

# PENGARUH AKTIVITAS MATAHARI DAN GEOMAGNET TERHADAP KETINGGIAN ORBIT SATELIT

**Nizam Ahmad**

Peneliti Pusat Pemanfaatan Sains Antariksa, LAPAN

Email: [nizam@bdg.lapan.go.id](mailto:nizam@bdg.lapan.go.id)

## ABSTRACT

The sun is the main source of changings in space environment. It is continuously emitting the radiation and energetic particles which influence the orbit of satellite and its instrumentation. It can be seen from solar activity (indicated by radiation flux  $F_{10.7}$ ) and geomagnetic activity (indicated by Ap index) which are used as space environmental parameters. Both parameters influence the altitude of satellites indirectly. It means that these parameters directly influence the atmosphere around satellite, result the drags which have opposite direction with satellite motion, caused decreasing the altitude. In this paper it can be seen that in the high solar activity, both parameters decreasing the altitude of satellite rapidly in LEO. In MEO, these effect are relatively small. It can be seen from some cases of satellites in LEO and MEO which are used in this research.

## ABSTRAK

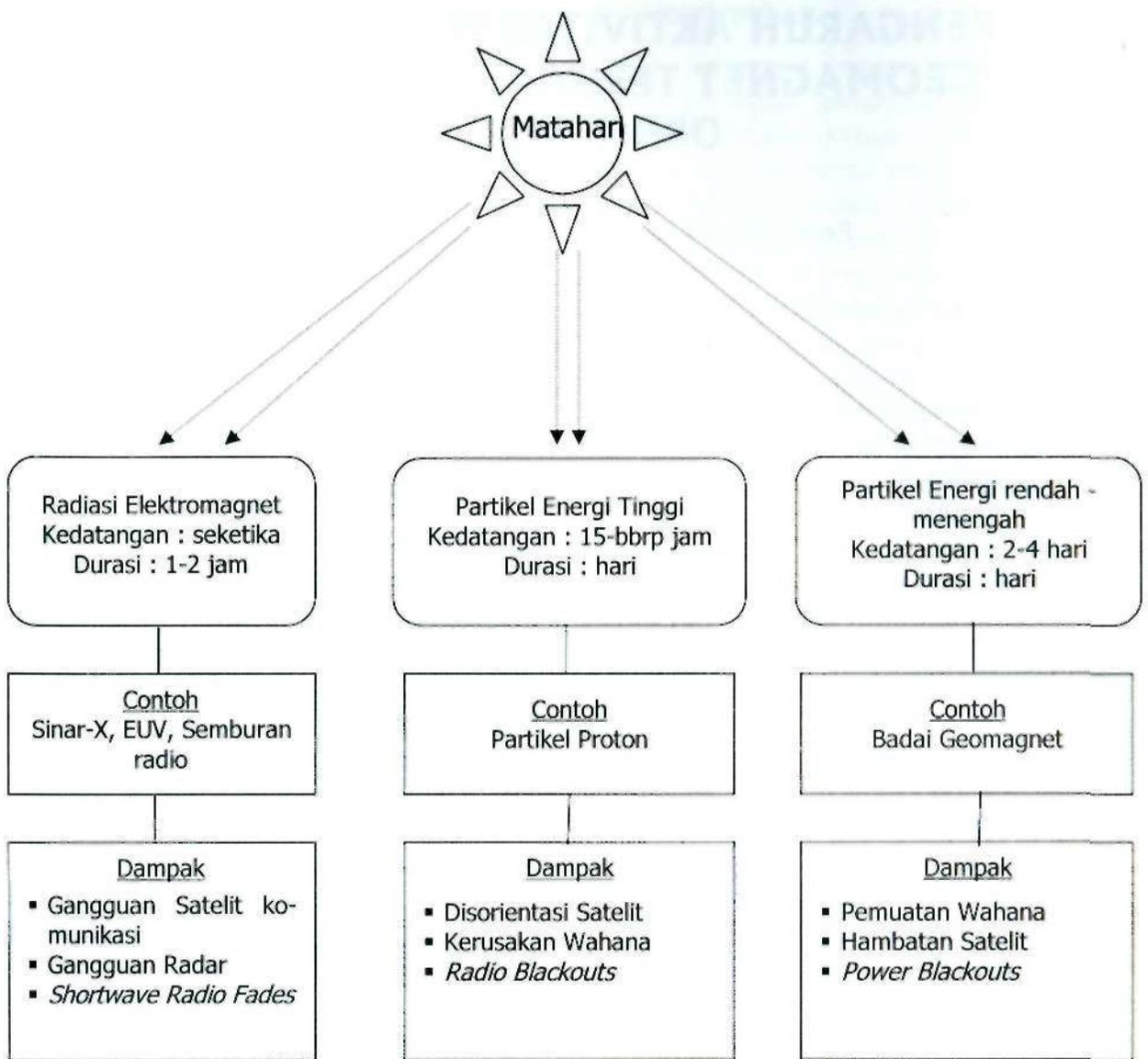
Matahari merupakan sumber utama perubahan lingkungan antariksa. Pancaran radiasi dan lontaran partikel energetik mempengaruhi orbit dan sistem instrumentasi satelit. Besarnya pengaruh ini tercermin dari aktivitas matahari (diindikasikan oleh fluks radiasi  $F_{10.7}$ ) dan aktivitas geomagnet (diindikasikan oleh indeks Ap) yang menjadi parameter lingkungan antariksa. Namun pengaruh kedua parameter ini terhadap ketinggian satelit adalah tidak langsung dalam arti kedua parameter secara langsung mempengaruhi kerapatan atmosfer di sekitar satelit, menyebabkan terjadinya hambatan terhadap satelit dan ini berdampak pada penurunan ketinggian satelit. Dalam makalah ini dapat dilihat bahwa pada tingkat aktivitas matahari yang tinggi, pengaruh kedua parameter ini sangat dominan terhadap penurunan ketinggian satelit di orbit LEO. Sedangkan di orbit MEO, pengaruhnya relatif sangat kecil. Ini dapat dilihat pada beberapa kasus satelit yang mengorbit di ketinggian LEO dan MEO seperti yang dilakukan dalam penelitian ini.

