

ANALISIS KETINGGIAN ORBIT SATELIT LAPAN-TUBSAT SETELAH SATU TAHUN BEROPERASI

Chusnul Tri Judianto

Peneliti Pusat Teknologi Elektronika Dirgantara, LAPAN

ABSTRACT

LAPAN-TUBSAT satellite is one of the national primary experiment satellite programs have been carried out by LAPAN. As a surveillance satellite, LAPAN-TUBSAT has given many video data of the earth surface since its launched one year back on January 10, 2007. The house keeping data of this satellite was controlled continuously from ground station at Rumpin and Rancabungur by looking its primary component such as battery, solar panel, star sensor, Sony camera and Kappa, gyro, payload S band 2220 MHz communication system as well as TTC UHF 437,325 MHz. From the house keeping data, can be found that the LAPAN-TUBSAT satellite has been pulling down from the initial orbit after one year operation in orbit. It can be done because of upper atmospheric condition. This paper will describe deeply regarding the orbital decay phenomena of LAPAN-TUBSAT satellite by observing two line element orbital parameters.

Keywords : *LAPAN-TUBSAT Satellite, Atmosphere, Orbital decay.*

ABSTRAK

Satelit LAPAN-TUBSAT merupakan salah satu program unggulan pengembangan satelit eksperimen berskala nasional yang dilakukan oleh LAPAN. Sejak diluncurkan tanggal 10 Januari 2007, kini telah mengorbit selama 1 tahun lamanya. Pengontrolan data status kesehatan satelit (*house keeping data*) terus dilakukan setiap harinya dengan mengamati semua komponen utama satelit seperti *bateri, solar panel, star sensor, camera sony* dan *kappa, gyroscope*, sistem komunikasi payload S band 2220 MHz dan TTC UHF 437,325 MHz. Dari data TTC yang diperoleh ternyata setelah satu tahun mengorbit, telah terjadi perubahan ketinggian orbit satelit LAPAN-TUBSAT dari ketinggian orbitnya saat pertama diluncurkan. Peluruhan ini diakibatkan oleh pengaruh kondisi lapisan teratas atmosfer. Dalam tulisan ini akan dijelaskan fenomena peluruhan orbit satelit LAPAN-TUBSAT setelah satu tahun operasi dengan menganalisis data keplerian atau *2-line element* yang digunakan.

Kata Kunci: *Satelit LAPAN-TUBSAT, Atmosfir, Peluruhan Orbit*

1 PENDAHULUAN

Satelit LAPAN-TUBSAT yang merupakan hasil kerjasama LAPAN dengan TU Berlin Jerman kini telah berada di orbit selama lebih dari 1 tahun sejak peluncurannya pada tanggal 10 Januari 2007. Kondisi satelit secara menyeluruh dan kontinu dipantau dan dianalisis, sehingga perubahan kondisi yang terjadi akan selalu dapat diamati. Salah satu analisis yang dilakukan

adalah mengamati perubahan ketinggian (*altitude*) satelit terhadap bumi (*sub satellite point*) sehingga dapat diperkirakan lama penggunaan satelit tersebut di orbit. Perubahan ketinggian ini akan sangat berpengaruh terhadap kondisi satelit secara keseluruhan seperti semakin dekat jarak satelit terhadap bumi maka kecepatan orbit satelit akan meningkat tajam sehingga mengurangi waktu tampak (*visibility time*) dan area

cakupan (*coverage*) terhadap stasiun bumi kontrolnya.

Hal ini sangat berpengaruh secara khusus terhadap misi satelit seperti LAPAN-TUBSAT karena mempunyai stasiun bumi kontrol yang terintegrasi dengan sistem penerima gambar video analognya. Karena waktu tampak yang menurun maka perolehan data telemetri akan sangat berkurang dan secara paralel akan berakibat waktu kontrol terhadap kamera video dalam proses pengambilan gambar permukaan bumi akan sangat terbatas. Hal ini berakibat gambar target yang diambil akan tidak maksimal. Karena salah satu misi satelit ini adalah sebagai satelit *surveillance* yang secara kontinu mengambil gambar video permukaan bumi untuk mengamati aktivitas yang terjadi secara *real time* disamping mengemban misi demonstrasi teknologi sistem kontrol *attitude* (ACS) sehingga dapat dipelajari proses kontrol *attitude* satelit serta karakteristik perubahan *attitude* satelit pada kondisi tertentu.

Untuk mengamati kondisi aktual ketinggian satelit terhadap bumi, maka secara *real time* melalui *software tracking* yang digunakan dapat langsung diketahui. Ketinggiannya bervariasi sesuai sudut pandang (sudut elevasi) satelit ketika melintasi stasiun bumi yang saat itu digunakan. Secara hitungan aritmatika, ketinggian satelit ini dilakukan dengan menggunakan data *two line element* (TLE) yang diperoleh dari NORAD (www.celestrak.com). Perhitungan yang dilakukan adalah dengan melakukan kalkulasi parameter *semimajor axis* yang merupakan jari-jari lintasan orbit satelit terhadap bumi. Sedangkan parameter dalam TLE yang digunakan untuk pengamatan ketinggian ini adalah *mean motion* yang merupakan jumlah putaran orbit terhadap bumi yang dilakukan dalam satu hari

atau jumlah revolusi satelit pada orbitnya setiap hari.

