

ANALISIS ORBIT SATELIT GSO

Abd. Rachman dan Neflia
Peneliti Pusat Pemanfaatan Sains Antariksa, LAPAN
Email: abdrachman@bdg.lapan.go.id

ABSTRACT

Analysis of GSO satellite has been done by using data from 57 satellites. It contains analysis on distortion of satellite's orbit due to perturbation forces and analysis on the station keeping maneuvers which have been done to keep the orbit on its ideal condition. Result of the analysis shows that it is not always a satellite located near the stable points (79° E dan 252.4° E) will oscillate about that longitudes. Ten among the post-operational satellites do oscillate about the stable points but the rest of them drift their longitudes from 0 to 360° . The analysis also shows that orbital prediction using SDP4 model can only be accurate for prediction of inclination. Prediction of longitude, semimajor axis, and period based on TLE data are very sensitive to the related TLE.

ABSTRAK

Dengan menggunakan data dari 57 satelit telah dibuat analisis orbit satelit GSO. Analisis ini meliputi analisis terhadap perubahan inklinasi dan bujur satelit akibat gaya-gaya pengganggu dan analisis pengendalian orbit yang dilakukan untuk menjaga orbit satelit tersebut pada kondisi idealnya. Hasil analisis antara lain menunjukkan bahwa tidaklah mutlak bagi satelit-satelit yang berada di sekitar titik keseimbangan (79° BT dan 252.4° BT) untuk beresilasi di sekitar titik tersebut. Di antara satelit yang tidak beroperasi lagi 10 diantaranya beresilasi di sekitar titik keseimbangan sedang selebihnya bergeser bujurnya dari 0 hingga 360° . Diketahui pula bahwa prediksi orbit dengan model SDP4 hanya bisa dikatakan akurat untuk prediksi inklinasi. Hasil prediksi bujur, setengah sumbu panjang, dan periode memakai data TLE sangat sensitif terhadap TLE bersangkutan.

Kata kunci: *Satelit, Orbit Geostasioner, Gangguan Orbit, TLE, SDP4*

1 PENDAHULUAN

Satelit yang berada pada orbit geostasioner (GSO, *geostationary* orbit) idealnya memiliki inklinasi nol, eksentrisitas nol, dan terletak pada bujur yang tetap. Pada kenyataannya, kondisi ideal ini tidak mungkin karena adanya berbagai gangguan orbit. Gangguan orbit ini mengakibatkan bergesernya parameter orbit dari kondisi idealnya. Penyebab utama

gangguan ini mulai dari yang terbesar adalah massa Bulan, massa Matahari, ketidakbulatan Bumi, dan radiasi Matahari (Morgan, 1989).

Menyimpangnya satelit dari orbit yang direncanakan tentu saja bukan hal yang diharapkan. Karena itu untuk menjaga agar satelit tetap menjalankan misi sesuai objektifnya, secara rutin dilakukan manuver pengendalian satelit (*station keeping maneuver*). Manuver ini akan dilakukan apabila dari hasil penentuan orbit dan propagasi efemeris diidentifikasi satelit akan menyimpang dari kondisi idealnya melewati limit orbit yang telah ditetapkan (Wibisono, 2002).

Satelit GSO memegang peran penting terutama dalam dunia komunikasi dewasa ini. Kebanyakan satelit komunikasi adalah satelit GSO. Satelit yang dimiliki Indonesia (sebelum diluncurkannya LAPAN-TUBSAT) seluruhnya adalah satelit GSO baik yang masih beroperasi maupun yang tidak lagi. Dengan demikian, pemahaman yang baik tentang orbit satelit GSO termasuk gangguan dan pengendalian orbitnya sangat diperlukan untuk menjelaskan perilaku orbit satelit-satelit GSO tersebut.

Tujuan penelitian ini adalah memahami pengaruh lingkungan antariksa terhadap perilaku orbit satelit GSO berikut aktivitas pengendaliannya. Hasil penelitian ini diharapkan dapat membantu dalam menjelaskan permasalahan orbit yang dialami satelit GSO.

2 DATA DAN PENGOLAHANNYA

2.1 Perolehan Data

Sebanyak 57 buah satelit diteliti dalam penelitian ini (Tabel 3-1). Data orbit satelit-satelit tersebut diperoleh dari NORAD TLE (*Space Track*, 2006) yang di-*download* secara *ascending* menurut waktu. Data masing-masing satelit disimpan dalam file teks misalnya file telkoml.txt yang berisi TLE satelit Telkom 1 dari tanggal 12 Agustus 1999 (tanggal peluncuran) hingga 8 Nopember 2006 (tanggal data di-*download*).

Tabel 2-1: DAFTAR SATELIT YANG DITELITI

AnikF2	GMS2	Insat 1A	Intelsat 4-F8	Palapa 2	STTW4
Apple	GMS 3	Insat 1B	Intelsat 502	Palapa B1	STTWT2
Arabsat 1A	GMS 4	Insat 1C	Kiku2	Palapa B2	TDRS6
Arabsat 1B	GMS 5	Insat 2A	LES8	Palapa B2P	Telkom 1
Arabsat 1DR	GOES 4 AKM	Insat 2B	Meteosat 3	Palapa B2R	Telkom 2
ATS1	GStar 1	Insat 2C	Olympus 1	Palapa B4	Westar 3
Ayame 2	GStar 2	Insat 2D	Optus A1	Palapa CI	Yuri
Chinasat 5	GStar 3	Intelsat 1-F1	Optus A2	Palapa C2	
Garuda 1	HGS 1	Intelsat 2-F1	Optus A3	Sakura 2A	
GMS 1	Indostar 1	Intelsat 2-F2	Palapa 1	STTW3	

NORAD TLE [*North American Aerospace Defense Command Two Line Elementy*] dipublikasikan di internet melalui NASA/Goddard dan dapat diakses melalui www.space-track.org atau www.celestrak.com. Satu 'set elemen TLE' (disingkat elset) terdiri dari dua baris data dengan format khusus. Di dalam sebuah elset tersimpan berbagai data mengenai orbit satelit bersangkutan (Rachman, 2007).