## 1 PENDAHULUAN

Matahari sebagai sumber pengaruh utama terhadap lingkungan antariksa secara berkesinambungan memancarkan energi elektromagnet dan partikel bermuatan listrik. Superimposisi dari emisi ini mengakibatkan peningkatan radiasi elektromagnet (khususnya sinar-X, *Ekstrim Ultra Violet (EUV)* dan panjang gelombang radio) serta peningkatan arus partikel bermuatan. Hal ini secara otomatis akan mempengaruhi lingkungan antariksa dan berdampak pada radar, sistem komunikasi

dan sebagainya. Gambaran tentang pengaruh matahari ini dapat dilihat pada Gambar 1-1.

Radiasi matahari mengandung sejumlah energi. Energi yang dipancarkan mengendap di atmosfer bagian atas bumi melalui sinar-X, *EUV* dan tumbukan partikel yang menyebabkan pemanasan atmosfer hingga mengakibatkan atmosfer mengembang dan kerapatan atmosfer mengalami kenaikan. Akibatnya terjadi semacam hambatan atmosfer (*drag*) pada satelit (Hasting *et al.*, 1996).



Gambar 1-1: Jenis radiasi matahari dan dampaknya

Bagi satelit yang berada pada ketinggian orbit rendah, hambatan ini memiliki arah yang berlawanan dengan arah gerak satelit. Hambatan ini menyebabkan penurunan ketinggian satelit dan peningkatan laju orbitnya sehingga satelit mengalami perubahan posisi dari posisi semula

Besarnya percepatan akibat hambatan ini dapat dilihat melalui persamaan 1-1.

$$a_D = -(1/2)\rho (C_D A/m) V^2 \quad (1-1)$$

Keterangan:

$a_D$  = percepatan hambatan atmosfer (km/s<sup>2</sup>)

$\rho$  = kerapatan atmosfer (kg/m<sup>3</sup>)

$C_D$  = koefisien hambatan

$A$  = luas penampang satelit (m<sup>2</sup>)

$m$  = massa satelit (kg)

$V$  = kecepatan satelit (km/s)

Hambatan atmosfer pada ketinggian orbit rendah (150 -1000 km) merupakan parameter kunci dalam melakukan prediksi terhadap kala hidup wahana, parameter orbit, kebutuhan bahan bakar dan limit roda momentum pada satelit.

Secara umum, dampak akibat hambatan atmosfer ini adalah lokasi satelit yang tidak akurat yang dapat menghambat atau mengurangi kecepatan proses *commanding* atau transmisi data pada satelit komunikasi, prediksi *deorbit* satelit menjadi tidak akurat serta

besarnya biaya manuver pemeliharaan [*maintenance maneuver*) satelit yang harus dikeluarkan.

