

ANALISIS KONDISI ANTARIKSA DI ORBIT LAPAN A2 MENJELANG PUNCAK AKTIVITAS MATAHARI SIKLUS 24

Nizam Ahmad dan Neflia

Peneliti Pusat Sains Antariksa, LAPAN

e-mail: nizam@bdg.lapan.go.id

Diterima 24 Januari 2011; Disetujui 15 Juli 2011

ABSTRACT

LAPAN A2 satellite will be placed at 650 km altitude and inclination of 8° at the beginning of year 2012 based on the initial scenario. This satellite has structure with the size and weight are 60 cm x 60 cm x 80 cm and 65 kg consecutively. Space environment analysis on this satellite using space weather pattern method showed that geomagnetic activity levels, represented by Kp and Dst indices, had range of 2 to 4 and -40 to -9 nT consecutively. It means that the effect of geomagnetic activity will not significantly impact the satellite system. Simulation using SPENVIS also showed small impact of proton and electron on satellite structure. Analyzing on atmospheric drag showed that this satellite has stable orbit. The only possibility of LAPAN A2 satellite experiences charging come from charged particles trapped in South Atlantic Anomaly (SAA) that contain high flux of particles.

Keywords: *LAPAN A2 Satellite, Geomagnetic, Particle*

ABSTRAK

Satelit LAPAN A2 rencananya akan ditempatkan pada ketinggian 650 km dengan inklinasi 8° pada awal tahun 2012 berdasarkan skenario awal. Satelit ini memiliki struktur dengan ukuran 60 cm x 60 cm x 80 cm dengan berat sekitar 65 kg. Analisis kondisi antariksa di lingkungan satelit dengan menggunakan metode pola cuaca antariksa memperlihatkan tingkat aktivitas geomagnet yang diwakili oleh indeks Kp dan Dst bernilai sekitar 2 hingga 4 untuk indeks Kp dan -40 nT hingga -9 nT untuk indeks Dst. Hal ini berarti pengaruh geomagnet tidak terlalu signifikan pada sistem satelit. Hasil simulasi menggunakan SPENVIS juga memperlihatkan dampak partikel proton dan elektron yang tidak signifikan pada struktur satelit. Analisis pengaruh hambatan atmosfer memperlihatkan variasi orbit yang stabil. Potensi gangguan kemungkinan disebabkan oleh partikel-partikel yang terperangkap di wilayah anomali atlantik selatan (*South Atlantic Anomaly - SAA*) yang dilewati oleh satelit LAPAN A2 dengan fluks partikel yang tinggi.

Kata kunci : Satelit LAPAN A2, Geomagnet, Partikel

1 PENDAHULUAN

Penempatan satelit pada ketinggian tertentu di atas permukaan Bumi akan selalu dipengaruhi oleh cuaca antariksa. Besarnya pengaruh cuaca antariksa ini berbeda pada setiap satelit yang bergantung pada orbit satelit, posisi satelit relatif pada suatu daerah tertentu di atas permukaan Bumi, waktu lokal satelit, tingkat aktivitas Matahari dan jenis material yang digunakan pada struktur satelit (<http://www.swpc.noaa.gov/info/Satellites.html>). Hal terakhir ini terkait erat dengan interaksi partikel yang menyebar di sepanjang lintasan satelit. Dampak cuaca antariksa pada satelit bervariasi, mulai dari kerusakan kecil akibat kegagalan sistem yang dapat dipulihkan (*recovery*) dalam selang waktu tertentu hingga kerusakan serius yang berimbas pada kegagalan misi satelit secara total.

Beberapa parameter cuaca antariksa yang digunakan dalam analisis ini meliputi bilangan bintik Matahari (*sunspot number*), radiasi Matahari (F10,7) dan tingkat aktivitas geomagnet yang diwakili oleh indeks Kp dan indeks Dst. Indeks Kp menggunakan skala dari NOAA (http://www.swpc.noaa.gov/NOAA_scales/) dan indeks Dst yang berpengaruh pada satelit bersesuaian dengan tingkat badai geomagnet (Gonzales et.al., 1994). Indeks Kp di bawah 5 (minor) dan indeks Dst di atas -50 nT (*moderate*) tidak berpengaruh signifikan terhadap operasional satelit.

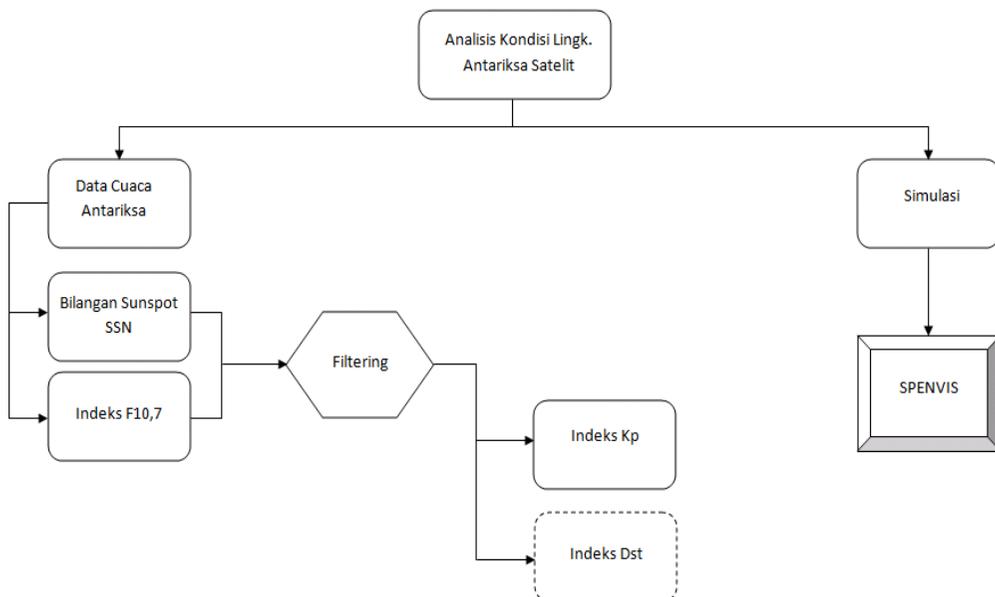
Optimalisasi satelit pada saat peluncuran dan penempatan hingga saat beroperasi merupakan suatu hal yang fundamental bagi keberhasilan misi suatu satelit. Keberhasilan ini dapat ditempuh dengan melakukan kajian lingkungan antariksa untuk memperoleh informasi apakah satelit yang akan ditempatkan nantinya aman atau tidak dari bahaya yang akan ditimbulkan, salah satunya bersumber dari cuaca antariksa.