2.2 Pengolahan **Data**

Proses pengolahan data dilakukan dengan memanfaatkan program *NORAD TLE Translation* yang dikembangkan menggunakan *SGP4 Pascal Library* (Kelso, 1999). Masukan program ini adalah TLE satelit sedang keluarannya adalah parameter-parameter orbit (yang diekstrak dari TLE) yang masing-masing tersusun dalam kolom tertentu sehingga memudahkan pengolahan data selanjutnya. Di samping itu beberapa parameter turunan (yang tidak ada dalam TLE) juga dapat dihitung misalnya bujur satelit. Program ini mampu menampilkan keluarannya dalam bentuk tabel dan grafik (Rachman, 2007).

Program kedua adalah program *station keep* yang penulis kembangkan untuk menghitung berbagai besaran yang terkait dengan gangguan orbit satelit dan pengendalian orbitnya. Masukan program ini adalah toleransi inklinasi, bujur yang dipertahankan, toleransi bujur, dan tanggal. Sedang keluarannya adalah presesi akibat Matahari, presesi akibat Bulan, presesi akibat Matahari dan Bulan, interval waktu manuver pengendalian utara-selatan, besar kecepatan yang dibutuhkan untuk tiap manuver pengendalian utara-selatan, percepatan geser [*drift acceleration*] akibat kelonjongan Bumi, laju geser maksimum akibat kelonjongan Bumi, perubahan kecepatan untuk tiap manuver pengendalian timur-barat, interval waktu manuver pengendalian timur-barat, dan besar kecepatan yang dibutuhkan untuk tiap manuver pengendalian timur-barat.

Program ketiga adalah *GSO Prediction* yang penulis kembangkan menggunakan *SGP4 Pascal Library* (Kelso, 1999). Program ini menggunakan model SDP4 dengan masukan data TLE sedang keluarannya adalah inklinasi, bujur, eksentrisitas, setengah sumbu panjang, ketinggian, dan periode. Prediksi memakai program *GSO Prediction* untuk satelit yang masih beroperasi hanya berlaku sebelum dilakukan manuver pengendalian orbit berikutnya. Untuk satelit yang tidak lagi beroperasi, lama prediksi bisa mencapai beberapa tahun.

Dalam penelitian ini, program *NORAD TLB Translation* digunakan untuk mengetahui dinamika inklinasi dan bujur satelit. Dari profil inklinasi dan bujur tersebut dapat diketahui apakah satelit yang ditinjau masih dikendalikan atau tidak lagi. Apabila nilai inklinasi masih sekitar nol derajat dan bujur masih tetap di sekitar suatu nilai berarti satelit masih dikendalikan. Dapat diketahui pula berapa nilai bujur satelit yang

dipertahankan (bagi satelit yang masih beroperasi) atau semula dipertahankan (bagi satelit yang tidak lagi beroperasi). Program *station keep* digunakan dalam analisis pengaruh gaya-gaya perturbasi terhadap inklinasi dan bujur satelit sehingga terbentuk profil inklinasi dan bujur sedemikian rupa. Program *GSO Prediction* digunakan untuk mengkaji prediktibilitas orbit. Karena program ini tidak memperhitungkan faktor pengendalian orbit maka prediksi hanya dapat dilakukan untuk satelit yang tidak lagi dikendalikan.

3 HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Hasil

Tabel 3-1 memperlihatkan hasil pengolahan data TLE terhadap 57 buah satelit GSO yang ditinjau. Kolom dinamika inklinasi menunjukkan perubahan inklinasi satelit dan waktu yang diperlukan. Sebagai contoh, satelit nomor 6 di Tabel 3-1 yakni ATS 1 mengalami kenaikan inklinasi dari 0 hingga 15° dalam waktu 28 tahun kemudian mengalami penurunan inklinasi dari 15 hingga 10° dalam waktu 106 tahun. Semula ATS1 mengorbit di bujur 211° BT namun kemudian bujurnya bergeser dari 0 hingga 360°. Pergeseran membentuk siklus ini berlangsung hingga data terakhir yang diperoleh. Apabila ditemukan kelainan pada profil inklinasi maupun bujur maka dikolom bersangkutan diberikan keterangan "anomali" seperti yang dialami inklinasi satelit nomor 19 yakni HGS 1 yang semula bernilai 56° lalu secara tiba-tiba menurun drastis menjadi 8°. Lebih detail tentang profil parameter orbit satelit yang ditinjau dapat dilihat dari grafik profil tersebut yang ditampilkan oleh program *NORAD TLE Translation*.

Tabel 3-1: HASIL PENGOLAHAN DATA

No*	Nasxta Satelit	Data awal	Data Akhir	Dinamika Inklinasi pj	Dinamika
1.	AnikF2	17-Jul-2004	8-Jul-2006	0	248.9
2.	Apple	20-Jun-1981	27-Nov-2006	0-14 (24thn)	0-360
3.	Arabsat 1A	9-Feb-1985	27-Nov-2006	0-11 (16 thn)	20, 0-360
4.	Arabsat IB	18-Jun-1985	27-Nov-2006	0-10 (14 thn)	26, 0-360
5.	Arabsat IDR	29-Jul-1983	27-Nov-2006	0-10 (13 thn)	264, 0-360
6.	ATS1	7-Dec-1966	27-Nov-2006	0-15-10(28, 10.6 thn)	211,0-360
7.	Ayame 2	23-Feb-1980	14-May-2005	data kurang	data kurang
8.	Chin as at 5	22-May-1984	28-Nov-2006	0-8(10 thn)	115,0-360
9.	Garuda 1	12-Feb-2000	9-Nov-2006	0	123
10.	GMS 1	18-Jul-1977	22-Nov-2006	0-14 (21 thn)	159, 0-360
11.	GMS2	10-Aug-1981	22-Nov-2006	0-14 (23 thn)	140, 145, 120, 0-360
12.	GMS 3	4-Aug-1984	21-Nov-2006	0-12 (20 thn)	140, 120, 0-360
13.	GMS 4	8-Sep-1989	23-Nov-2006	0-10 (12 thn)	140, 120, 0-360
14.	GMS 5	19-Mar-1995	21-Nov-2006	0-5 (7 thn)	140,0-360