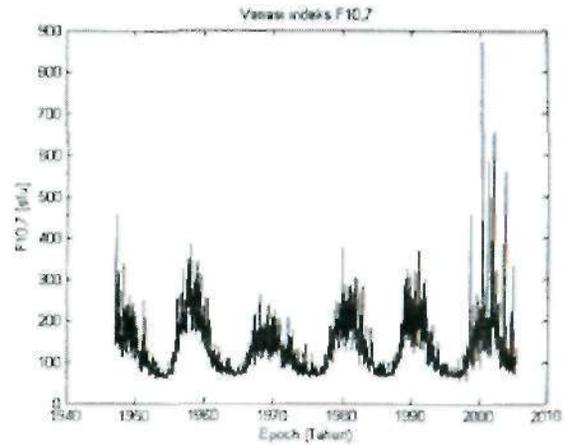
Orbit suatu satelit bergantung pada kondisi lingkungan antariksa di ketinggian satelit tersebut. Dalam hal ini, terdapat dua parameter yang digunakan untuk memperkirakan orbit suatu satelit yaitu indeks radiasi Fioj (radiasi elektromagnetik) dan indeks geomagnet Ap (partikel energi rendah-menengah). Dalam makalah ini akan dilihat besarnya pengaruh aktivitas matahari (diindikasikan oleh Fioj) dan aktivitas geomagnet (diindikasikan oleh Ap) terhadap ketinggian orbit satelit di ketinggian orbit rendah bumi LEO (150 km - 1000 km) dan orbit menengah bumi MEO (1000 km - 36000 km).

## 2 DATA DAN PENGOLAHAN

### 2.1 Indeks Fio,?

Indeks F10.7 digunakan untuk mengukur tingkat aktivitas matahari yang diamati pada panjang gelombang 10,7 cm (2800 MHz). Ini merupakan indikator yang sangat baik untuk menghitung besar energi sinar-X dan EUV yang dipancarkan matahari dan energi yang terendap di atmosfer atas. Variasi Fio,7 diduga mengikuti variasi fluks EUV, dimana EUV sendiri bervariasi sebesar 50 sfu pada saat aktivitas matahari minimum (*R minimum*) hingga 240 sfu pada saat aktivitas matahari maksimum (*R maximum*) serta bervariasi mengikuti siklus matahari 11 tahun (Wertz, 2001). Data- data F107 yang digunakan dalam penelitian ini adalah data-data Fioj dari tahun 1947 hingga tahun 2005 (NOAA, 2006). Variasi indeks Fio,7 ini dapat dilihat pada Gambar 2-1.

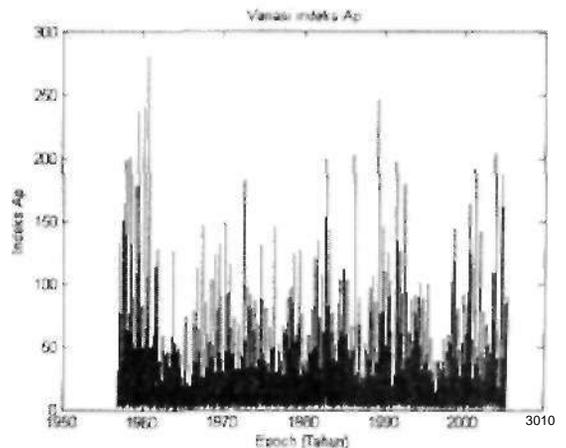
Puncak dalam indeks Fio,7 beresesuaian dengan tingkat aktivitas maksimum matahari. Kondisi ini menyebabkan kenaikan kerapatan di atmosfer karena meningkatnya temperatur di atmosfer atas. Naiknya kerapatan ini semakin memperbesar hambatan pada satelit.



Gambar 2-1: Variasi F10.7

### 2.2 Indeks Ap

Indeks Ap digunakan untuk mengukur energi yang mengendap di atmosfer atas akibat tumbukan partikel bermuatan. Indeks ini berkaitan dengan badai geomagnet dan merupakan representasi dari gangguan medan magnet induksi yang disebabkan perubahan angin matahari dan efek pemanasan yang berkorelasi dengan variasi jangka pendek atmosfer atas. Nilai Ap ini beresesuaian dengan variasi maksimum medan magnet permukaan bumi di lintang menengah yang dihitung dalam periode 3-jam. Variasi indeks Ap ini berkisar dari 0 (aktivitas matahari minimum) hingga 400 (aktivitas matahari maksimum). Data-data Ap yang digunakan dalam penelitian ini adalah data-data Ap dari tahun 1957 hingga tahun 2005 (NOAA, 2006). Variasi nilai indeks Ap ini dapat dilihat pada Gambar 2-2.



