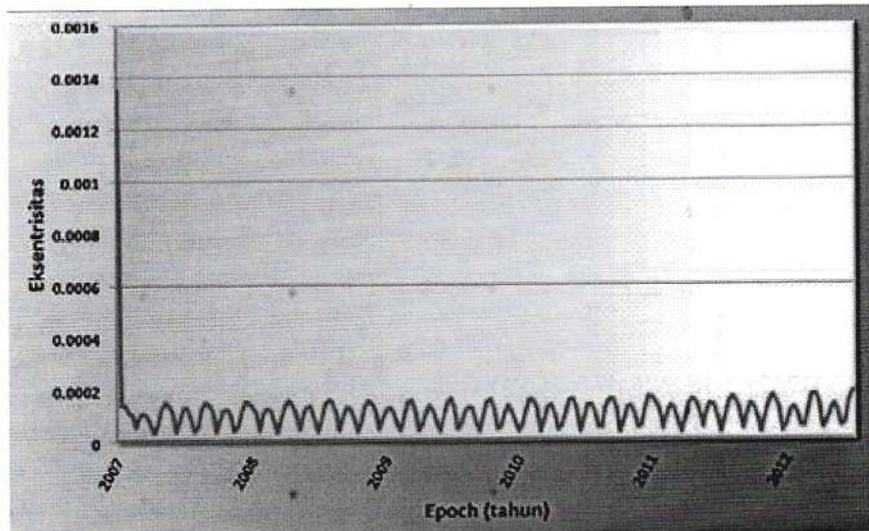
Hasil grafik data TLE yang telah menggunakan propagasi SGP4 untuk masing-masing parameter orbit adalah sebagai berikut.



Gambar 3 Perubahan ketinggian satelit LAPAN-TUBSAT

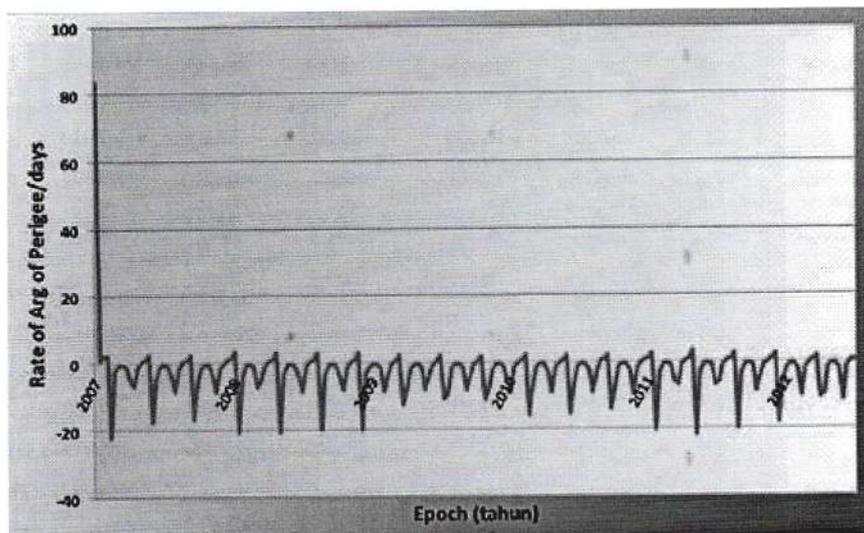
Gambar 3 memperlihatkan penurunan ketinggian satelit LAPAN-TUBSAT. Dalam konteks muatan kamera, penurunan ketinggian satelit dapat memengaruhi resolusi citra (resolusi naik). Jika penurunan ketinggian mencapai batas atmosfer, umur satelit dapat berakhir karena daya hambat yang terjadi membuat satelit jatuh ke bumi dan terjadinya panas karena gesekan badan satelit dengan molekul udara. Gambar 3 menunjukkan, LAPAN-TUBSAT mengalami penurunan ketinggian awal sebesar 3,78 km atau dari 626,3 km sampai 622,52 km selama kurun waktu 10 Januari 2007 sampai 13 Januari 2007. Hal ini berkaitan dengan penempatan orbit awal satelit. Kemudian pada kurun waktu 13 Januari 2007 sampai 8 Juli 2012, satelit mengalami penurunan ketinggian sebesar 1,672 km atau dari 622,52 km sampai 620,85 km. Penurunan ini relatif kecil sehingga tidak memengaruhi kualitas citra maupun umur satelit.