2 PENGARUH ATMOSFIR

Usia satelit yang beroperasi pada orbit rendah atau *Low Earth Orbit (LEO)* lebih banyak ditentukan oleh interaksi antara satelit tersebut dengan lapisan atmosfer (*atmosphere*) serta benda antariksa lainnya, sehingga prediksi usia satelit selama berada di orbit menjadi hal yang menarik untuk diamati. Faktor gaya tarik (*drag*) merupakan parameter orbit yang menginformasikan tentang adanya beberapa hal yang menyebabkan gangguan pada satelit. Interaksi satelit dengan lapisan udara atau atmosfer ini berakibat timbulnya gaya tarik (*atmospheric drag*). Satelit yang mengorbit pada orbit LEO akan mendapat gangguan yang cukup besar dari atmosfer (*atmospheric drag*) dimana satelit lambat laun bergerak mendekati bumi dan akan musnah setelah bergesekan dengan udara. Faktor gangguan lainnya yang umumnya terjadi pada satelit di luar angkasa adalah adanya gaya tarik gravitasi dari matahari, bulan dan planet juga adanya konsentrasi materi disekitar bumi, ketidakbundaran permukaan bumi (*non-spherical of earth*) dan tekanan radiasi matahari. Hal ini dapat berakibat posisi ketinggian satelit yang berubah sehingga sangat berpengaruh terhadap stasiun bumi dalam menjejak satelit tersebut juga ketepatan waktu tampak (*visibility*) terhadap stasiun bumi pengamatnya akan berubah. Pengaruh adanya *satellite drag* ini dapat dijelaskan secara matematis sebagai berikut:

$$D = 1/2\rho v^2 A C_d \quad (2-1)$$

Keterangan:

D : Daya tarik (*drag force*),

ρ : kepadatan lapisan udara, (*atmospheric density*),

V : Kecepatan orbit satelit (*orbit velocity*),

A : Luasan/area yang tegak lurus pada arah gerak satelit.

Cd : Koefisien gaya tarik (*drag coefficient*)

Dengan menggabungkan persamaan (2-1) di atas dengan kaidah hukum newton ke-2 (*newton second's law*) dan dengan memperhatikan energi pada orbit sirkular (*circular orbit*) untuk mendapatkan gambaran adanya perubahan radius orbit (*orbital radius*) dan periode satelit (*satellite period*) terhadap satuan waktu. Untuk orbit sirkular dapat diperoleh hubungan antara periode (P) dan semimajor axis (a) sebagai berikut:

$$P^2 G Me = 4\pi^2 a^3 \quad (2-2)$$

Keterangan:

G =Konstanta Gravitasi [$6,672 \times 10^{-11}$ N m² Kg⁻²]

Me =Masa bumi ($5,98 \times 10^{24}$ Kg)

Sehingga penurunan nilai perioda satelit yang diakibatkan oleh *atmospheric drag* dapat diperoleh dengan menggunakan persamaan sebagai berikut:

$$dP/dt = -3\pi a^2 (Ae/m) \quad (2-3)$$

Keterangan:

P =Periode satelit

a =Semimajor Axis

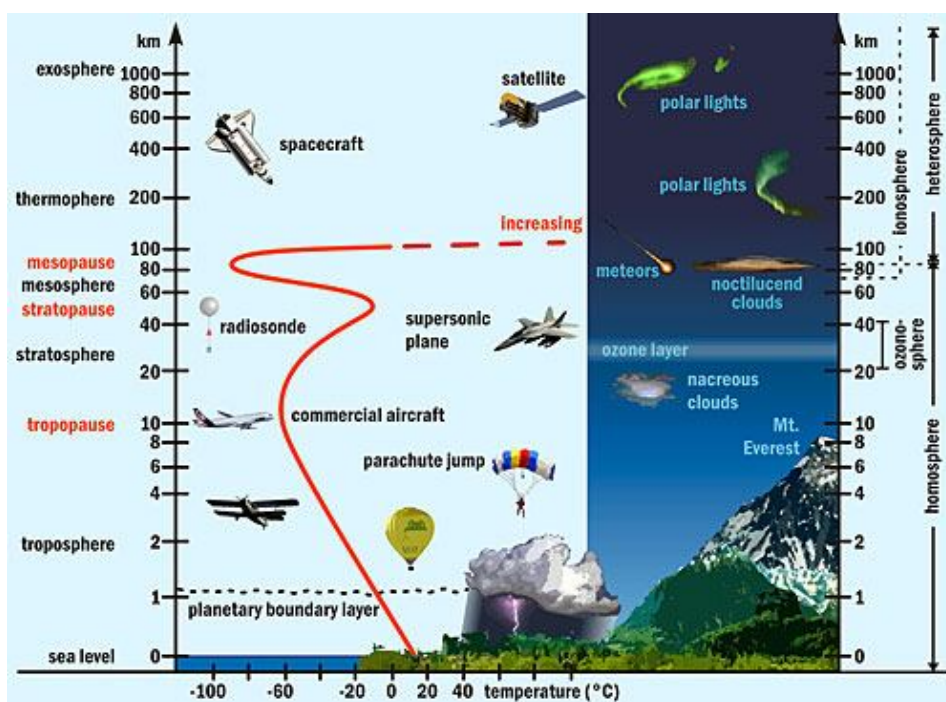
Ae=Luasan efektif (*Effective cross-sectional area*)