Dewasa ini kajian cuaca antariksa yang berdampak pada satelit menjadi perhatian utama bagi badan antariksa setiap negara termasuk Indonesia. Saat ini Indonesia telah memiliki beberapa satelit orbit tinggi (GSO) diantaranya seri satelit Palapa dan seri satelit Telkom yang digunakan untuk komunikasi serta sebuah satelit orbit rendah (LEO) yaitu satelit LAPAN TUBSAT yang digunakan untuk misi pemantauan (*surveillance*). Pada masa mendatang, Indonesia melalui LAPAN berencana akan meluncurkan dan menempatkan satelit ukuran mikro di orbit rendah yaitu satelit LAPAN A2 dengan misi utama penginderaan jauh (Kadri, 2010). Berdasarkan skenario awal, satelit ini rencananya akan diluncurkan pada akhir tahun 2011. Pada periode tersebut diperkirakan terjadi peningkatan aktivitas matahari seperti siklus

sebelumnya, siklus 23, yang berdampak pada satelit baik pada saat peluncuran maupun pada saat penempatan satelit di orbit. Oleh karena itu penelitian ini bertujuan untuk menganalisis kondisi antariksa di orbit satelit LAPAN A2 menjelang puncak siklus aktivitas matahari 24 dengan harapan diperoleh informasi kondisi antariksa yang berpotensi menimbulkan gangguan pada orbit dan sistem satelit terutama menjelang peluncuran satelit tersebut. Mengingat jadwal peluncuran satelit yang selalu berubah-ubah karena disesuaikan dengan kesiapan satelit utama, Astrosat milik India maka perhitungan dan analisis dalam makalah ini dilakukan berdasarkan skenario awal peluncuran, yaitu akhir tahun 2011. Bila ternyata terjadi perubahan pada jadwal peluncuran satelit LAPAN A2, maka metodologi dan hasil analisis dalam makalah ini masih cukup relevan mengingat analisis kondisi antariksa yang menjadi fokus utama dalam penelitian ini mencakup rentang waktu menjelang puncak aktivitas matahari siklus 24. Dengan demikian, apabila peluncuran satelit LAPAN A2 ternyata dilakukan pada akhir tahun 2012 sekalipun, maka hasil analisis dalam makalah ini masih cukup relevan.

2 METODOLOGI

Metodologi yang digunakan dalam penelitian ini dapat dilihat pada diagram sebagai berikut,



Gambar 2-1:Diagram metodologi analisis pola cuaca antariksa

Dalam menganalisis lingkungan antariksa ini digunakan dua cara (metode). Metode pertama, yaitu metode empiris menggunakan data cuaca antariksa yang dalam hal ini digunakan data bilangan bintik Matahari (*sunspot*) yang menyatakan kondisi umum tingkat aktivitas Matahari yang mempengaruhi ruang antara Matahari dan Bumi. Kenaikan pada aktivitas Matahari secara langsung menyebabkan peningkatan radiasi di atmosfer atas Bumi hingga menyebabkan kerapatan atmosfer membesar yang kemudian akan mempengaruhi laju orbit satelit. Peningkatan radiasi ini ditinjau melalui variasi indeks F10,7. Peningkatan aktivitas Matahari juga secara langsung akan mempengaruhi lapisan magnetosfer Bumi. Dalam hal ini variasi indeks Kp dan Dst akan digunakan untuk mengidentifikasi perubahan medan magnet Bumi yang berdampak pada sistem satelit.

Dalam metode ini dilakukan proses seleksi (*filtering*) pada data bilangan sunspot dan indeks F10,7 dengan menggunakan kriteria tertentu untuk mendapatkan rata-rata indeks Kp dan Dst setiap tahun dalam siklus 23. Kriteria ini diambil berdasarkan asumsi nilai yang diperoleh dari prediksi bilangan sunspot dan indeks F10,7 pada siklus 24.