15.	GOES 4 AKM	8-Sep-1980	20-Mar-2005	0-22 (24 thn)	0-360
16.	GStar 1	8-May-1985	16-May-2005	0-7 (7 thn)	257, 255
17.	GStar2	29-Mar-1986	17-May-2005	0-8 (10 thn)	255, 235, 0-360
18.	GStar 3	11-Sep-1988	15-May-2005	0-12 (17 thn)	267, 255
19.	HGS 1	25-Dec-1997	22-May-2005	56,8-0 (anomali)	205, 298, 190-325
20.	Indostar 1	12-Nov-1997	8-Nov-2006	0-1.3 (1.5 thn)	107.7
21.	Insat 1A	10-Apr-1982	27-Nov-2006	0-14 (data kurang)	0-122 (data kurang)
22.	Insat IB	31-Aug-1983	28-Nov-2006	0-12 (16 thn)	74, 94, 14-132
23.	Insat 1C	27-Jul-1988	27-Nov-2006	0-11.5 (17 thn)	93.5, 56-94
24.	Insat 2A	10-Jul-1992	29-Nov-2006	0-8 (9 thn)	74, 48, 0-360
25.	Insat 2B	22-Jul-1993	26-Nov-2006	0-5.5 (6 thn)	94,112,0-360
26.	Insat 2C	7-Dec-1995	27-Nov-2006	0-4.2 (5 thn)	94, 48, 0-360
27.	Insat 2D	3-Jun-1997	28-Nov-2006	0-7.5 (9 thn)	0-360 (anomali)
28.	Intelsat 1-F1	7-Sep-1966	16-May-2005	0-14.5-9.5 (27, 12 thn)	200-310 (data kurang)
29.	Intelsat 2-F1	17-Jul-1967	17-May-2005	anomali	anomali
30.	Intelsat 2-F2	11-Jan-1967	26-Nov-2006	0-15-11 (25, 10 thn)	0-360 (data kurang)
31.	Intelsat 4-F8	25-Jan-1977	12-Nov-1999	0-12 (16 thn)	174, 0-360
32.	Intelsat 502	6-Dec-1980	6-May-2005	0-11 (16 thn)	320, 0-360
33.	Kiku2	23-Feb-1977	27-Nov-2006	0-14.5 (29 thn)	130, 0-360
34.	LES8	24-Jan-1977	17-May-2005	anomali	anomali
35.	Meteosat 3	21-Jun-1988	5-Jun-2005	0-10 (13 thn)	360, 310,285, 0-360
36.	Olympus 1	13-Jul-1989	10-May-2005	0-9 (13 thn)	341, 0-360
37.	Optus A1	28-Aug-1985	29-Nov-2006	0-10 (13 thn)	160, 0-360
38.	Optus A2	28-Nov-1985	13-Feb-2006	0-9 (13 thn)	156, 164, 0-360
39.	Optus A3	15-Sep-1987	26-Nov-2006	0-8 (10.5 thn)	164, 156, 152, 164, 31.5
40.	Palapa 1	23-Feb-1978	2-Apr-2006	0-13 (20 thn)	0-360 (data kurang)
41.	Palapa 2	26-Dec-1979	9-Mar-2006	0-13(19 thn)	0-360 (data kurang)
42.	Palapa B1	19-Jun-1983	18-Jun-2006	0-11 (16.5 thn)	108, 118, 134,0-360
43.	Palapa B2	6-Feb-1984	12-Nov-1984	anomali	anomali
44.	Palapa B2P	22-Mar-1987	16-May-2005	0-7.5 (9 thn)	113, 144, 0-360
45.	Palapa B2R	1-Apr-2000	28-Apr-2005	0-4.2 (5 thn)	108, 43
46.	Palapa B4	14-May-1992	17-Jun-2006	0-1.5(1.5 thn)	118,0-360
47.	Palapa CI	1-Feb-1996	18-May-2005	0-1.7, 0 (anomali)	150, 50,38
48.	Palapa C2	15-May-1996	17-Jun-2006	0	113
49.	Sakura 2A	4-Feb-1983	28-Nov-2006	0-12.5 (19.5 thn)	132, 128, 0-360
50.	STTW3	24-Dec-1988	26-Nov-2006	0-9(12 thn)	110.5, 37-111.5
51.	STTW4	5-Feb-1990	27-Nov-2006	0-9 (11.5 thn)	98, 51-98
52.	STTWT2	8-Apr-1984	22-Nov-2006	0-12 (22 thn)	125, 10-135
53.	TDRS6	13-Jan-1993	19-Nov-2006	0-2.5,0-7 (anomali)	313, 186 (anomali)
54.	Telkom 1	12-Aug-1999	19-Jun-2006	0	108
55.	Telkom 2	16-Nov-2005	15-Jun-2006	0	118
56.	Westar 3	24-Aug-1979	13-May-2005	0-12 (17 thn)	269, 0-360
57.	Yuri	9-Apr-1978	29-Nov-2006	0-14.5 (22 thn)	110, 40-109

3.2 Pembahasan

Idealnya orbit satelit GSO harus memenuhi tiga persyaratan sebagai berikut (Roddy, 2001):

- Satelit pada orbit tersebut harus bergerak ke arah timur (*eastward*) dengan kecepatan revolusi yang sama dengan kecepatan rotasi Bumi. Dengan kata lain periode orbit satelit sama dengan rotasi Bumi yakni 23 jam, 56 menit, 4 detik waktu Matahari rata-rata.
- Orbit harus lingkaran dengan setengah sumbu-panjang sekitar 42164 km. Ini berarti ketinggian satelit sekitar 35786 km dari permukaan Bumi.
- Inklinasi orbit harus nol. Ini berarti orbit satelit terletak pada bidang ekuator Bumi.

Secara prinsip, hanya ada satu orbit yang memenuhi persyaratan tersebut yakni orbit yang memenuhi persamaan

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (3-1)$$

dengan P adalah periode orbit, a adalah setengah sumbu-panjang, dan μ adalah konstanta gravitasi Bumi (besarnya $3.986005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{dk}^2$) dengan periode 23 jam, 56 menit, 4 detik dan terletak pada bidang ekuator Bumi. Orbitnya yang unik menyebabkan satelit GSO terlihat tetap di atas sebuah lokasi di ekuator. Ini memungkinkan antena stasiun di Bumi dapat tetap mengarah ke satelit tanpa melakukan penjejakan (*tracking*).