Salah satu faktor terjadinya kondisi ini karena meningkatnya aktifitas matahari (*solar activities*). Secara berurutan proses penurunan ketinggian satelit terhadap permukaan bumi karena pengaruh kondisi atmosfer ini dapat dijelaskan pada Gambar 2-1.

Sehingga pada saat terjadi aktifitas matahari yang tinggi (*large solar activity*) berakibat meningkatnya gaya tarik (*drag force*) yang berlawanan terhadap arah gerak satelit yang menimbulkan gesekan (*friction*) antara satelit dengan atmosfer. Perubahan-perubahan ini mengakibatkan menurunnya ketinggian orbit satelit dan masuk pada area lapisan udara padat (atmosfer bumi) sehingga terjadi peningkatan suhu satelit yang berakibat terbakarnya satelit ketika masuk pada area atmosfer bumi pada ketinggian 180 km. Pola lapisan udara atau atmosfer (*atmosphere layer*) sebagai rujukan untuk melihat pemanfaatan lapisan atmosfer oleh teknologi dapat dilihat pada Gambar 2-2.



Gambar 2-1: Pengaruh gaya tarik atmosfer (*Atmospheric drag*)



Gambar 2-2: Tingkatan lapisan atmosfer bumi

3 PARAMETER ORBIT

Lintasan orbit satelit diperoleh dengan melakukan perhitungan terhadap elemen-elemen orbit satelit yang biasa disebut elemen keplerian. Elemen keplerian ini berjumlah 7 elemen utama. Ketujuh elemen tersebut akan menentukan bentuk lintasan (*elips*), orientasi satelit terhadap bumi dan posisi satelit pada lintasan *elips* tersebut pada waktu tertentu. Pada kenyataannya penentuan lintasan satelit ini lebih sulit bila dibandingkan dengan model Keplerian itu sendiri. Oleh karena itu pada program *tracking* menggunakan beberapa faktor koreksi untuk memperoleh pendekatan. Koreksi kesalahan ini dikenal sebagai faktor gangguan (*perturbation*). Gangguan-gangguan orbit ini disebabkan oleh tidak meratanya medan gravitasi pada permukaan bumi dan adanya gaya tarik (*drag*) terhadap satelit karena pengaruh atmosfer. Definisi elemen orbit keplerian dapat dilihat pada Gambar 3-1 dan ketujuh elemen orbit tersebut adalah:

- *Epoch Time*,
- *Orbital Inclination*,
- *Right Ascension of Ascending Node* (RAAN),

- *Argument of Perigee*,
- *Eccentricity*,
- *Mean Motion*,
- *Mean Anomaly*,

1) *Epoch Time*

Hal pertama yang dibutuhkan untuk mendefinisikan sebuah orbit adalah waktu dimana elemen keplerian ditentukan. Jadi *Epoch Time* adalah elemen orbit yang menentukan posisi satelit pada waktu tertentu. Elemen-elemen orbit tersebut memiliki masa akurasi yang terbatas disekitar waktu *epochnya*.

2) *Orbital Inclination (i)*

Elemen orbit ini menjelaskan tentang besar sudut yang dibentuk antara bidang equator dengan bidang orbit satelit dan titik pusat bumi sebagai referensinya. Sudut Inklinsi adalah 0 derajat bila bidang orbit satelit benar-benar menyatu dengan bidang ekuator (*equatorial orbit*). Sudut Inklinsi ini berkisar antara 0 – 180 derajat. Sedang orbit satelit dengan sudut inklinsi mendekati 90 derajat disebut orbit polar karena satelit akan melewati kutub utara dan selatan.

3) *Right Ascension of Ascending Node (RAAN) - (Ω)*

Ascending Node adalah titik dimana orbit satelit yang bergerak dari selatan ke utara melalui bidang ekuator. Untuk menentukan objek tetap di angkasa dengan kondisi dimana bumi berputar, maka tidak dapat digunakan sistem koordinat yang umum yaitu *latitude* atau *longitude*. Sebagai pengganti maka digunakan sistem koordinat astronomi yang disebut sistem koordinat *Right Ascension/Declination* yang tidak berputar terhadap bumi, sementara *Right Ascension* merupakan sebuah parameter sudut. Sehingga sudut yang dibentuk oleh bidang ekuator terhadap sebuah titik referensi di angkasa dimana sudut *Right Ascension* sama dengan nol, maka titik ini disebut *Vernal Equinox*. Biasanya digunakan bintang Aries sebagai titik referensi tersebut (lokasi bintang aries sama dengan *Vernal Equinox*). Sehingga *Right Ascension of Ascending Node (RAAN)* dapat didefinisikan sebagai sudut yang dihitung pada titik pusat bumi dari vernal equinox ke titik *ascending node*.