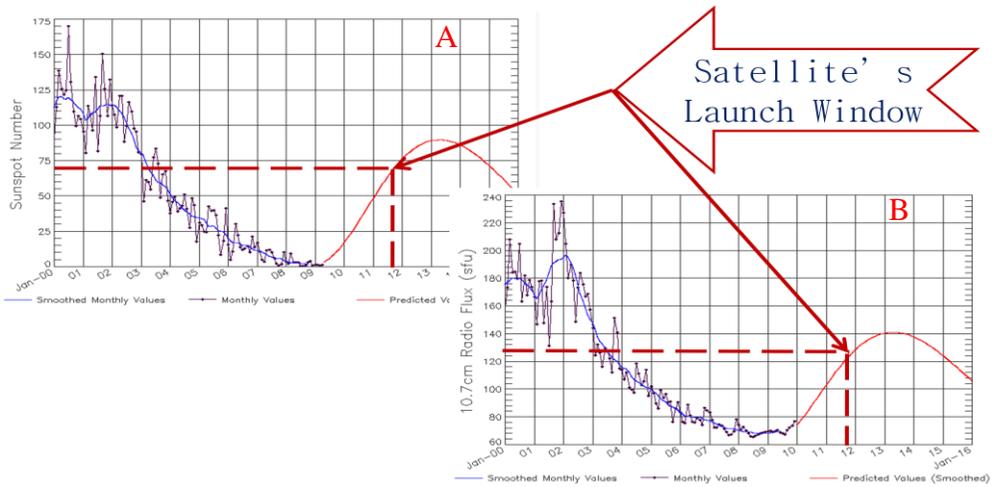
Metode kedua untuk menganalisis lingkungan antariksa satelit ini adalah dengan melakukan simulasi menggunakan SPENVIS (*Space Environment Information System*) yang berisi model-model lingkungan antariksa sekaligus analisis dampaknya pada orbit dan sistem satelit (<http://www.spennis.oma.be/>). Simulasi menggunakan SPENVIS ini dilakukan dengan memasukkan beberapa data terkait orbit dan spesifikasi teknis dari satelit.

3 DATA

Data yang digunakan dalam penelitian ini adalah data cuaca antariksa diantaranya bilangan *sunspot* (SSN), indeks F10,7, indeks Kp dan indeks Dst harian. Data ini dapat diakses melalui situs <http://omniweb.gsfc.nasa.gov/form/dx1.html>. Data yang diambil adalah data yang memenuhi kriteria berdasarkan asumsi awal yang digunakan yaitu rentang 50 – 75 untuk bilangan sunspot dan 120 – 140 sfu untuk indeks F10,7. Pada rencana peluncuran satelit, nilai SSN dan indeks F10,7 berada dalam rentang tersebut. Rentang nilai ini diperoleh dengan menggunakan prediksi dari NOAA (<http://www.swpc.noaa.gov/SolarCycle/SC24/index.html>) untuk siklus Matahari 24 dengan rentang kesalahan prediksi tahun 2011 sebesar $\pm 15-32$ dan tahun 2012 sebesar $\pm 34-44$ (<ftp.ngdc.noaa.gov/STP/SOLARDATA/SUNSPOT.NUMBER/Sunspot.predict>). Rentang kesalahan prediksi ini dapat dilihat pada gambar berikut,

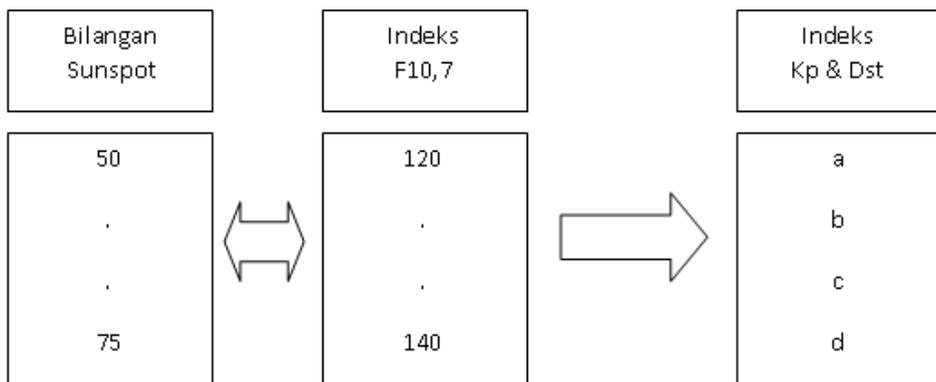
Solar Cycle 24 Prediction

(<http://www.swpc.noaa.gov/SolarCycle/SC24/index.html>)



Gambar 3-1: Prakiraan bilangan sunspot (A) dan F10,7 (B) untuk siklus 24

Asumsi yang digunakan adalah nilai indeks Kp, dan Dst berfluktuasi mengikuti pola variasi bilangan *sunspot* dan indeks F10,7. Meskipun fluktuasi ini tidak seragam, namun variasi pada bilangan sunspot dan indeks F10,7 pada siklus 23 digunakan untuk melihat gambaran nilai indeks Kp dan Dst dalam siklus 23 tersebut. Cara ini juga diterapkan untuk melihat gambaran nilai indeks Kp dan Dst pada siklus 24 yang nilai prediksi bilangan *sunspot* dan indeks F10,7 pada siklus 24 ini diambil dari prediksi yang dilakukan NOAA. Gambar 3-2 merupakan ilustrasi untuk melihat gambaran nilai indeks Kp dan Dst dalam siklus 23 dengan menggunakan asumsi di atas.