Seperti halnya jenis orbit yang lain, orbit GSO juga mengalami gangguan akibat gaya-gaya perturbasi. Tabel 3-2 memperlihatkan perturbasi utama pada orbit GSO dengan gangguan terbesar karena benda ketiga (Matahari dan Bulan) diikuti gangguan akibat ketidakbulatan Bumi lalu gangguan akibat tekanan Matahari (Morgan, 1989). Dari tabel terlihat perbandingan besar kebutuhan bahan bakar (*hydrazine*) untuk mengoreksi gangguan akibat benda ketiga (13% massa wahana) dengan gangguan lainnya.

Tabel 3-2: PERTURBASI UTAMA PADA ORBIT SATELIT GSO

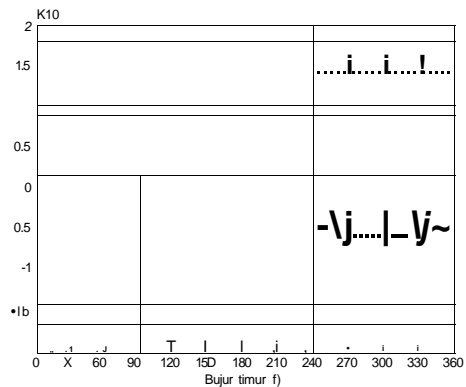
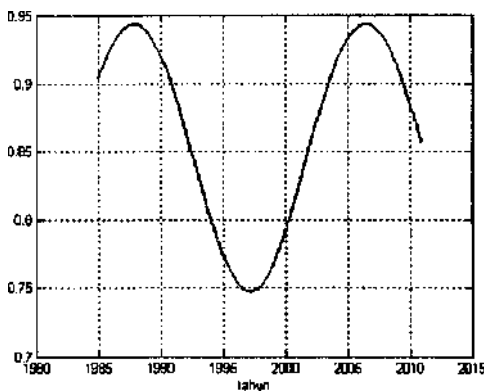
Peayekab	Efek	Orbit	Magnitude	Bervaria&i dexlgn	&tmtuha* 7-tlwx AV	lydbrazin*
Bulan-Matahari	Osilasi utara-selatan	Inklinasi	0.75°-0.94° per thn	Tahun	320 m/dtk	13
Ketidakbulatan Bumi	Pergeseran timur-barat	Setengah sumbu panjang	±0.002° per hari2	Bujur	15 m/dtk	1
Tekanan Matahari	Osilasi timur-barat	Eksentrisitas		Luas per massa		

Gangguan yang dialami satelit bisa darj Bulan saja, Matahari saja, atau kombinasi Bulan dan Matahari. Tabel 3-2 memperlihatkan bahwa efek dari gangguan ini adalah berubahnya inklinasi orbit satelit sekitar $0.85^\circ/\text{thn}$. Jika tidak dilakukan koreksi orbit, gangguan ini bersama dengan gangguan akibat ketidakbulatan bentuk Bumi akan mengakibatkan berubahnya inklinasi dari 0 hingga 14.67° dalam 26.6 tahun lalu kembali ke nol dan siklus pun terulang kembali (Roddy, 2001). Besar presesi yang diakibatkan oleh Matahari dan Bulan pada satelit GSO terlihat pada Gambar 3-1 kiri. Presesi ini bernilai dari 0.75° hingga 0.94° per tahun tergantung dari nilai deklinasi Bulan. Besarnya percepatan geser [*drift acceleration*] yang dialami orbit satelit akibat kelonjongan ekuator Bumi diperlihatkan pada Gambar 3-1 kanan.

Tabel 3-3: DAFTAR SATELIT YANG MASIH DIKENDALIKAN HINGGA DATA TERAKHIR YANG DIPEROLEH

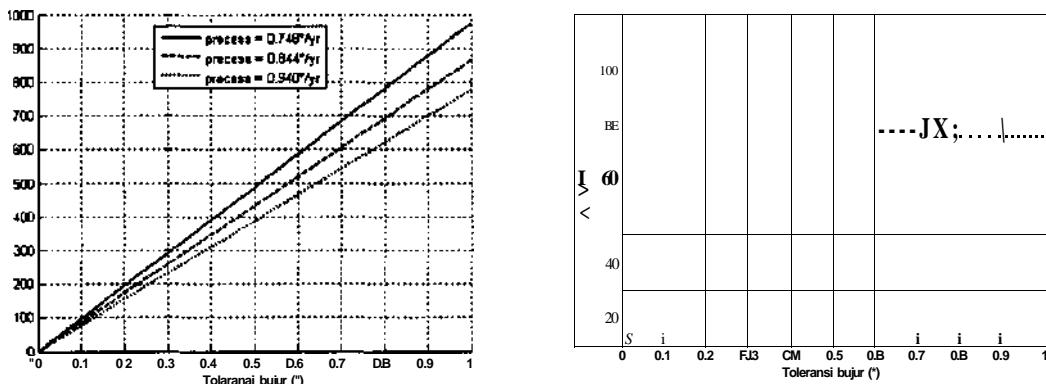
Noma	Bujur f	Nama	»ujur f°\
AnikF2	248.9	Telkom 1	108
Garuda 1	123	Telkom 2	118
Palapa C2	113		

Hasil pengolahan data dengan jelas memperlihatkan bagaimana perubahan inklinasi dan bujur satelit ketika tidak dikendalikan lagi (Tabel 3-1). Sebagian besar satelit pada Tabel 3-1 adalah satelit yang tidak dikendalikan lagi. Hanya lima buah satelit yang masih dikendalikan seperti terlihat di Tabel 3-1. Tabel ini khusus memperlihatkan satelit-satelit yang masih dikendalikan hingga data terakhir yang diperoleh. Semuanya adalah milik Indonesia kecuali Anik F2.