4) *Argument of Perigee (ω)*

Karena orbit satelit biasanya memiliki bentuk yang elips, maka satelit tersebut akan memiliki satu posisi terdekat terhadap bumi yang disebut *Perigee* (periapsis atau perifocus). Sedang titik dimana posisi satelit terjauh terhadap bumi disebut *Apogee* (aka apoapsis atau apifocus) dan garis antara *apogee* dan *perigee* disebut *major axis*. Sehingga *Argument of perigee* adalah sudut yang dibentuk antara *major axis* dan *line of node*. Nilai *argument of perigee* ini berkisar antara 0 – 360 derajat.

5) *Eccentricity (e)*

Elemen orbit ini menentukan bentuk dari orbit elips. Elips dengan nilai *eccentricity* sama dengan nol (0), maka orbitnya akan berbentuk bundar dan bila *eccentricity* bernilai satu (1) maka orbit elipsnya akan semakin lonjong. Pada

dasarnya *eccentricity* ini merupakan nilai perbandingan antara jarak dari pusat elips ke titik fokusnya yang merupakan titik pusat bumi dan semi-major axis.

6) *Mean Motion (n)*

Parameter orbit ini menjelaskan tentang kecepatan rata-rata satelit pada orbit, jarak satelit dari bumi dan ukuran orbit elips. Semua ini mengacu pada hukum kepler ke tiga yang menjelaskan hubungan antara kecepatan satelit dan jaraknya dari bumi. Karena orbit satelit berbentuk elips, maka pergerakan satelit akan lebih cepat pada saat berada pada titik *perigee* dibanding pada titik *apogee*. Hubungan antara kecepatan satelit dengan jarak satelit dari bumi dapat dijelaskan sebagai berikut:

$$\begin{aligned} V^2 &= GM/r \\ V &= [3,986 \times 10^{14} (1/r)]^{1/2} \text{ m/s} \end{aligned} \quad (3-1)$$

Keterangan:

V = Kecepatan satelit [m/s],

G = Konstanta Gravitasi [$6,672 \times 10^{-11} \text{ N m}^2 \text{ Kg}^{-2}$],

M = Masa bumi ($5,98 \times 10^{24} \text{ Kg}$),

r = Jarak antara pusat bumi dengan satelit (m),

R = Radius Bumi [6378137](m)

Untuk satelit amatir LAPAN-TUBSAT yang berada pada ketinggian orbit 630 km, maka kecepatan satelit tersebut dapat dihitung sebagai berikut:

$$V = [3,986 \times 10^{14} (1/r)]^{1/2} \text{ m/s}$$

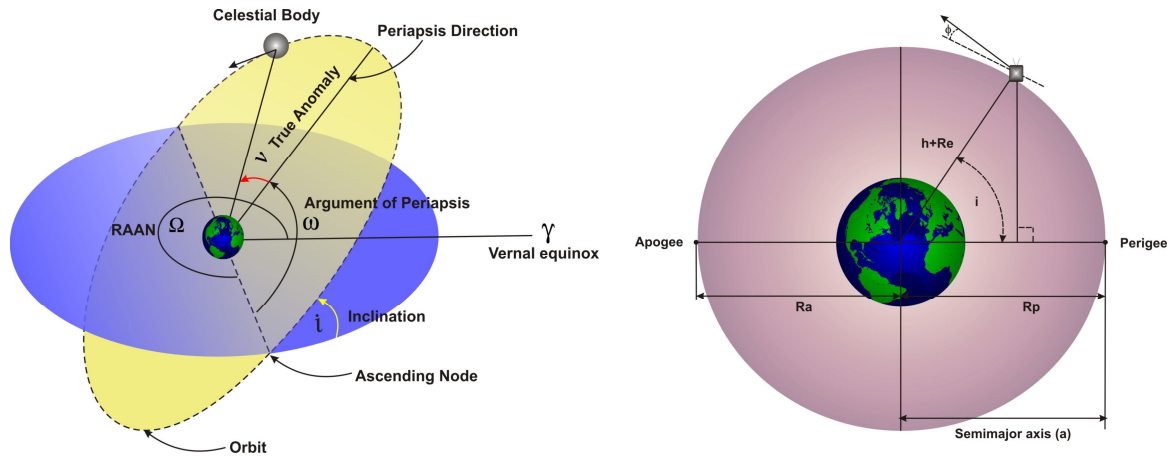
$$V = [3,986 \times 10^{14} (1/630000+6378137)]^{1/2} \text{ m/s}$$

$$V = [633310476,19]^{1/2} \text{ m/s}$$

$$V = 7545,31 \text{ m/s}$$

7) *Mean Anomaly (M)*

Ini merupakan parameter orbit dalam satuan sudut yang menentukan posisi satelit secara tepat pada orbit elipsnya pada waktu tertentu. Parameter ini memiliki nilai yang berkisar antara 0° – 360° derajat dan mengacu pada *perigee*. Sehingga nilai mean anomaly akan sama dengan 180° bila satelit berada pada titik *apogee*nya dan 0° pada *perigee*.