Gambar 3-2: Prakiraan bilangan *sunspot* dan F10,7 untuk siklus 24

Pada Gambar 3-2, nilai bilangan *sunspot* dari 50 hingga 75 pada suatu waktu (tahun) dalam siklus 23 diinventarisir dan kemudian dalam waktu bersamaan mengambil dan menginventarisir nilai indeks F10,7 yang berada dalam rentang 120 hingga 140. Proses ini akan memperlihatkan nilai indeks Kp dan Dst yang berada dalam rentang bilangan *sunspot* dan indeks F10,7 yang diinventarisir tersebut. Nilai indeks Kp dan Dst ini kemudian dirata-ratakan sebagai representasi nilai indeks Kp dan Dst pada waktu (tahun) tersebut. Proses ini dilakukan pada setiap tahun dalam siklus 23 untuk kemudian menerapkan cara yang sama dalam memperoleh gambaran nilai indeks Kp dan Dst bersesuaian dengan perencanaan waktu peluncuran satelit LAPAN A2. Dalam hal ini, cara yang dilakukan belum mempertimbangkan akurasi karena sifat penelusuran ini adalah estimasi awal dari proses prediksi nilai indeks Kp dan Dst menggunakan data bilangan *sunspot* dan indeks F10,7 pada siklus 23.

4 HASIL DAN PEMBAHASAN

A. Analisis Pola Variasi Cuaca Antariksa

Analisis data bilangan *sunspot* dan indeks F10,7 untuk siklus 23 dengan menggunakan asumsi di atas digunakan untuk melihat kecenderungan nilai indeks Kp dan Dst. Rentang siklus 23 yang ditinjau adalah dari tahun 1996 hingga tahun 2009.

Rentang nilai bilangan *sunspot* menggunakan asumsi di atas adalah 50 – 75 sedangkan untuk indeks F10,7 adalah 120 – 140 sfu. Proses pengolahan data dapat dilihat sebagai berikut. Misalkan data pada tahun 2000 (data asli) memperlihatkan nilai bilangan *sunspot*, indeks F10,7 dan indeks Kp seperti pada Tabel 4-1.

Data asli pada Tabel 4-1 akan diseleksi dengan menggunakan kriteria rentang 50-75 untuk R dan 120 – 140 sfu untuk F10,7. Dari kriteria ini diperoleh seluruh nilai indeks Kp yang ada pada rentang tersebut dan kemudian diambil nilai rata-ratanya sebagai representasi nilai indeks Kp untuk tahun tersebut berdasarkan kriteria yang digunakan. Hasil seleksi data untuk tahun 2000 dapat dilihat pada Tabel 4-2. Dengan demikian, berdasarkan kriteria rentang yang digunakan, maka untuk tahun 2000 menghasilkan rata-rata $R \approx 63$, $F10,7 \approx 134$ sfu dan $Kp \approx 2$. Metode ini digunakan untuk mencari nilai indeks Kp setiap tahun dalam siklus 23, mengambil nilai rata-ratanya untuk kemudian digunakan sebagai prakiraan awal nilai Kp siklus 24 menggunakan kriteria rentang di bawah. Metode yang sama juga diterapkan untuk memperoleh nilai indeks Dst yang diperlukan. Secara

lengkap nilai bilangan *sunspot* (R), indeks F10,7 dan indeks Kp dan Dst dalam siklus 23 dapat dilihat pada Tabel 4-3.

Tabel 4-1: DATA R, F10,7 DAN Kp (DATA ASLI)

YEAR	DOY	Hour	R	F10,7	Kp x 10
2000	2	0	51	128.5	30
2000	2	1	51	128.5	30
2000	2	2	51	128.5	30
2000	2	3	51	128.5	33
2000	2	4	51	128.5	33
2000	2	5	51	128.5	33
2000	2	6	51	128.5	33
2000	2	7	51	128.5	33
2000	2	8	51	128.5	33
2000	2	9	51	128.5	33
2000	2	10	51	128.5	33
2000	2	11	51	128.5	33
2000	2	12	51	128.5	27
.....

Tabel 4-2: DATA SELEKSI

YEAR	DOY	Hour	R	F10,7	Kp x 10
2000	2	0	51	128.5	30
2000	2	1	51	128.5	30
2000	2	2	51	128.5	30
2000	2	3	51	128.5	33
2000	2	4	51	128.5	33
2000	2	5	51	128.5	33
2000	2	6	51	128.5	33
2000	2	7	51	128.5	33
2000	2	8	51	128.5	33
2000	2	9	51	128.5	33
2000	2	10	51	128.5	33
2000	2	11	51	128.5	33
2000	2	12	51	128.5	27
.....

Tabel 4-3: DATA RATA-RATA R, F10,7, Kp DAN Dst PADA SIKLUS 23

Tahun	Rata-rata			
	R	F10,7	Kp	Dst
1996	-	-	-	-
1997	-	-	-	-
1998	65	128	21	-17
1999	63	129	27	-20
2000	63	133	26	-12
2001	64	131	21	-9
2002	64	137	29	-34
2003	65	129	33	-24
2004	59	129	30	-38
2005	63	131	39	-40
2006	-	-	-	-
2007	-	-	-	-
2008	-	-	-	-
2009	-	-	-	-

Pada Tabel 4-3, nilai rata-rata R, F10,7, Kp dan Dst untuk tahun 1996, 1997, 2006 hingga 2009 tidak tersedia berdasarkan kriteria di atas. Bila kita lihat bahwa untuk nilai R dengan rentang 50 -75 dan nilai indeks F10,7 dengan rentang 120 -140 sfu menghasilkan nilai indeks Kp dan Dst yang bervariasi. Namun bila diambil nilai rata-rata indeks tersebut sesuai dengan pengambilan asumsi, maka diperoleh nilai indeks rata-rata sekitar 3 untuk Kp dan -24 nT untuk Dst. Hal ini mengindikasikan bahwa pada siklus 24 berdasarkan prediksi yang dilakukan NOAA untuk rentang nilai bilangan sunspot 50-75 dan rentang nilai indeks F10,7 sebesar 120 -140 sfu, maka dengan menggunakan pendekatan pola variasi siklus 24 mirip dengan siklus 23 diperoleh nilai indeks Kp rata-rata sekitar 3 dan Dst sebesar -24nT. Nilai ini akan digunakan untuk analisis lingkungan satelit LAPAN A2 terkait dengan pengaruh aktivitas geomagnet terhadap operasional satelit yang salah satunya dapat dilihat melalui besar nilai indeks Kp dan Dst.