Gambar 3-1: Gangguan pada orbit satelit GSO akibat Matahari dan Bulan (kiri) dan kelonjongan ekuator Bumi (kanan)

Untuk menjaga agar inklinasi tidak melebihi batas yang diperbolehkan maka dilakukan manuver pengendalian orbit yang dinamakan pengendalian utara-selatan [*north-south station keeping*). Tekniknya dengan memberikan impuls (memakai *thruster*) pada waktu dan arah yang tepat untuk mengembalikan satelit pada inklinasi nol. Karena benda ketiga cenderung menggerakkan *normal orbit* satelit ke arah Titik Aries (asensio rekta 0°) maka manuver inklinasi menggerakkan *normal orbit* ke arah yang berlawanan (asensio rekta 180°). Jika inklinasi nol telah didapatkan maka kembali impuls diberikan pada arah berlawanan dengan semula untuk menghentikan perubahan inklinasi. Batas toleransi inklinasi yang dibolehkan sebelum dilakukan pengendalian utara-selatan ini adalah $\pm 0.1^\circ$ untuk satelit pada C band dan $\pm 0.05^\circ$ untuk satelit pada Ku band. Pengendalian inklinasi ini adalah pengendalian yang paling banyak memerlukan bahan bakar di banding pengendalian elemen orbit lainnya. Efek samping dari pengendalian utara-selatan adalah terjadinya perubahan eksentrisitas orbit (Morgan, 1989). Gambar 3-2 menunjukkan interval waktu manuver pengendalian utara-selatan dan besar tambahan kecepatan yang diperlukan di tiap manuver.



Gambar 3-2: Interval waktu manuver pengendalian orbit untuk satelit GSO (kiri) dan besar tambahan kecepatan yang dibutuhkan untuk pengendalian orbit tersebut (kanan) akibat gangguan Matahari dan Bulan

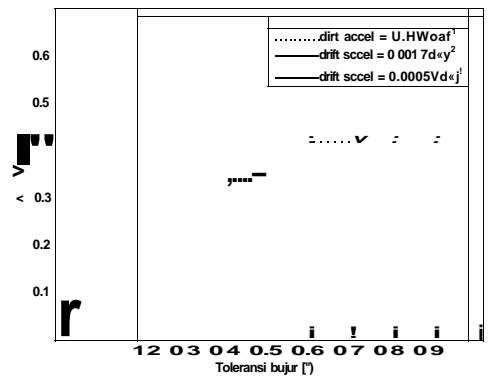
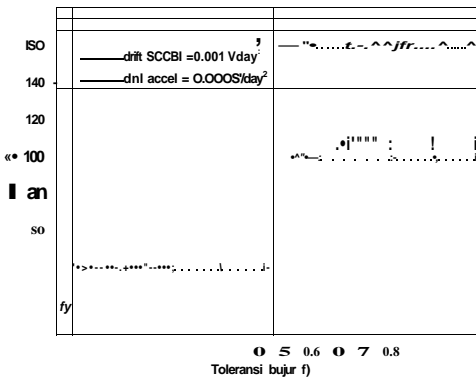
Telah dikemukakan bahwa satelit GSO juga mengalami gangguan akibat ketidakbulatan bentuk Bumi. Faktor ini bisa berasal dari kecepatan [*flattening*] kutub-kutub Bumi maupun dari kelonjongan ekuator Bumi. Lebih pendeknya radius kutub Bumi (6356.77 km) dari pada radius ekuatornya (6378.14 km) sebesar 21 km mengakibatkan satelit merasakan adanya tarikan tambahan dari *equatorial bulge* Bumi tersebut. Akibatnya, secara umum, tarikan gravitasi pada satelit tidak mengarah tepat ke pusat Bumi

tapi agak tertarik ke arah *equatorial bulge* tersebut. Efek kecepatan ini pada satelit ada dua (Morgan, 1989):

- Bertambahnya radius orbit karena adanya penambahan percepatan gravitasi pada satelit.
- Jika inklinasi satelit tidak sama dengan nol maka *orbit normal* satelit (garis yang tegak lurus terhadap bidang orbit) akan mengalami presesi mengitari sumbu rotasi Bumi. Ini terjadi karena adanya gaya yang menarik satelit menuju bidang ekuator. Kombinasi dari gangguan ini dengan gangguan benda ketigalah yang dikoreksi dengan pengendalian utara-selatan (telah dijelaskan sebelumnya).

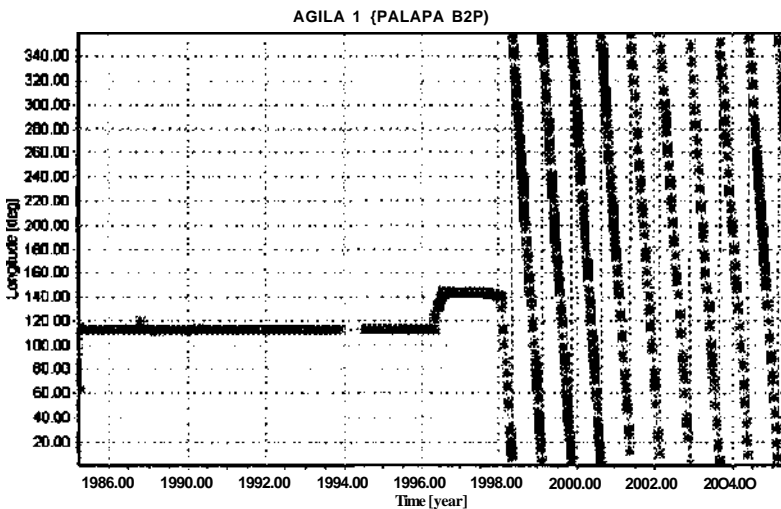
Secara lebih tepat, Bumi digambarkan berbentuk *triaxial ellipsoid* dengan kelongjongan ekuator yang cukup kecil (beda titik-titik sepanjang ekuator kurang dari 100 m). Kendati demikian, perbedaan yang kecil ini ternyata mengakibatkan tarikan gravitasi tidak mengarah tepat ke pusat Bumi (atau sumbu rotasi) melainkan agak tertarik ke arah *equatorial bulge* yang terdekat. Ini menimbulkan komponen gaya yang bekerja searah atau berlawanan arah dengan kecepatan satelit. Akibatnya percepatan geser (*drift acceleration*) satelit akan mengarah ke sumbu pendek elips terdekat. Pergeseran ini tiada lain adalah pergeseran bujur satelit yang mengarah ke dua titik yang hampir tepat berseberangan yakni 79° BT (dekat negara Sri Lanka) dan $252,4^\circ$ BT (di Samudera Pasifik dekat pantai Ekuador). Satelit yang berada pada kedua titik tadi akan tetap berada pada tempatnya sedang satelit yang berada di sekitar kedua titik tadi akan berosilasi di sekitar titik tersebut sedang satelit di tempat lainnya akan bergeser ke salah satu dari dua titik tadi. Percepatan yang dialami ke arah titik-titik keseimbangan di atas (79° BT dan $252,4^\circ$ BT) diperlihatkan pada Gambar 3-1 kanan. Percepatan ini bernilai dari -0.002 deg/day^2 hingga 0.002 deg/day^2 tergantung dari bujur satelit bersangkutan.