Gambar 3-1: Elemen orbit

Untuk menentukan jarak *semimajor axis* (a) yang akan menentukan ketinggian/*altitude* (h) satelit maka yang perlu diperhatikan adalah besaran nilai *mean motion* (n) dengan menggunakan persamaan dibawah ini:

$$a^3 = \mu/n^2 \quad (3-2)$$

$$n = \sqrt{\mu/a^3}$$

$$p = 2\pi \cdot \sqrt{a^3/\mu}$$

$$= 84,489 \times \sqrt{(a / R_E)^3} \text{ [menit]} \quad (3-3)$$

$$n = 8681660,4 \cdot a^{-3/2} \text{ [rev/day]} \quad (3-4)$$

Keterangan:

μ = Earth's Geocentric Gravitational constant [$398.6005 \times 10^9 \text{ m}^3/\text{s}^2$]

a = Semi major axis (km)

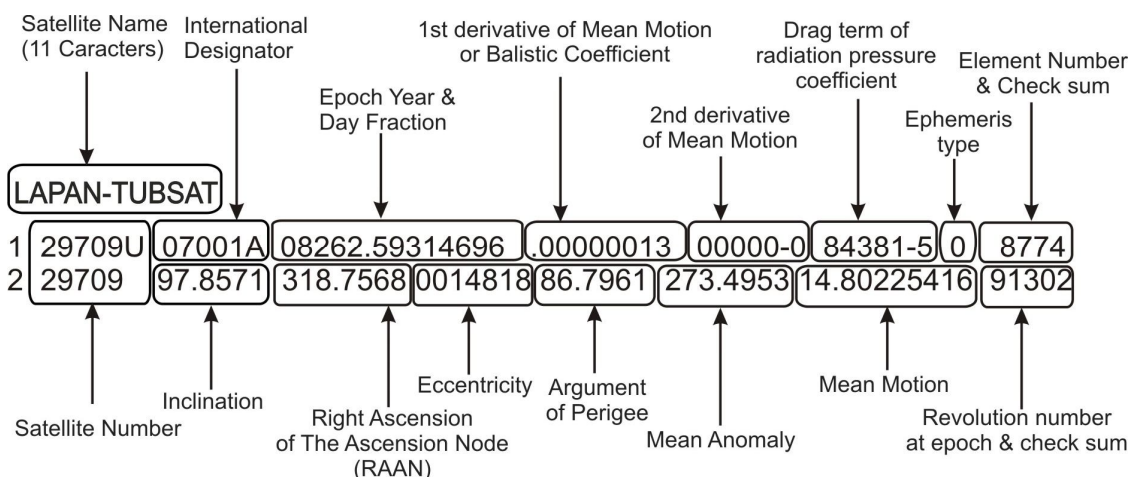
n = Mean Motion (rev/day)

p = Periode (menit) = 24 jam X 60 menit
= 1440 menit

4 FORMAT STANDAR DATA 2-LINE ELEMENT

Untuk mengetahui lintasan orbit satelit sehingga dapat dilakukan proses *tracking* dan analisis orbit, maka pada *tracking* program yang digunakan pada stasiun bumi membutuhkan data orbit dalam format *2-line element (TLE)*. Format TLE ini merupakan format

standard NORAD/NASA yang akan memberikan informasi spesifik mengenai orbit satelit pada waktu tertentu, dan sekali element orbit ini diperoleh maka dengan melakukan penghitungan matematis selanjutnya dapat diprediksi lintasan orbit untuk waktu-waktu lainnya. Karena hasil perhitungan data keplerian ini memberikan data lintasan orbit satelit pada waktu tertentu (spesifik), maka akurasi prediksi posisi satelit pada orbitnya juga akan terdegradasi seiring dengan perubahan waktu. Degradasi akurasi ini akan sangat berpengaruh pada jenis satelit LEO (*Low Earth Orbit*). Oleh karena itu untuk mendapatkan prediksi lintasan orbit yang lebih akurat, maka perlu dilakukan *updating* sekurangnya 2 minggu sekali yang bergantung pada ketinggian satelit yang akan ditracking karena semakin tinggi satelit terhadap bumi, maka pergerakannya akan cenderung sama dengan gerak rotasi bumi sehingga akan sinkron seperti yang terjadi pada satelit yang ditempatkan pada ketinggian 36.000 km atau satelit *geostationer*. Penjelasan format data *2-line element* ini dapat dilihat pada Gambar 4-1.