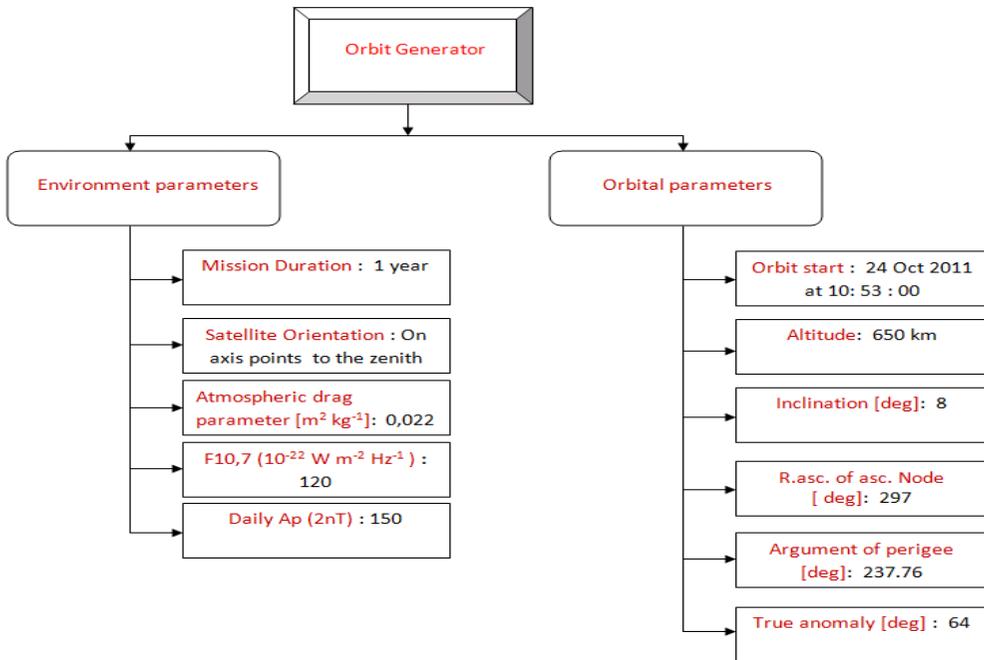
B. Simulasi Menggunakan SPENVIS

Perangkat SPENVIS yang dikembangkan ESA dapat digunakan untuk menganalisis lingkungan antariksa, baik bagi satelit yang akan diluncurkan maupun yang telah beroperasi di orbit. Dalam simulasi ini diperlukan beberapa data orbit dan fisis satelit. Meskipun masih belum tetap, maka rancangan yang dipakai dalam simulasi ini adalah data awal satelit yang nantinya dapat dilakukan revisi mengikuti rancangan tetapnya.

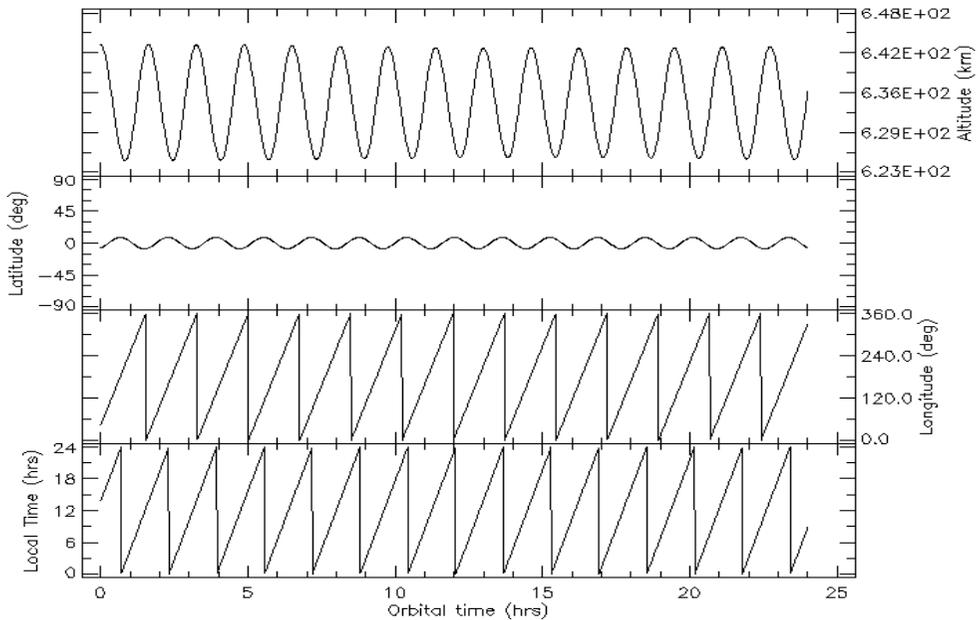
Satelit LAPAN A2 rencananya akan ditempatkan pada orbit rendah Bumi sekitar 650 km dari atas permukaan Bumi. Satelit ini memiliki struktur berbentuk balok dengan ukuran 60 cm x 60 cm x 80 cm dengan berat sekitar 65 kg.