■ ■ PENGEMBANGAN SATELIT MIKRO LAPAN: Sistem, Subsystem, dan Misi Operasi



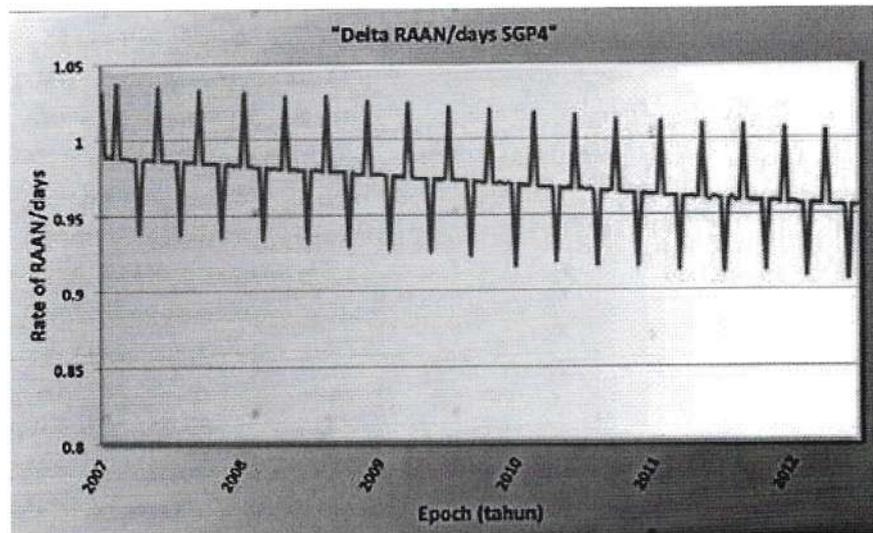
Gambar 4 Perubahan eksentrisitas satelit LAPAN-TUBSAT

Gambar 4 memperlihatkan perubahan eksentrisitas orbit LAPAN-TUBSAT yang relatif kecil dan periodik, sehingga hal ini pun tidak memengaruhi kualitas citra maupun kinerja satelit (panjang waktu lokal pengamat).



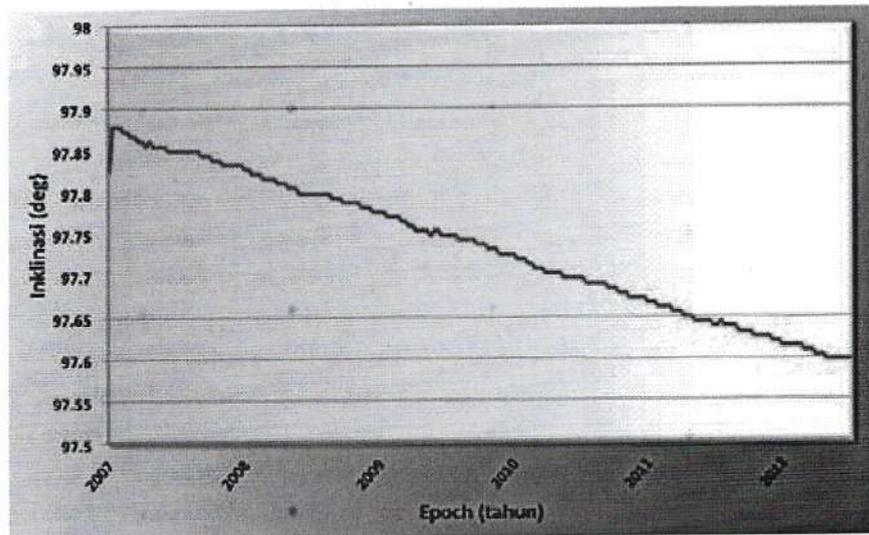
Gambar 5 Profil delta *argument of perigee* satelit LAPAN-TUBSAT

Efek kecepatan Bumi menyebabkan terjadinya rotasi apsida. Pada elemen orbit ditandai dengan adanya pergeseran *rate of Argument of Perigee*. Gambar 5 menunjukkan perubahan yang relatif kecil dan fluktuatif.