Gambar 4-1: Parameter orbit dalam format 2-line element

Contoh:

LAPAN-TUBSAT (data tgl 19 September 2008, NORAD)

```
1 29709U 07001A 08262.59314696 .00000013 00000-0 84381-5 0 8774
2 29709 97.8571 318.7568 0014818 86.7961 273.4953 14.80225416 91302
```

Line Number of Element Data	1
Satellite Number	29709
Classification (U=Unclassified)	U
International Designator (Last two digits of launch year)	07
International Designator (Launch number of the year)	001
International Designator (Piece of the launch)	A
Epoch Year (Last two digits of year)	08
Epoch (Day of the year and fractional portion of the day)	262.59314696
First Time Derivative of the Mean Motion	.00000013
Second Time Derivative of Mean Motion (decimal point assumed)	00000-0
BSTAR drag term (decimal point assumed)	84381-5
Ephemeris type	0
Element number	8774
Line Number of Element Data	2
Satellite Number	29709
Inclination [Degrees]	97.8571
Right Ascension of the Ascending Node [Degrees]	318.7568
Eccentricity (decimal point assumed)	0014818
Argument of Perigee [Degrees]	86.7961
Mean Anomaly [Degrees]	273.4953
Mean Motion [Revs per day]	14.80225416
Revolution number at epoch [Revs]	91302
Checksum (Modulo 10)	

5 ANALISIS DAN PEMBAHASAN

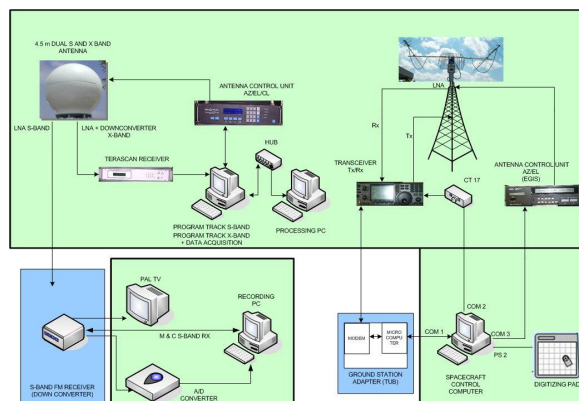
Dengan membandingkan format data 2-line element yang diperoleh dari NORAD, maka sangat dimungkinkan melakukan perhitungan ketinggian orbit yang akan dibandingkan selama proses perjalanan satelit LAPAN-TUBSAT di Orbitnya. Dalam penghitungan orbit khususnya ketinggian satelit (*altitude*)

ini, dilakukan dengan mengambil contoh data TLE yang diperoleh pada saat peluncurannya tanggal 10 Januari 2007 dan data TLE pada tanggal 19 September 2008. Dari kedua contoh data TLE tersebut maka dapat dilakukan perhitungan *semimajor axis* sebagai parameter yang merepresentasikan ketinggian orbit satelit.

a. TLE LAPAN-TUBSAT (10 Januari 2007)

1 29709U 07001A 07010.60780596 -.00000053 00000-0 00000+0 0 16
 2 29709 97.8894 71.7193 0026918 304.1892 55.6832 14.78965601 34

Line Number of Element Data	1
Satellite Number	29709
Classification (U=Unclassified)	U
International Designator (Last two digits of launch year)	07
International Designator (Launch number of the year)	001
International Designator (Piece of the launch)	A
Epoch Year (Last two digits of year)	07
Epoch (Day of the year and fractional portion of the day)	010. 60780596
First Time Derivative of the Mean Motion	-.00000053
Second Time Derivative of Mean Motion (decimal point assumed)	00000-0
BSTAR drag term (decimal point assumed)	00000+0
Ephemeris type	0
Element number	16
Line Number of Element Data	2
Satellite Number	29709
Inclination [Degrees]	97.8894
Right Ascension of the Ascending Node [Degrees]	71.7193
Eccentricity (decimal point assumed)	0026918
Argument of Perigee [Degrees]	304.1892
Mean Anomaly [Degrees]	55.6832
Mean Motion [Revs per day]	14.78965601
Revolution number at epoch [Revs]	34
Checksum (Modulo 10)	



Gambar 5-1: Penerimaan data telemetri pertama satelit LAPAN-TUBSAT

b. TLE LAPAN-TUBSAT (19 September 2008)

1 29709U 07001A 08262.59314696 .00000013 00000-0 84381-5 0 8774
 2 29709 97.8571 318.7568 0014818 86.7961 273.4953 14.80225416 91302

Line Number of Element Data	1
Satellite Number	29709
Classification (U=Unclassified)	U
International Designator (Last two digits of launch year)	07
International Designator (Launch number of the year)	001
International Designator (Piece of the launch)	A
Epoch Year (Last two digits of year)	08
Epoch (Day of the year and fractional portion of the day)	262.59314696
First Time Derivative of the Mean Motion	.00000013
Second Time Derivative of Mean Motion (decimal point assumed)	00000-0
BSTAR drag term (decimal point assumed)	84381-5
Ephemeris type	0
Element number	8774
Line Number of Element Data	2
Satellite Number	29709
Inclination [Degrees]	97.8571
Right Ascension of the Ascending Node [Degrees]	318.7568
Eccentricity (decimal point assumed)	0014818
Argument of Perigee [Degrees]	86.7961
Mean Anomaly [Degrees]	273.4953
Mean Motion [Revs per day]	14.80225416
Revolution number at epoch [Revs]	91302
Checksum (Modulo 10)	

Dengan menggunakan program Tracking Nova, diperoleh Jadwal satelit LAPAN-TUBSAT (19 September 2008)

LAPAN-TUBSAT at RMP

Date (L)	AOS (L)	LOS (L)	Duration	Between	Az @ AOS	Max EI	Az @ LOS	Height km
9/19/08	09:19:12	09:32:10	00:12:58	04:05:04	5°	60°	198°	631.0
9/19/08	19:52:43	19:59:42	00:06:58	10:20:33	113°	4°	47°	627.4
9/19/08	21:25:48	21:38:44	00:12:56	01:26:06	175°	60°	341°	628.2

c. Parameter *Semimajor axis* pada orbit satelit LAPAN-TUBSAT

Dari persamaan (3-1) dan (3-3) nilai parameter *semimajor axis* orbit LAPAN-TUBSAT dapat dikalkulasi dengan memperhatikan data TLE yang diperoleh.