Untuk mengoreksi pergeseran bujur satelit, diberikan impuls pada satelit tiap 2 atau 3 minggu dengan arah berlawanan dengan arah pergeseran. Manuver ini dinamakan pengendalian timur-barat (*east-west station keeping*). Batas toleransi pergeseran bujur yang dibolehkan sebelum dilakukan pengendalian timur-barat ini adalah $\pm 0.1^\circ$ untuk satelit pada C band dan $\pm 0.05^\circ$ untuk satelit pada Ku band (sama dengan batas toleransi pengendalian utara-selatan). Pengendalian bujur ini adalah pengendalian yang paling penting dilakukan. Sama halnya dengan pengendalian utara-selatan, efek samping dari pengendalian timur-barat adalah berubahnya eksentrisitas satelit (Morgan, 1989). Gambar 3-3 menunjukkan interval waktu manuver pengendalian timur-barat dan besar tambahan kecepatan yang diperlukan di tiap manuver.



Gambar 3-3: Interval waktu manuver pengendalian orbit untuk satelit GSO (kiri) dan besar tambahan kecepatan yang dibutuhkan untuk pengendalian orbit tersebut (kanan) akibat gangguan kelonjongan bentuk Bumi

Profil bujur satelit yang diperoleh dalam penelitian ini menunjukkan bahwa tidak mutlak bujur satelit yang tidak dikontrol lagi akan berosilasi di sekitar titik keseimbangan (79° BT dan 252.4° BT). Banyak satelit yang bujurnya bergeser dari 0 hingga 360° . Contohnya adalah Palapa B2P seperti terlihat pada Gambar 3-4. Daftar satelit yang berosilasi di sekitar 79° BT diperlihatkan pada Tabel 3-4. Perhatikan bahwa bujur awal pada Tabel 3-4 hingga Tabel 3-6 hanya menunjukkan nilai bujur sebelum terjadi osilasi sehingga tidak mutlak menyatakan bujur operasional satelit. Daftar satelit yang berosilasi di sekitar 252.4° BT diperlihatkan pada Tabel 3-5. Daftar satelit yang bujurnya bergeser dari 0 hingga 360° (berputar mengelilingi Bumi) diperlihatkan pada Tabel 3-6.



Gambar 3-4: Profil bujur satelit Palapa B2P yang kini bergeser dari 0 hingga 360°

Tabel 3-4: SATELIT YANG BEROSILASI DI SEKITAR 79° BT

Kama	Bujur awal (°)	Nama	Bujur&waJn
Yuri	110	Insat 1 D	83
Insat 1 A	data kurang	STTW3	110.5
Insat 1 B	74	STTW4	98
Insat 1 C	93.5	STTWT2	125

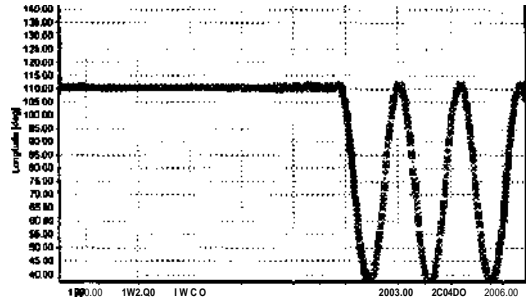
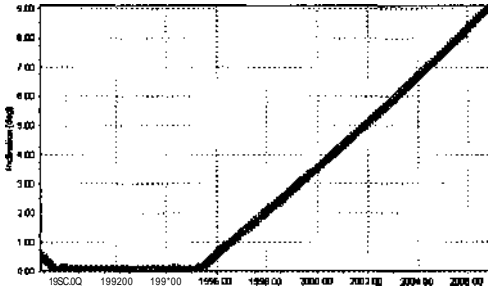
Tabel 3-5: SATELIT YANG BEROSILASI DI SEKITAR 252.4° BT

	●●●HHHHBII
HGS 1	298
Intelsat 1-F1	310

Tabel 3-6: SATELIT YANG BUJURNYA BERGESER DARI 0 HINGGA 360°

I ^{^^} PiS [^] iis [^] ii [^] ii [^] ii	i	I [^] iSIII [^] i [^] iSp	li [^] iril [^] pyi
Apple	data kurang	Insat 2D	data kurang
Arabsat 1A	20	Intelsat 2-F2	data kurang
Arabsat IB	26	Intelsat 4-F8	174
Arabsat IDR	264	Intelsat 502	320
ATS1	211	Kiku2	130
Chinasat 5	115	Meteosat 3	285
GMS 1	159	Olympus 1	341
GMS2	120	Optus A1	160
GMS 3	120	Optus A2	156
GMS 4	120	Palapa 1	data kurang
GMS 5	140	Palapa 2	data kurang
GOES 4 AKM	data kurang	Palapa B1	134
GStar2	235	Palapa B2P	144
Insat 2A	48	Palapa B4	118
Insat 2B	112	Sakura 2A	128
Insat 2C	48	Westar 3	269

Berikut ini analisis terhadap pengaruh gaya-gaya perturbasi terhadap inklinasi dan bujur satelit STTW 3 (NORAD number 19710). Diasumsikan bahwa satelit ini dipertahankan pada bujur 110.5° BT dengan batas toleransi inklinasi dan bujur sama yakni ±0.1°. Profil inklinasi dan bujur satelit yang dihasilkan program *NORAD TLE Translation* (berdasarkan data) diperlihatkan pada Gambar 3-5.