Gambar 2-2: Variasi indeks Ap

Untuk melihat besarnya pengaruh  $F_{10.7}$  dan indeks  $A_p$  terhadap ketinggian orbit suatu satelit dilakukan dengan melihat variasi ketinggian orbit satelit pada setiap aktivitas matahari. Dalam hal ini indeks  $F_{10.7}$  dan indeks  $A_p$  merupakan representasi dari aktivitas matahari. Dengan menggunakan perangkat lunak MATLAB 7.0, dilakukan plot grafik pada variasi ketinggian orbit satelit, indeks  $F_{10.7}$  dan indeks  $A_p$ . Dari grafik ini dilakukan analisis pengaruh indeks  $F_{10.7}$  dan indeks  $A_p$  terhadap ketinggian orbit satelit.

### 2.3 Ketinggian Orbit Satelit

Data-data ketinggian orbit satelit diperoleh dari data-data *Two Line Elements* (TLE) melalui situs [www.space-track.com](http://www.space-track.com). Data-data ketinggian orbit ini tidak diperoleh secara langsung melalui data TLE, karena data TLE hanya memberikan informasi mengenai inklinasi ( $i$ ), *right ascension of ascending node* ( $Q$ ), *argument of perigee* ( $a$ ), eksentrisitas ( $e$ ), periode ( $T$ ) dan *mean anomaly* ( $M$ ). Ketinggian orbit ( $h$ ) dan *semi major axis* satelit ( $a$ ) diperoleh melalui persamaan

astrodinamika berikut dengan menggunakan data-data orbit TLE sebagai masukan (*input*).

$$h = r - Re = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos v} - Re \quad (2-1)$$

$$e = \mu^{1/3} \left( \frac{T^2}{4\pi^2} \right)^{1/3} \quad (2-2)$$

dengan

- $r$  =jarak satelit dari titik pusat bumi
- $Re$  =jari-jari ekuator bumi « 6378,14 km
- $p$  =Konstanta gravitasi = $3,986 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$

Data-data peluncuran dan peluruhan (bagi satelit yang telah *decay*) dapat dilihat pada Tabel 2-1 (*Space-track, org*).

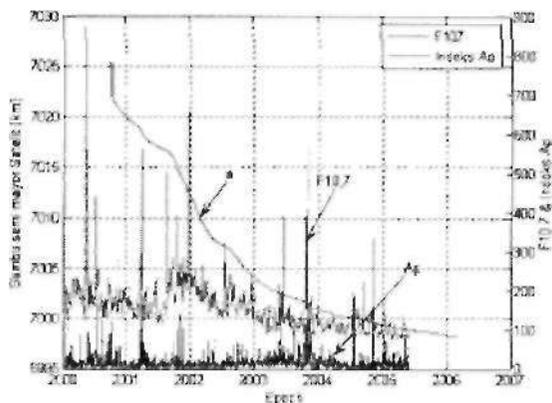
TiungSAT 1, Bepposax, Oscar 9, Floating Potensial Probe, CZ-4 Deb dan SL-12 R/B merupakan satelit-satelit LEO sedangkan Pam-D Deb, Delta 2 R/B (1), dan Delta 4 Deb merupakan satelit-satelit MEO. Dengan mengembangkan kode program satelit TiungSAT 1 untuk masing-masing satelit, akan dilihat besarnya pengaruh  $F_{10.7}$  dan indeks  $A_p$  terhadap *semi major axis* satelit.