Simulasi dengan perangkat SPENVIS menggunakan dua masukan yaitu masukan pada segmen parameter lingkungan (*Environment parameters*) sekitar satelit dan segmen parameter orbit (*orbital parameters*) satelit (Ahmad dan Kesumaningrum, 2010). Masing-masing segmen tersebut memiliki masukan lain yang dapat dilihat pada Gambar 4-1.

Mengingat satelit LAPAN A2 berbentuk balok dengan dimensi 60 cm x 60 cm x 80 cm, maka satelit ini memiliki luas penampang area (A) sebesar $60 \text{ cm} \times 60 \text{ cm} = 3600 \text{ cm}^2 = 0,36 \text{ m}^2$. Dengan menggunakan persamaan untuk mencari koefisien balistik, $B = C_d \cdot A/m$ dan dengan mengambil nilai koefisien hambatan, $C_d \approx 4$ (Wertz and Larson, 2001), maka diperoleh nilai $B = 0,022 \text{ m}^2/\text{kg}$. Nilai ini digunakan sebagai masukan pada simulasi SPENVIS pada 'segmen parameter lingkungan' Gambar 4-1. Pengambilan koefisien hambatan didasarkan pada kondisi permukaan satelit yang berinteraksi secara frontal dengan hambatan atmosfer pada arah vektor kecepatan (Wertz and Larson, 1999). Pada simulasi ini diasumsikan kondisi permukaan satelit LAPAN A2 memiliki permukaan yang halus (spekular). Dengan menggunakan nilai koefisien hambatan ini sebagai masukan di SPENVIS bersamaan dengan beberapa parameter lain, maka hasil simulasi ini dapat dilihat pada Gambar 4-2.