Gambar 3-5: Profil inklinasi dan bujur satelit STTW 3

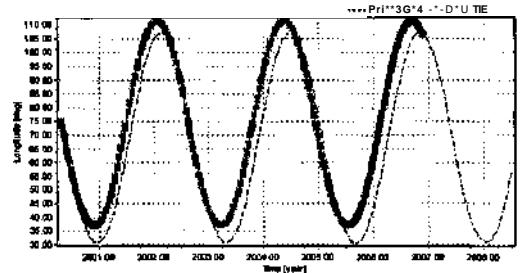
Program *station keep* dengan masukan toleransi inklinasi sebesar 0.1° , bujur yang dipertahankan 110.5° , toleransi bujur 0.1° , dan tanggal 4 Januari 1999 memberikan hasil sebagai berikut:

- presesi akibat Matahari dan Bulan $0.7675^\circ/\text{thn}$.
- interval waktu manuver pengendalian utara-selatan 95.1788 hari.
- kecepatan yang dibutuhkan untuk tiap manuver pengendalian utara-selatan 10.7303 m/dtk.
- percepatan geser (*drift acceleration*) akibat kelonjongan Bumi $-0.0018^\circ/\text{hari}^2$.
- interval waktu manuver pengendalian timur-barat 30.0050 hari.
- kecepatan yang dibutuhkan untuk tiap manuver pengendalian timur-barat 0.1514 m/dtk.

Program *GSO Prediction* dengan memakai TLE tanggal 18 April 2000 (setelah satelit tidak dikendalikan) memberikan inklinasi dan bujur yang ditunjukkan pada Gambar 3-6.

*ndksi sow -s- nu n

		>?	
	^ ^ >;		
>	^		
2001 N-	N02 0C	Z+3M	S0W B0
	1005 00	3CM 03	J00*00
			20M 00



Gambar 3-6: Hasil prediksi inklinasi dan bujur untuk satelit STTW 3 dibandingkan dengan data

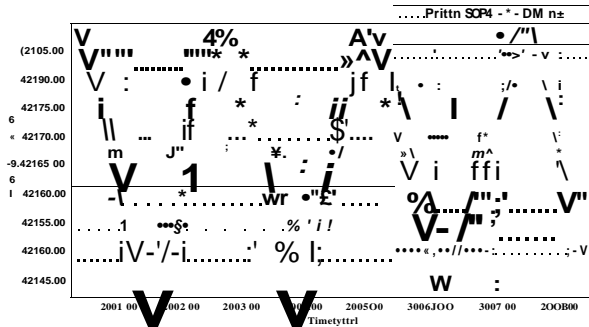
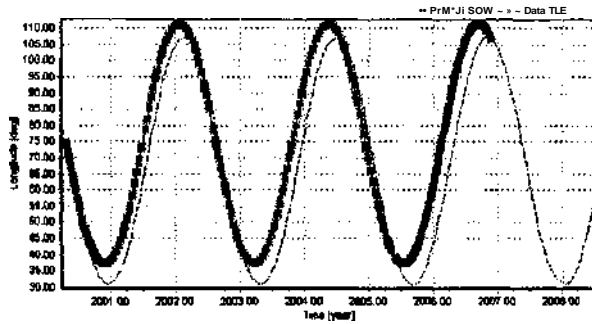
Perhitungan pada tanggal 4 Januari 1999 (ketika STTW 3 masih dikontrol) memberikan presesi akibat Matahari dan Bulan sebesar $0.7675^\circ/\text{thn}$. Ini akan mengakibatkan kenaikan inklinasi sekitar 7.5° dalam waktu 10 tahun jika tidak dilakukan pengendalian utara-selatan. Untuk menjaga

inklinasi tetap di bawah 0.1° diperlukan manuver pengendalian utara-selatan dengan periode sekitar 95 hari dengan penambahan kecepatan sebesar 10.73 m/dtk di tiap manuver. Dari data diketahui bahwa sejak awal tahun 1995 inklinasi satelit tidak dikontrol lagi sehingga inklinasinya meningkat menjadi sekitar 7.5° pada tahun 2005 (Gambar 3-5 kiri). Di sini terlihat ada kecocokan antara data dan teori yang dipahami. Model SDP4 dengan masukan TLE tanggal 18 April 2000 dapat memprediksi inklinasi dengan baik hingga akhir tahun 2002 (Gambar 3-6 kiri).

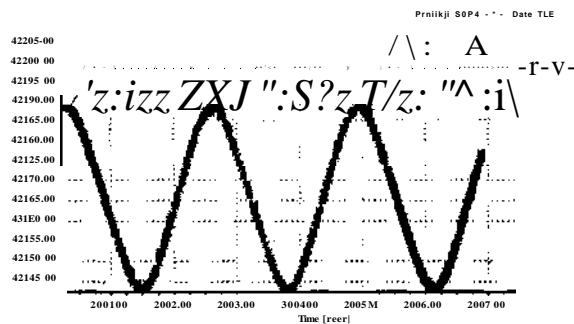
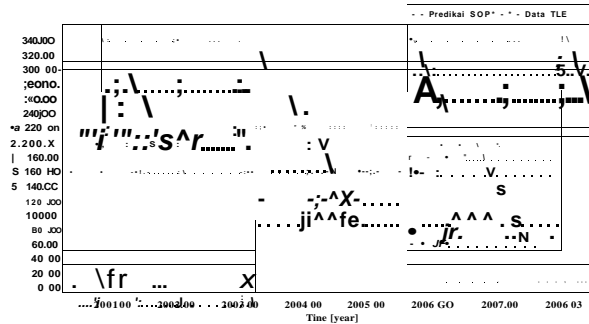
Nilai negatif pada percepatan geser yakni $-0.0018^\circ/\text{hari}^2$ berarti satelit mengalami percepatan ke arah barat ke arah titik 79° BT. Ketika satelit tidak dikendalikan lagi gerakannya ia akan bergerak menuju titik tersebut, ketika mencapai titik tersebut laju geser yang masih dimiliki ketika itu mengakibatkan satelit terus bergerak melewati titik tersebut kemudian laju gesernya mulai berkurang hingga mendekati nol di sekitar bujur 40° BT. Satelit kemudian bergeser kembali ke arah bujur 110.5° BT dan siklus berulang. Untuk menjaga bujur tetap di antara 110.4° dan 110.6° BT diperlukan manuver pengendalian timur-barat dengan periode manuver sekitar 30 hari dengan tambahan kecepatan sebesar 0.1514 m/dtk di tiap manuver. Dari data diketahui bahwa sejak akhir 1999 bujur satelit tidak dikontrol lagi sehingga bujur satelit bergeser hingga sekitar 40° BT kemudian berbalik menuju 110.5° BT kembali (Gambar 3-5 kanan). Di sini terlihat ada kecocokan antara data dan teori yang dipahami. Model SDP4 dengan masukan TLE tanggal 18 April 2000 tidak cukup baik memprediksi bujur satelit meskipun berhasil diperoleh profil yang mirip dengan data (lihat Gambar 3-6 kanan).