Tabel 2-1:DATA-DATA SATELIT LEO DAN MEO

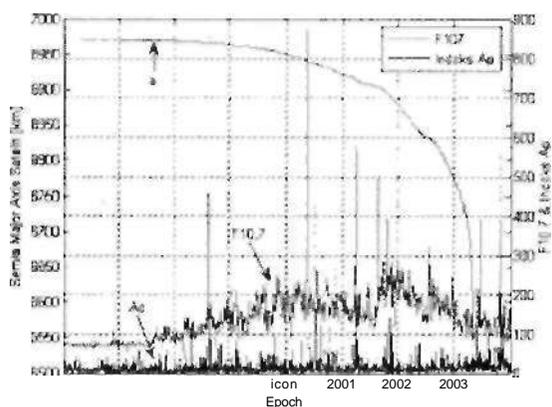
Catalog Number	Common Name	International Designator	Country/ Organization	Launch Date	Decay Date
26548	TIUNGSAT 1	2000-057D	MALA	2000-09-26	-
23857	BEPPOSAX	1996-027A	IT	1996-04-30	2003-04-29
12888	OSCAR 9 (UoSAT 11)	1981-100B	UK	1981-10-06	1989-10-13
28896	FLOATING POTENTIAL PROBE	2000-078B	US	2005-1 1-30	2006-02-25
23299	PAM-D DEB	1992-039D	US	1992-07-07	2006-02-21
26331	CZ-4 DEB	1999-057HQ	PRC	1999-10-14	2006-02-10
28875	DELTA 2 R/B(1)	2005-038B	US	2005-09-26	2006-01-30
28712	SL-12 R/B(AUX MOTOR)	2005-023F	CIS	2005-06-24	2006-01-30
27697	DELTA 4 DEB	2002-05 KJ	US	2002-1 1-20	2006-01-28

### 3 HASIL DAN PEMEHAHASAN

Berikut ini akan diperlihatkan profil variasi Semi Major Axis (SMA) satelit TiungSAT 1 (Malaysia) yang masih aktif dan beberapa satelit yang telah mengalami peluruhan ketinggian orbit (*decay*) serta pengaruh parameter aktivitas matahari F10,7 dan aktivitas geomagnet Ap. Pengaruh kedua parameter ini akan terlihat jelas pada SMA satelit. Penurunan pada SMA satelit secara langsung menggambarkan penurunan ketinggian orbit satelit karena ketinggian orbit terkait dengan SMA melalui persamaan 2-1.



Gambar 3-1: Profil SMA satelit TiungSAT 1 serta pengaruh F10,7 dan indeks Ap

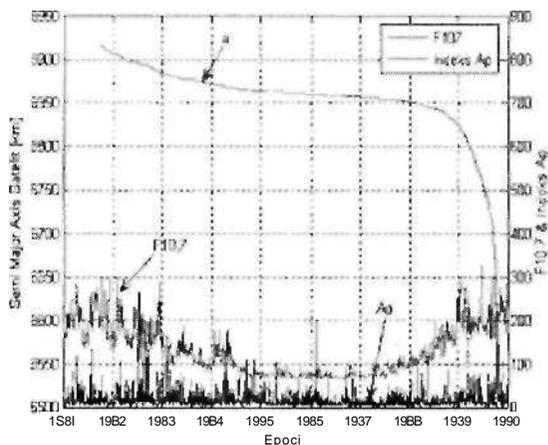


Gambar 3-2: Profil SMA satelit Bepposax serta F10,7 dan indeks Ap

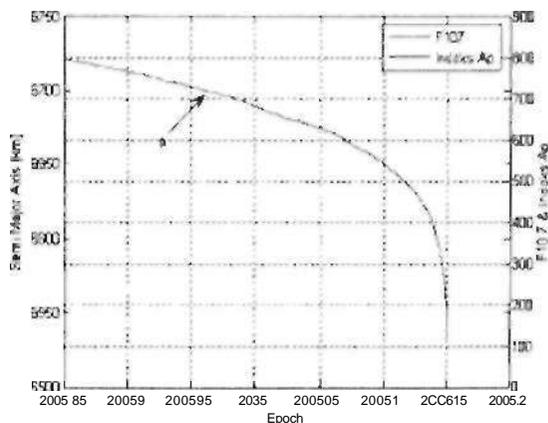
Secara umum pengaruh aktivitas matahari melalui parameter F10,7 dan Ap untuk satelit TiungSAT 1 cukup besar (Gambar 3-1). Tingkat aktivitas matahari yang tinggi pada tahun 2001-an menyebabkan ketinggian SMA turun sekitar 2 km, namun hal ini tidak menyebabkan terjadinya *decay* satelit TiungSAT 1.

Lebih jelasnya, pengaruh F10,7 dan Ap terhadap ketinggian orbit satelit akan terlihat pada satelit-satelit yang telah mengalami peluruhan ketinggian [*decay*]. Satelit-satelit yang digunakan sebagai rujukan di sini adalah satelit-satelit yang mengorbit di ketinggian orbit rendah bumi LEO dan orbit menengah bumi MEO yang data-data satelit ini dapat dilihat pada Tabel 2-1.