- Besar nilai parameter *semimajor axis* (a_1) pada tanggal 10 Januari 2007 sesuai data TLE yang diperoleh pada tanggal tersebut adalah;

$$n = 14.78965601 \text{ (mean motion)}$$

$$a^3 = \mu/n^2$$

$$\begin{aligned}
 n &= 8681660.4 (a^{-3/2}) \text{ [rev/day]} \\
 a_1^{-3/2} &= n/8681660.4 \text{ [Km]} \\
 &= [n/8681660.4]^{-2/3} \\
 &= [14.78965601/8681660.4]^{-2/3} \\
 &= [1.703 \times 10^{-6}]^{-2/3} \\
 a_1 &= 7010.728472 \text{ Km.}
 \end{aligned}$$

- Besar nilai parameter *semimajor axis* (a_2) pada tanggal 19 September 2008 sesuai data TLE yang diperoleh pada tanggal tersebut adalah;

$$n = 14.80225416 \text{ (mean motion)}$$

$$\begin{aligned}
 a^3 &= \mu/n^2 \\
 n &= 8681660.4 (a^{-3/2}) \text{ [rev/day]} \\
 a_2^{-3/2} &= n/8681660.4 \text{ [Km]} \\
 &= [n/8681660.4]^{-2/3} \\
 &= [14.80225416/8681660.4]^{-2/3} \\
 &= [1.705 \times 10^{-6}]^{-2/3} \\
 a_2 &= 7006.750036 \text{ Km.}
 \end{aligned}$$

Berdasarkan hasil perhitungan diatas maka, bila dibandingkan antara kedua nilai parameter *semimajor axis* tersebut yang berbeda waktu lebih dari satu tahun atau 618 hari, maka terlihat selisih sebesar:

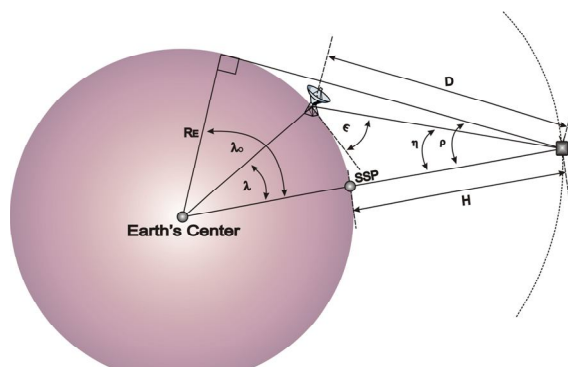
$$\begin{aligned}
 a &= a_1 - a_2 \\
 &= 7010.728472 - 7006.750036 \text{ [Km]} \\
 &= 3.9784 \text{ Km}
 \end{aligned}$$

Dari data peluncuran yang diperoleh dari PSLV-C7 India bahwa nilai parameter *perigee* sebesar 625.7908146 km maka;

$$\begin{aligned}
 r_p &= \text{radius of perigee} = 625.7908146 + \\
 &6378.14 = 7003.93081 \text{ km} \\
 a &= 7010.728472 \\
 e &= (1 - r_p/a) = \text{eccentricity} \\
 &= (1 - (7003.93081/7010.728472)) \\
 &= 0.00097
 \end{aligned}$$

sehingga orbit yang dibentuk oleh satelit LAPAN-TUBSAT mendekati orbit sirkular (*near circular orbit*). Dengan demikian *semimajor axis* merupakan jari-jari orbit

satelit atau sama dengan *altitude* satelit (H) ditambah dengan jari-jari bumi (RE), seperti terlihat pada Gambar 5-2.



Gambar 5-2: Geometri Orbit Sirkular Satelit

Dengan jari-jari bumi (R_E) sebesar 6378.14 km, maka jarak satelit terhadap SSP atau *sub-satellite point* (H) dapat dihitung sebagai berikut:

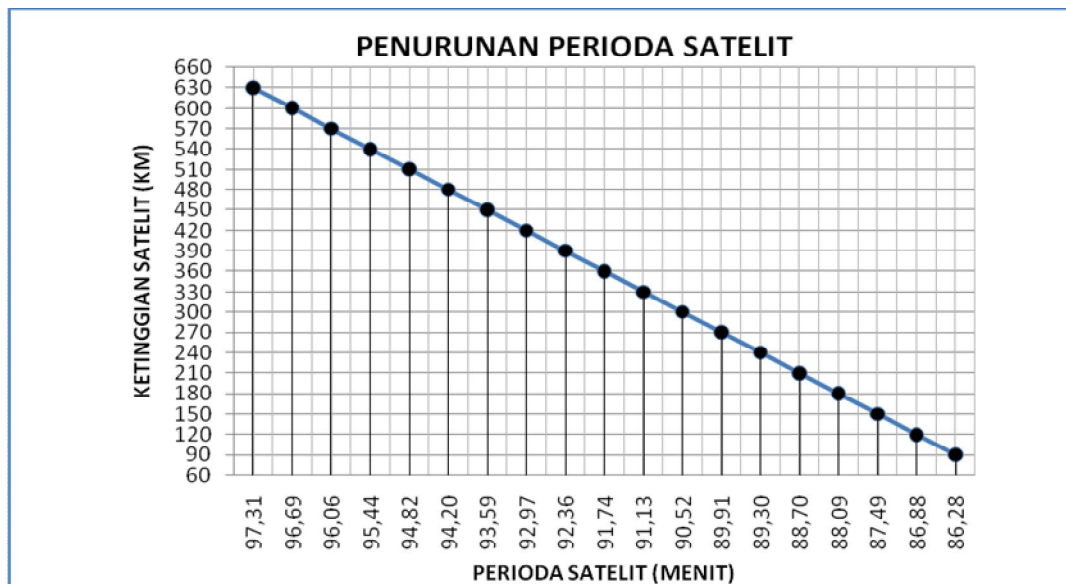
$$H = \text{semimajor axis} - R_E \quad (5-1)$$

- Nilai H pada tanggal 10 Januari 2007 adalah;
 $H_1 = [7010.728472 - 6378.14] \text{ km}$
 $H_1 = 632.588 \text{ km}$
- Nilai H pada tanggal 19 September 2008 adalah;
 $H_2 = [7006.750036 - 6378.14] \text{ km}$
 $H_2 = 628.610 \text{ km}$

Dengan demikian maka beda ketinggian satelit terhadap permukaan bumi (SSP) setelah beroperasi selama 618 hari (1,69 tahun) adalah:

$$\begin{aligned}
 H &= H_1 - H_2 \\
 &= 632.588 - 628.610 \text{ km} \\
 &= 3,978 \text{ km}
 \end{aligned}$$

Penurunan ketinggian satelit LAPAN-TUBSAT ini juga berpengaruh terhadap periode satelit yaitu waktu tempuh satelit dalam mengitari bumi. Makin rendah posisi satelit terhadap permukaan bumi maka semakin cepat satelit mengelilingi bumi. Hal ini dapat dijelaskan pada Gambar 5-3.



Gambar 5-3: Grafik perubahan periode satelit

6 KESIMPULAN

Dari hasil analisis terhadap semua elemen orbit, terutama pada penghitungan nilai parameter orbit *semimajor axis* dengan menggunakan parameter *mean motion* dari data *2-line element* yang berhubungan dengan penentuan jarak satelit di orbit terhadap permukaan bumi, maka dapat disimpulkan beberapa hal sebagai berikut:

- Parameter *semimajor axis* pada orbit sirkular secara matematis adalah merupakan jari-jari orbit dari satelit tersebut,
- Penurunan ketinggian satelit setelah 618 hari (1,69 tahun) sejak peluncuran satelit LAPAN-TUBSAT pada tanggal 10 Januari 2007 ternyata sejauh 3,9784 Km,
- Penurunan ketinggian orbit satelit LAPAN-TUBSAT yang terjadi lebih banyak disebabkan oleh faktor perubahan kondisi lapisan udara (atmosfir) yaitu adanya peningkatan aktivitas matahari (*large solar activity*),
- Faktor lain yang berpengaruh terhadap kondisi satelit adalah gaya tarik gravitasi matahari, bulan dan planet juga adanya konsentrasi materi disekitar bumi, ketidak bundaran

permukaan bumi (*non-spherical of earth*) serta tekanan radiasi matahari,

- Perubahan ketinggian orbit ini akan berdampak menurunnya luas area cakupan sistem antena s-band dan UHF untuk menerima dan memancarkan sinyal telemetri dan video analog.

DAFTAR RUJUKAN

- Chusnul Tri Judianto, 2006. *Konversi Parameter Orbit Satelit LAPAN-TUBSAT Dalam Format 2-Line Element*, Siptekgan X, Pustekelegan, Bogor.
- James R. Wertz, Wiley J. Larson, 1999. *Space Mision Analisis and Design*, Microcosm Press, El Segundo CA.
- R. Dean Straw, N6BV, 2005. *The ARRL Antenna Book 20th Edition*, The National Association for Amateur Radio, Newington, CT, USA.
- Raja Rao, K.N, 2004. *Fundamentals of Satellite Communication*, Prentice-Hall of India, New Delhi, India.
- T.S.Kelso, DR, 2008. *NORAD Two Line Element Sets of 29709 (LAPAN-TUBSAT) archives Data*, www.celestrak.com.
- Tomasi Wayne, 2003. *Electronic Communications Systems Fundamentals Through Advanced*, Fourth Edition, Pearson Education, Inc, Singapore.