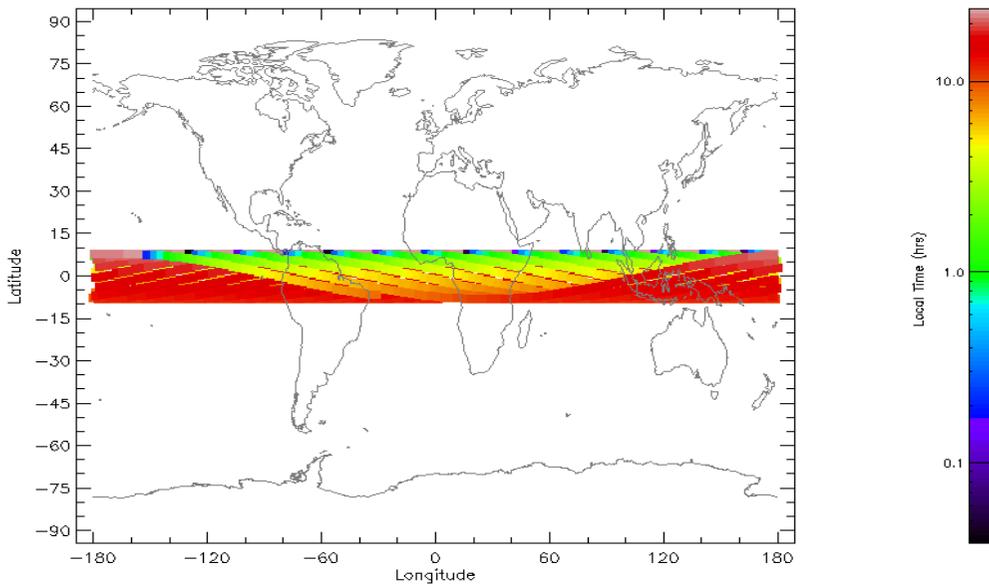


Gambar 4-1:Segmen parameter simulasi SPENVIS



Gambar 4-2:Simulasi gangguan orbit satelit menggunakan SPENVIS

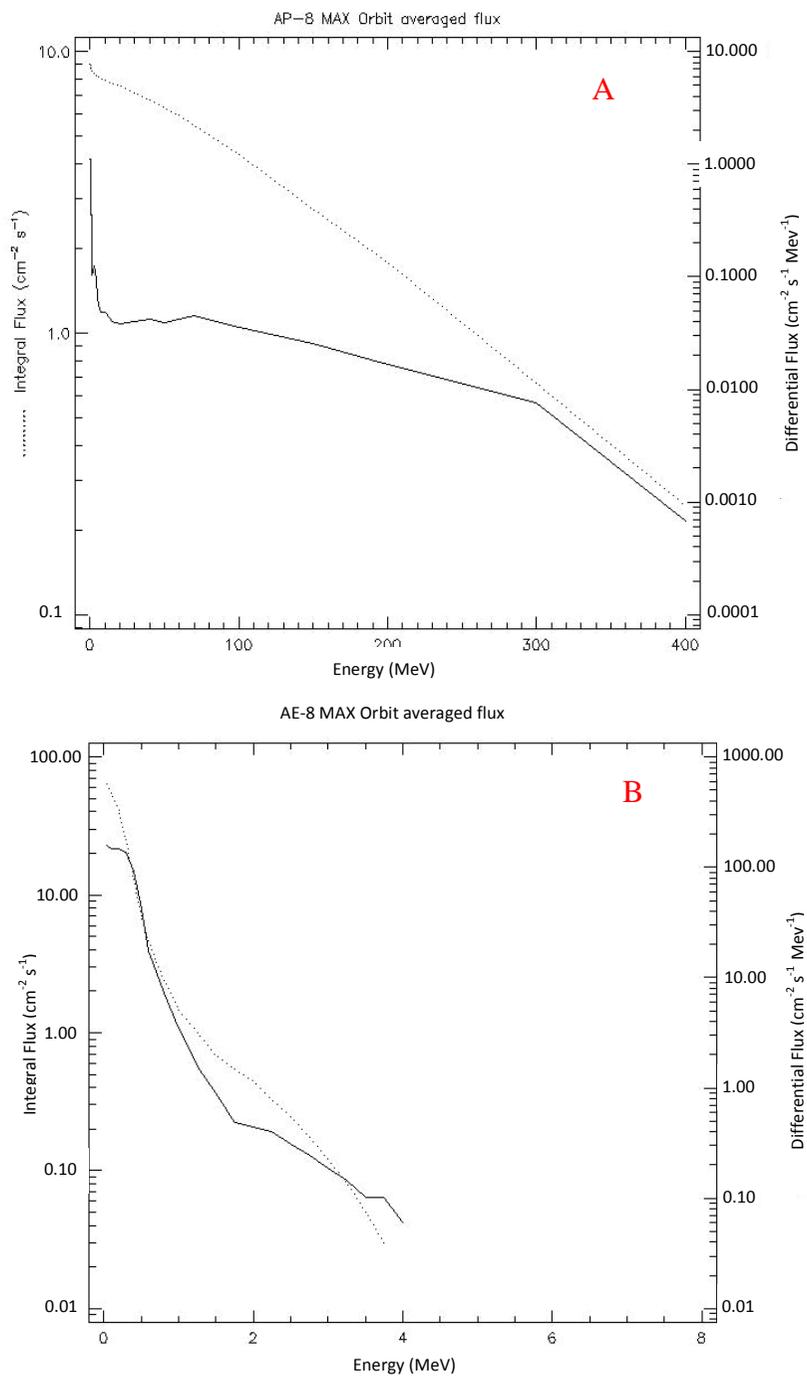
Gambar 4-2 secara umum tidak memperlihatkan adanya gangguan orbit yang berdampak pada penurunan ketinggian orbit satelit (*decay*) meskipun diluncurkan pada saat kondisi aktivitas Matahari mengalami peningkatan. Lintasan (*trajectory*) orbit pada permukaan Bumi dapat dilihat pada Gambar 4-3.



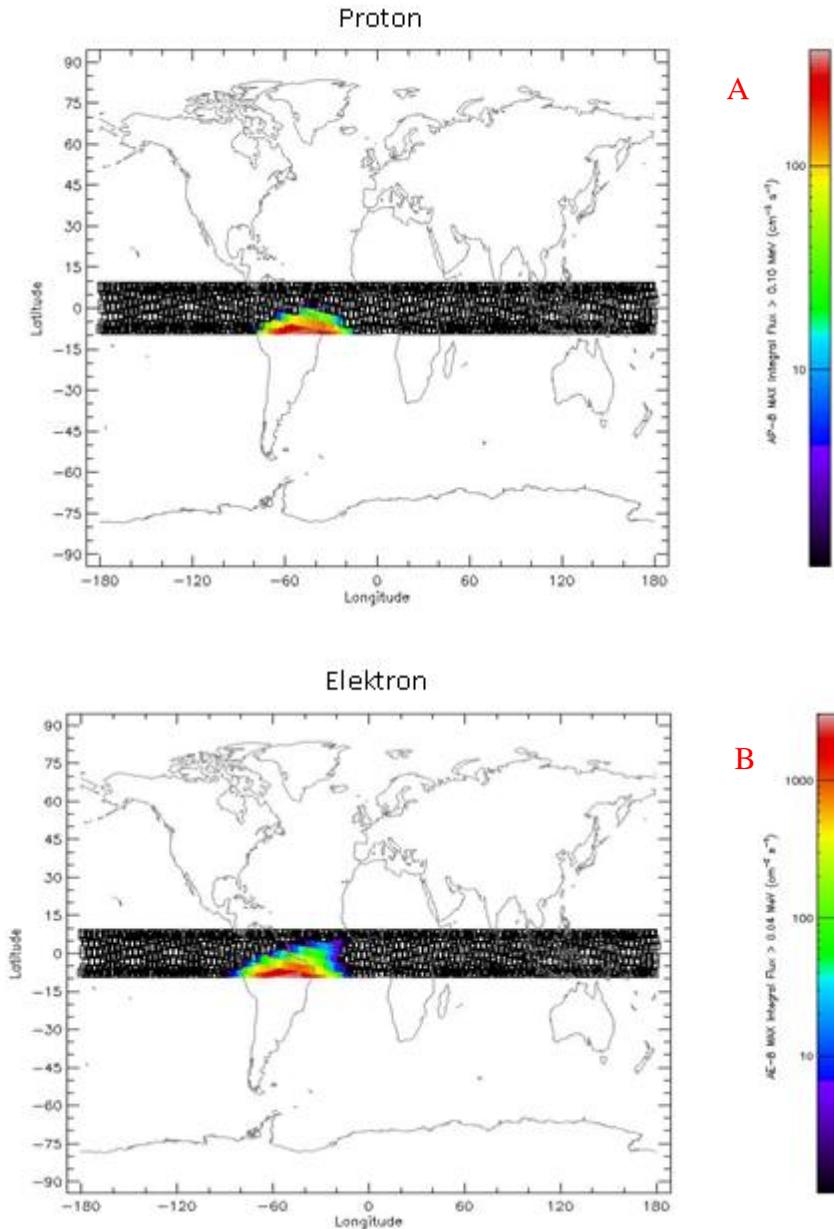
Gambar 4-3: Simulasi lintasan orbit satelit menggunakan SPENVIS

Lintasan ini melewati Indonesia sebanyak 14 kali dalam sehari. Lintasan satelit pada suatu waktu akan melewati daerah Amerika Selatan yang merupakan salah satu daerah permukaan Bumi yang mengandung partikel energi tinggi selain daerah kutub utara dan selatan (Hasting and Garret, 1996).