Pada Gambar 3-2 dapat dilihat bahwa aktivitas matahari yang tinggi pada tahun 2000-an menyebabkan penurunan SMA satelit Bepposax secara drastis sebesar sekitar 50 km, begitu juga pada pertengahan tahun 2001 dan tahun 2002 sekitar 40 km dan 50 km. Pada tahun 2003-an, satelit ini mengalami *decay* dengan ketinggian *perigee* di bawah 200 km. Kala hidup orbit satelit ini hanya bertahan selama 7 tahun sejak peluncuran.



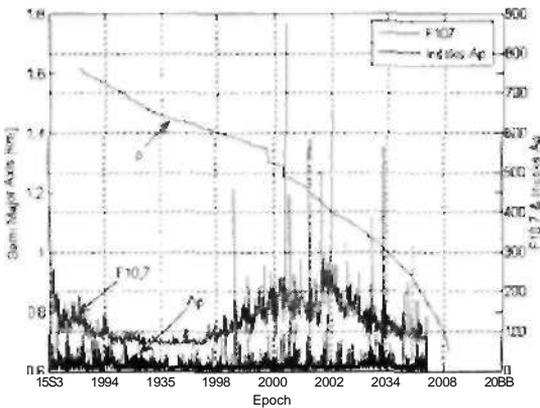
Gambar 3-3: Profil SMA satelit Oscar 9 serta pengaruh F10,7 dan indeks Ap



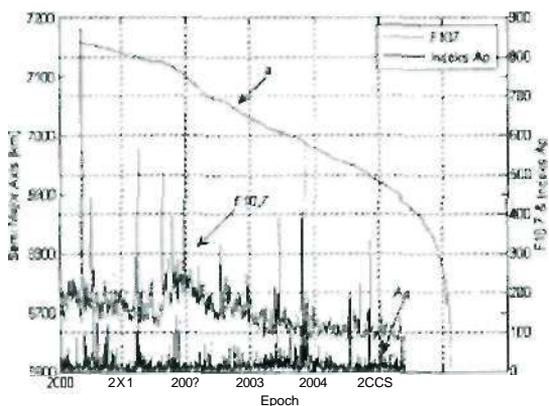
Gambar 3-4: Profil SMA *floating potential probe*

Pada Gambar 3-3, peningkatan aktivitas matahari pada puncak siklus 22 (-1981-1982) menyebabkan penurunan SMA satelit Oscar 9 sekitar 30 km, sedangkan peningkatan aktivitas matahari pada puncak siklus 23 (-1989 - 1990) menyebabkan penurunan drastis dari ketinggian SMA sekitar 6950 km sampai akhirnya jatuh, dengan ketinggian *perigee* di bawah 200 km.

Pada Gambar 3-4 terlihat laju penurunan ketinggian orbit yang sangat drastis. Selama periode 2005, terjadi penurunan SMA sekitar 31 km. Pada awal tahun 2006 satelit ini decay dengan ketinggian *perigee* akhir di bawah 200 km dan hanya bertahan di orbitnya sekitar 2 bulan sejak peluncuran.



Gambar 3-5: Profil SMA Pam-D Deb serta pengaruh Fio,7 dan indeks Ap

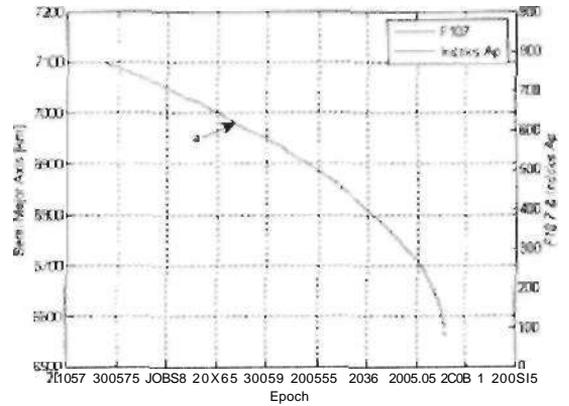


Gambar 3-6: Profil SMA CZ-4 Deb serta pengaruh Fio,7 dan indeks Ap

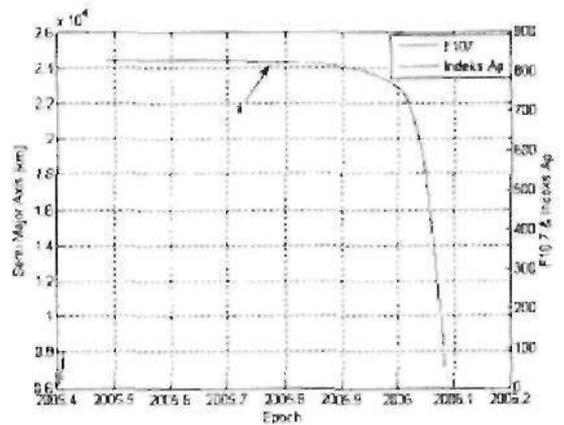
Pada Gambar 3-5 terlihat bahwa satelit bertahan di orbit cukup lama. Tingkat aktivitas matahari pada tahun awal satelit mengorbit relatif sedang ( $F_{10.7} * 150$  sfu dengan ketinggian orbit