Gambar 6 Perubahan  $\Delta\Omega$  satelit LAPAN-TUBSAT

Kecepatan bumi juga menyebabkan terjadinya regresi nodal (rotasi bidang orbit terhadap ekuator bumi). Pada saat awal peluncuran, LAPAN-TUBSAT memiliki orbit *Sun Synchronous* dengan laju perubahan *Right Ascension of the Ascending Node* ( $\Omega$ ) per hari sebesar  $0,988^\circ$ . Sejak peluncuran hingga 8 Juli 2012 satelit LAPAN-TUBSAT telah mengalami penurunan laju perubahan  $\Omega$  sebesar  $0,956^\circ$ /hari. Penurunan  $\Delta\Omega$  ini menyebabkan bergesernya waktu lokal pengamat menjadi lebih pagi (bergeser kurang lebih 2 jam lebih awal/lebih pagi dibandingkan pada bulan pertama peluncuran). Pada muatan kamera LAPAN-TUBSAT yang memiliki rentang parameter yang besar (waktu eksposur hingga 0,000001 detik) hal tersebut tidak berakibat fatal pada kinerja misi. Hingga kini LAPAN-TUBSAT masih bisa mengambil gambar dengan kualitas yang hampir sama dengan tahun 2007. Namun, jika satelit LAPAN berikutnya membawa multispektral imager, kemungkinan akan diperlukan koreksi terhadap parameter kalibrasi pencahayaan citra.



Gambar 7 Perubahan inklinasi satelit LAPAN-TUBSAT

LAPAN-TUBSAT mengalami penurunan inklinasi sebesar  $0,229^\circ$  atau dari  $97,82^\circ$  sampai  $97,59^\circ$  selama kurun waktu 10 Januari 2007 sampai 8 Juli 2012. Perubahan ini relatif kecil, tetapi sangat berpengaruh terhadap perubahan  $\Delta\Omega$  dan waktu lokal pengamat.

#### 4. Kesimpulan

- Orbit LAPAN-TUBSAT mengalami penurunan ketinggian awal sebesar 3,78 km selama kurun waktu 10 Januari 2007 sampai 13 Januari 2007. Hal ini berkaitan dengan penempatan orbit awal satelit. Kemudian pada kurun waktu 13 Januari 2007 sampai 8 Juli 2012, satelit mengalami penurunan ketinggian sebesar 1,672 km. Penurunan ini relatif kecil sehingga tidak memengaruhi operasi pengendalian dan muatan LAPAN-TUBSAT.
- Efek Bumi pepat menyebabkan pergeseran *Right Ascension of the Ascending Node* dan *Argument of Perigee*. Waktu lokal pengamat menjadi lebih awal (bergeser  $\pm 2$  jam), sehingga memengaruhi pencahayaan. Pada video analog LAPAN-TUBSAT perubahan ini tidak banyak memengaruhi kualitas gambar, tetapi jika kelas satelit LAPAN membawa muatan imager yang lebih sensitif, maka diperlukan koreksi kalibrasi pencahayaan.

- Perubahan inklinasi dan eksentrisitas relatif kecil, yang hanya berpengaruh pada parameter orbit, tetapi tidak pada sistem operasi satelit.
- Perangkat numerik yang dibangun dapat digunakan untuk memprediksi pergeseran orbit satelit LAPAN selanjutnya.

## 5. Daftar Pustaka

- Djamaluddin T. 2005. *Pengaruh Aktivitas Matahari Pada Kala Hidup Satelit*, Jurnal Sains Dirgantara, Vol. 3, No 1. Desember 2005.
- Draft of LAPAN-TUBSAT Technical Documentation Microsatellite for Surveillance*. June. 2005.
- Gorman S. 2002. *A Brief Introduction to Astrodynamics*, Iowa State University.
- Hardhienata S dan Triharjanto RH. 2007. *Lapan-Tubsat: From Concept To Early Operation*, LAPAN.
- Hasbi W, Widyastuti R. 2007. *The Use Of LAPAN-TUBSAT Satellite Video Data For Earth Observation; Earth Observation Small Satellites for Remote Sensing Application Conference*, Kuala Lumpur, November.
- Judianto CT. 2009. *Analisis Ketinggian Orbit Satelit LAPAN-TUBSAT Setelah Satu Tahun Beroperasi*, Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 7 No. 2, Desember: 67-77.
- Kelso TS. 2006. *Frequently Asked Questions: Two-Line Elements Set Format*. <http://celestrak.com/columns/v04n03/> , diunduh 16 Januari 2012.
- Renner U and Matthias B. 2008. *High Precesion Interactive Earth Observation With Lapan-Tubsat*.
- Wertz JR and Larson WJ. 1999. *Space Mission Analysis and Design*, Kluwer Academic Publisher.
- <http://www.celestrak.com/NORAD/elements/resource.txt>