Adapun pengaruh partikel proton dan elektron dengan menggunakan model AP8 (proton) dan AE8 (elektron) dapat dilihat pada Gambar 4-4. *Differential Flux* menyatakan jumlah partikel dengan energi tertentu per satuan energi sedangkan *integral flux* menyatakan jumlah partikel per satuan luas.



Gambar 4-4: Simulasi gangguan akibat partikel proton (A) dan Elektron (B) menggunakan SPENVIS



Gambar 4-5: Simulasi pemuatan akibat proton (A) dan Elektron (B) saat melintasi SAA menggunakan SPENVIS

Di lingkungan antariksa, penyebab dominan anomali satelit bersumber dari partikel bermuatan yakni proton dan elektron yang tersebar acak di permukaan Bumi (Barth and Gorsky, 1997). Pada Gambar 4-5 terlihat bahwa pengaruh partikel proton dan elektron

meskipun memiliki energi yang tinggi dalam orde MeV, tidak akan berpengaruh secara signifikan dikarenakan jumlah fluksnya sangat kecil. Rata-rata fluks yang berpengaruh pada satelit berada pada rentang orde 10^4 - 10^5 partikel/cm² (Ahmad dan Kesumaningrum, 2010). Fluks yang tinggi terjadi pada daerah Anomali Atlantik Selatan (SAA) seperti yang terlihat pada Gambar 4-5.

Pada Gambar 4-5, bila dilihat dari lintasan satelit, maka satelit LAPAN A2 akan mengalami pemuatan (charging) akibat interaksi dengan partikel proton dan elektron ketika melewati wilayah ini. Hal ini pernah dialami oleh satelit orbit rendah lainnya seperti satelit Aqua (27 Juni 2002), satelit MetOp-A (4 November 2006) dan satelit Orbcomm (10 November 2008) yang mengalami gangguan pada memori komputer dan komponen elektronik satelit akibat fenomena yang disebut *Single Event Upset (SEU)*. Gangguan ini bersifat temporer dan termasuk gangguan kecil pada sistem elektronik satelit yang dapat dipulihkan melalui proses '*recovery*', yaitu dengan menyalakan semua komponen elektronik hingga terjadi peningkatan arus dan tegangan. Kondisi ini akan menyebabkan beban pada komponen satelit berlebih hingga komponen tersebut akan mati (*shut down*) dengan sendirinya. Dengan demikian, akan terjadi proses seting ulang arus dan tegangan (*reset*) pada komponen elektronik satelit.

5 KESIMPULAN

Pola variasi cuaca antariksa dengan menggunakan bilangan bintang Matahari dan indeks F10,7 sebagai rujukan untuk melihat gambaran besarnya nilai aktivitas geomagnet yang diwakili indeks Kp bertepatan dengan waktu peluncuran satelit (*Launch window*) menggunakan asumsi bahwa nilai indeks Kp dan Dst dalam siklus 23 diperoleh dengan menggunakan selang 50 – 75 untuk bilangan *sunspot* dan 120 sfu – 140 sfu untuk indeks F10,7. Dengan demikian, diperoleh rentang nilai indeks Kp sekitar 2 hingga 4 dan indeks Dst sebesar -40 nT hingga -9 nT yang berarti bahwa pengaruh aktivitas geomagnet (berdasarkan asumsi yang digunakan) terhadap satelit LAPAN A2 kemungkinan tidak menimbulkan pengaruh signifikan. Hasil simulasi menggunakan SPENVIS juga memperlihatkan bahwa partikel proton dan elektron tidak berdampak signifikan pada struktur satelit. Analisis pengaruh hambatan atmosfer terhadap ketinggian satelit juga tidak terlihat karena variasi orbit cenderung stabil dalam arti tidak terdapatnya gangguan yang menyebabkan penurunan ketinggian orbit. Potensi gangguan kemungkinan disebabkan oleh partikel-partikel yang

terperangkap di wilayah Anomali Atlantik Selatan (*South Atlantic Anomaly* – SAA) yang dilewati oleh satelit LAPAN A2 nantinya.

DAFTAR RUJUKAN

- Ahmad, N dan Kesumaningrum, K., 2010. *Fluks dan Distribusi Partikel Energetik di Orbit LEO Penyebab Terjadinya Anomali Satelit*, Jurnal Sains Dirgantara, Vol. 7 No.2 Juni 2010. ISSN 1412-08X.
- Gonzales et al., 1994. *What is Geomagnetic Storm*, Journal of Geophysical Research, Vol.99, No.A4, Pages 5771-5792, April 1.
- Hasting, D and Garret, H, 1996. *Spacecraft Environment Interaction*, Cambridge University Press.
- Kadri, T.M., 2010. *Indonesia's Equatorial Orbit Twin Satellites for Space-based Safety Application in the Disaster Mitigation and Relief Effort*, 16th Session of Asia Pacific Regional Space Agency Forum Bangkok, Thailand.
- Wertz, J. R., and Larson, W. J, 1999. *Space Mission Analysis And Design*, Kluwer Academic Publishers.
- Wertz, J. R., and Larson, W.J, 2001. *Mission Geometry : Orbit and Constellation Design and Management*, Kluwer Academic Publishers.