« 1080 km) dan kecil kemungkinan menyebabkan peluruhan ketinggian orbit satelit. Pada awal tahun 2000, tingkat aktivitas matahari yang tinggi hanya menyebabkan penurunan SMA sekitar 100 km. Wahana ini dapat bertahan di orbitnya selama 14 tahun.

Pada Gambar 3-6, aktivitas matahari mencapai puncak di awal tahun wahana CZ-4 Deb mengorbit. Pada pertengahan tahun 2000, Satelit mengalami penurunan SMA sekitar 19 km dan hanya bertahan di orbit selama 6 tahun dengan ketinggian *perigee* akhir di bawah 300 km.



Gambar 3-7: Profil ketinggian delta 2 R/B(1)

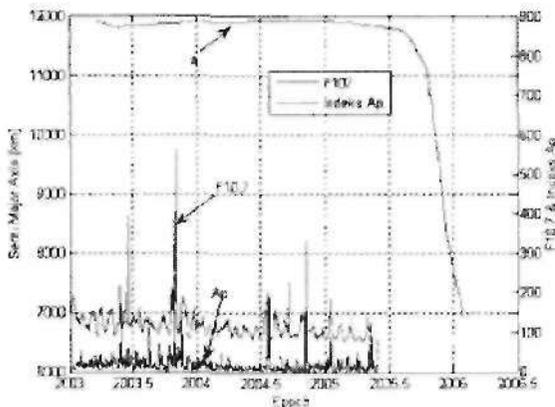


Gambar 3-8: Profil SMA SL-12 R/B

Pada Gambar 3-7, dapat dilihat bahwa satelit mengalami peluruhan secara kontinu. Satelit ini memiliki ketinggian awal sekitar 1200 km. Satelit ini diluncurkan pada bulan September 2005 di awal siklus 24. Selama periode 2005, satelit mengalami penurunan total SMA sekitar 290 km. Satelit ini tergolong satelit MEO. Kemungkinan peluruhan ketinggian disebabkan oleh faktor gangguan lain.

Satelit hanya bisa bertahan di orbitnya sekitar 4 bulan sejak peluncuran.

Ketinggian wahana SL-12 R/B pada Gambar 3-8 meluruh dalam waktu yang cepat. Wahana bertahan di orbitnya kurang dari 1 tahun. Wahana SL-12 R/B di tempatkan pada ketinggian awal 320 km dan merupakan satelit LEO. Dapat diperkirakan pengaruh aktivitas matahari pada orbit wahana ini relatif besar dan pada ketinggian ini hambatan atmosfer juga bernilai besar.



Gambar 3-9: Profil SMA delta 4 Deb serta pengaruh Fio,7 dan indeks Ap

Pada Gambar 3-9 terlihat penurunan SMA pada awal tahun 2003 sekitar 70 km. Wahana ini ditempatkan di ketinggian MEO dengan ketinggian awal sekitar 10.190 km. Pada saat awal wahana mengorbit, tingkat aktivitas matahari dan geomagnet relatif kecil. Wahana bertahan di orbitnya selama 3 tahun. Kemungkinan orbit ini meluruh disebabkan faktor gangguan lain.

Besarnya pengaruh gaya gangguan pada masing-masing satelit tersebut sangat bervariasi. Untuk satelit TiungSAT 1 (Gambar 3-1), pengaruh kedua parameter ini cukup besar. Aktivitas matahari yang cukup besar di awal satelit ini mengorbit tidak menyebabkan peluruhan ketinggian secara cepat. Satelit TiungSAT 1 ditempatkan pada inklinasi  $64,5^\circ$  (*semi equatorial*) dengan ketinggian awal 640 km. Penempatan satelit yang tepat di orbitnya mengurangi dampak peluruhan ketinggian satelit TiungSAT 1 ini.