Prediksi bujur, setengah sumbu panjang, dan periode satelit memakai program *GSO Prediction* (berdasarkan model SDP4) sangat sensitif terhadap masukan data TLE-nya. Harus dimasukkan TLE yang "tepat" agar diperoleh hasil prediksi yang logis. Sebagai contoh, prediksi bujur dan setengah sumbu panjang satelit STTW 3 memakai TLE tanggal 18 April 2000 pukul 17:10:01 UTC memberikan hasil seperti terlihat pada Gambar 3-7. Sedang prediksi bujur dan setengah sumbu panjang satelit STTW 3 memakai TLE tanggal 18 April 2000 pukul 22:30:20 UTC memberikan hasil seperti terlihat pada Gambar 3-8. Kedua TLE memberikan hasil prediksi yang sangat jauh berbeda meski selisih waktu antara keduanya tidak lebih dari 5 V2 jam.

Gangguan tekanan Matahari adalah gangguan yang paling kecil dari tiga jenis gangguan orbit yang dialami satelit GSO (Tabel 3-2). Efek dari gangguan ini adalah berubahnya eksentrisitas satelit. Dibanding parameter orbit lainnya, eksentrisitas merupakan elemen orbit yang paling mudah untuk dikendalikan. Sering pengendalian eksentrisitas dapat digabung dengan pengendalian bujur dengan sedikit bahkan tanpa penambahan bahan bakar (Morgan, 1989).



Gambar 3-7: Prediksi bujur dan setengah sumbu panjang satelit STTW 3 dengan masukan TLE tanggal 18 April 2000 pukul 17:10:01 UTC



Gambar 3-8: Prediksi bujur dan setengah sumbu panjang satelit STTW 3 dengan masukan TLE tanggal 18 April 2000 pukul 22:30:20 UTC

4 KESIMPULAN

Idealnya satelit GSO memiliki inklinasi nol, eksentrisitas nol, dan posisi bujur yang tetap namun gaya-gaya perturbasi melencengkan satelit dari orbit ideal tersebut. Tiap satelit GSO mengalami presesi orbit akibat Matahari dan Bulan sebesar 0.75° hingga 0.94° per tahun tergantung dari nilai deklinasi Bulan. Jika pergeseran inklinasi dibiarkan saja tanpa dilakukan manuver pengendalian maka dalam kurun waktu sekitar 26 tahun inklinasi satelit akan bergeser dari 0° hingga 14.67° . Setelah itu kembali menuju 0° dalam waktu yang sama.

Satelit juga mengalami percepatan dalam arah bujur [*longitudinal acceleration*] sebesar -0.002 deg/day^2 hingga 0.002 deg/day^2 tergantung dari bujur satelit tersebut. Satelit-satelit yang berada di sekitar wilayah Indonesia akan mengalami percepatan ke arah barat. Apabila bujur satelit dibiarkan saja tanpa dilakukan manuver pengendalian maka satelit akan berosilasi di sekitar salah satu dari dua titik tertentu yakni 79° BT atau 252.4° BT atau bergeser dari 0 hingga 360° (satu siklus penuh). Satelit-satelit milik Indonesia yang tidak beroperasi lagi yakni Palapa 1, Palapa 2, Palapa B1, Palapa B2P, dan Palapa B4 semuanya saat ini bergeser bujurnya dari 0 hingga 360° .

Agar satelit terhindar dari pergeseran orbit yang dapat mengacaukan misinya maka dilakukan pengendalian orbit oleh operator satelit bersangkutan. Pengendalian inklinasi disebut pengendalian utara-selatan [*north-south station keeping*] sedangkan pengendalian bujur disebut pengendalian timur-barat [*east-west station keeping*]. Pada umumnya pengendalian utara-selatan membutuhkan tambahan kecepatan yang jauh besar dari pada pengendalian timur-barat. Ini berarti penambahan bahan bakar yang lebih banyak. Namun, frekuensi untuk melakukan pengendalian utara-selatan lebih sedikit dibanding frekuensi pengendalian timur-barat.

Orbit satelit GSO dapat diprediksi memakai program *GSO Prediction* yang dikembangkan dalam penelitian ini. Program ini menggunakan model SDP4 dengan asumsi masukannya adalah data TLE. Karena *GSO Prediction* tidak memperhitungkan faktor pengendalian satelit maka untuk satelit yang masih beroperasi prediksi ini hanya berlaku sebelum dilakukan manuver pengendalian orbit berikutnya. Untuk satelit yang tidak lagi beroperasi, *GSO Prediction* bisa memprediksi hingga beberapa tahun ke depan. Dari penelitian ini diketahui bahwa prediksi bujur, setengah sumbu panjang, dan periode satelit memakai model SDP4 sangat sensitif terhadap masukan data TLE-nya. *Trial and error* perlu dilakukan agar diperoleh masukan TLE yang "tepat" sehingga diperoleh hasil prediksi yang rasional.

DAFTAR RTJJUKAN

- Kelso, T.S., 1999. *Documentation for NORAD SGP4/SDP4 Units version 2.60*, www.celestrak.com, download 10 April 2005.
- Morgan, Walter L; and Gary D. Gordon, 1989. *Communication Satellite Handbook*, John Wiley & Sons, Inc.
- Rachman, Abd., 2007. *Karakteristik Data TLE dan Pengolahannya*, Majalah Sains dan Teknologi Dirgantara LAPAN vol. 2 no. 2.
- Roddy, Denis, 2001. *Satellite Communication*, McGraw-Hill.
- Space-track, 2006. *Data TLE*, www.space-track.org, download Mei 2005 hingga Nopember 2006.
- Wibisono, Kunto, 2002. *Aktivitas Pengendalian Satelit Cakrawarta 1*, Studi Kelayakan Tingkat Kebutuhan Informasi Orbit Satelit dan Gangguannya. LAPAN.