Untuk satelit Bepposax (Gambar 3-2), Oscar 9 (Gambar 3-3) dan CZ-4 Deb

(Gambar 3-6), aktivitas matahari menyebabkan peluruhan ketinggian satelit secara drastis. Satelit Bepposax di tempatkan pada inklinasi  $3,95^\circ$  (*equatorial*) dan ketinggian awal 580 km, satelit Oscar 9 di tempatkan pada inklinasi  $97,51^\circ$  (*near polar*) dan ketinggian awal 530 km, wahana CZ-4 Deb memiliki inklinasi  $98^\circ$  (*near polar*) dan ketinggian awal 810 km. Pada ketinggian sekitar 500 - 800 km, kerapatan atmosfer bernilai sekitar  $4,89 \cdot 10^{-13} - 9,63 \cdot 10^{15} \text{ kg/m}^3$  (Wertz, 2001). Dalam keadaan aktivitas matahari minimum, penempatan satelit di wilayah tersebut cukup aman karena kerapatan atmosfer relatif kecil. Kenyataan memperlihatkan satelit mengalami peluruhan secara drastis yang berarti pada periode awal satelit mengorbit, aktivitas matahari cukup tinggi.

Wahana Delta 4 Deb (Gambar 3-9) memiliki inklinasi  $16,9^\circ$  dan ketinggian awal 10.190 km. Di MEO peluruhan ketinggian karena *fluks* radiasi Fioj dan indeks geomagnet Ap relatif kecil sekali. Peluruhan ketinggian di daerah ini umumnya berasal dari sabuk radiasi Van Allen, yaitu sabuk radiasi yang terdiri dari partikel elektron, proton dan ion-ion atom berat (*heavier atomic ions*) yang terperangkap dalam medan magnet bumi. Namun perlu juga diperhitungkan faktor gangguan lain selain sabuk radiasi ini seperti kegagalan fungsi sistem wahana yang berdampak pada operasionalnya, dll.

Pada kasus wahana Pam-D Deb (Gambar 3-5) dapat dilihat pada awal wahana mengorbit, tingkat aktivitas matahari dan geomagnet relatif sedang. Peluruhan ketinggian kemungkinan berasal dari sabuk radiasi Van Allen atau gaya gangguan lain. Wahana ini *decay* dengan ketinggian *perigee* akhir di bawah 400 km.

Wahana *Floating Potensial Probe* (Gambar 3-4) dan SL-12 R/B (Gambar 3-8) diperkirakan bahwa peluruhan ketinggian orbit wahana tersebut disebabkan oleh aktivitas matahari yang cukup tinggi. Hal ini berdasarkan dugaan adanya

kemiripan pola gangguan pada satelit-satelit LEO. Untuk wahana Delta 2 R/B (1) (Gambar 3-7), peluruhan ketinggian dari aktivitas matahari relatif kecil dan kemungkinan disebabkan oleh gaya gangguan lain.

Dalam keadaan matahari minimum, kecil kemungkinan orbit terganggu oleh aktivitas matahari. Bila ada gangguan orbit, hal ini mungkin disebabkan oleh pengaruh gangguan lain yang berasal dari gravitasi bumi seperti efek bumi pepat atau gangguan rutin dari flux proton yang biasa terjadi pada saat satelit melintasi daerah *South Atlantic Anomaly* (SAA) (Tribble, 2003)

#### 4 KESIMPULAN

Pengaruh aktivitas matahari yang dapat dilihat melalui parameter F<sub>10.7</sub> dan indeks Ap berbeda untuk masing-masing ketinggian. Pada tingkat aktivitas matahari yang tinggi secara dominan menyebabkan peluruhan ketinggian satelit di orbit rendah bumi LEO, sedangkan pada orbit menengah bumi MEO pelu-

ruhan ketinggian akibat aktivitas matahari dan geomagnet relatif kecil. Pengaruh dominan kemungkinan berasal dari sabuk radiasi Van Allen dan gaya gangguan lain seperti kesalahan sistem pada wahana yang berdampak pada operasional satelit.

#### DAFTAR RUJUKAN

- Hasting D., Garret H., 1996. *Spacecraft Environment Interaction*, Cambridge University Press.
- NOAA, 2005. *Space Environment*, <http://www.sec.noaa.gov/Juni>.
- Space-track, 2006. *Catalog Number*, [http://www.space\\_track.org/](http://www.space_track.org/) Oktober.
- Tribble, A. C, 2003. *The Space Environment: Implications for Spacecraft Design*, 2<sup>nd</sup> Ed. Princeton, NJ: Princeton University Press.
- Wertz, J. R., 2001. *Mission Geometry : Orbit and Constellation Design and Management*, Kluwer Academic Publishers.