

GANGGUAN PADA SATELIT GSO

Neflia dan Abd. Rachman
Peneliti Pusat Pemanfaatan Sains dan Antariksa, LAPAN

ABSTRACT

A truly geostationary orbit will have zero inclination and zero eccentricities and the satellite would be at a fixed longitude and not move with respect to the earth. But in fact, various forces produce perturbations that changed satellite orbit. Study about these perturbations and its effects will help for understanding perturbations and its effects to GSO satellites. In this paper, we will review some perturbations and its effects to GSO satellite.

ABSTRAK

Satelit GSO merupakan satelit yang pada kondisi ideal akan memiliki inklinasi dan eksentrisitas nol serta berada pada posisi yang tetap di angkasa. Tapi pada kenyataannya terdapat berbagai macam gaya yang menghasilkan gangguan yang menyebabkan terjadinya perubahan pada orbit satelit GSO. Oleh karena itu perlu dikaji mengenai gangguan itu dan efeknya pada orbit satelit GSO. Pada tulisan ini akan dikaji gangguan dan efeknya yang terjadi pada satelit GSO.

1 PENDAHULUAN

Satelit GSO (*Geostationary orbit*) memiliki periode orbit yang sama dengan periode revolusi bumi sehingga satelit ini akan selalu berada di atas tempat yang sama pada permukaan bumi. Selain itu satelit GSO juga memiliki inklinasi (sudut antara bidang orbit dan bidang ekuatorial) nol atau hampir nol dan eksentrisitas (e , bentuk kelonjongan orbit) yang kecil (bentuknya mendekati lingkaran, $e=0$ untuk lingkaran). Berdasarkan teori dua benda yang sederhana, dalam kasus yang diangkat di sini yaitu bumi dan satelit, satelit bergerak pada orbit sempurna yang tidak berubah. Akan tetapi pada prakteknya, berbagai macam gaya menghasilkan gangguan yang akan mengganggu orbitnya sepanjang waktu. Gangguan yang dominan pada satelit GSO antara lain gaya gravitasi benda ketiga (matahari dan bulan), yang disebabkan oleh orbit bumi yang tidak sebidang dengan bidang orbit bumi (ekliptika) atau dengan orbit bulan, akibatnya gaya tarik menarik dari matahari dan bulan akan mendorong satelit geostasioner keluar dari orbit ekuatorialnya, biasanya dengan mening-

katkan inklinasi orbit satelit tersebut. Selain itu juga bentuk bumi yang tidak bulat, dan tekanan radiasi matahari.

Satelit-satelit yang dimiliki Indonesia saat ini terletak pada 2 orbit, yaitu satelit yang berada pada ketinggian LEO (LAPAN TUBSAT) dan satelit yang berada pada orbit geostasioner (antara lain, TELKOM1, TELKOM2, GARUDA1). Satelit GSO memiliki peran yang sangat penting dalam dunia komunikasi. Gangguan yang terjadi pada orbit satelit geostasioner ini akan mengganggu fungsi dan tujuan diluncurkannya satelit tersebut. Oleh karena itu pemahaman tentang orbit satelit GSO dan gangguannya sangat diperlukan untuk menjelaskan perilaku orbit satelit-satelit GSO.

2 GANGGUAN DAN EFEK YANG TERJADI PADA SATELIT GSO

2.1 Gangguan Tiga Benda

Benda ketiga, seperti matahari dan bulan memiliki efek yang lebih besar pada satelit GSO. Akibat gangguan dari benda ketiga (matahari atau bulan) adalah gaya tarik gravitasi yang konservatif.

Jika benda ke 3 dinyatakan dengan angka 3 dan dengan mengasumsikan

massa satelit diabaikan, maka persamaan gerak untuk sistem tiga benda

$$\ddot{\vec{r}}_{\oplus sat} = -\frac{\mu_{\oplus} \vec{r}_{\oplus sat}}{r_{\oplus sat}^3} + \mu_3 \left(\frac{\vec{r}_{sat 3}}{r_{sat 3}^3} - \frac{\vec{r}_{\oplus 3}}{r_{\oplus 3}^3} \right) \quad (2-1)$$

Keterangan:

- $\ddot{\vec{r}}_{\oplus sat}$: percepatan satelit terhadap bumi.
- μ_{\oplus} : konstanta gravitasi bumi.
- $\vec{r}_{\oplus sat}$: vektor posisi dari satelit ke bumi.
- $r_{\oplus sat}$: posisi satelit dari bumi.
- μ_3 : konstanta gravitasi benda ketiga (matahari atau bulan).
- $\vec{r}_{sat 3}$: vektor posisi dari benda ketiga ke satelit.
- $r_{sat 3}$: jarak benda ketiga ke satelit.
- $\vec{r}_{\oplus 3}$: vektor posisi dari benda ketiga ke satelit.
- $r_{\oplus 3}$: jarak dari satelit ke benda ketiga.

Dengan mengintegrasikan secara numerik persamaan gerak di atas, akan dapat ditentukan efek tiga benda pada satelit. Akan tetapi jika benda ketiga yang mengganggu adalah matahari, maka persamaan di atas mungkin akan menghasilkan *error* yang signifikan jika berada di sekitar benda pusat lainnya (bulan). Oleh karena itu Gey ling dan Westerman (1971) memberikan solusi dengan menggunakan deret Taylor dan mengabaikan suku terkecil karena $r_{9sat} \ll r_m$, yang meliputi suku terakhir dalam tanda kurung (Valado, 1990), hasil akhirnya adalah

$$\ddot{\vec{r}}_{\oplus sat} = -\frac{\mu_{\oplus} \vec{r}_{\oplus sat}}{r_{\oplus sat}^3} - \frac{\mu_3}{r_{\oplus sat}^3} \left(\vec{r}_{\oplus sat} - 3r_{\oplus sat} \frac{\vec{r}_{\oplus sat} \cdot \vec{r}_{\oplus sat}}{r_{\oplus sat}^2} + 15 \left(\frac{\vec{r}_{\oplus sat} \cdot \vec{r}_{\oplus sat}}{r_{\oplus sat}^2} \right)^2 \vec{r}_{\oplus sat} \right) \quad (2-2)$$

2.1.1 Gangguan akibat matahari

Matahari menghasilkan percepatan yang berbeda pada satelit dan pada bumi. Ketika satelit mendekati matahari (yaitu berada pada sisi matahari dari bumi), tarikan gravitasi lebih besar, akibatnya satelit mengalami percepatan tambahan ke arah matahari. Begitu juga sebaliknya, ketika satelit menjauhi matahari (yaitu pada sisi malam bumi),

percepatan pada satelit tidak berasal dari matahari. Besarnya percepatan total ini sekitar $3f_{i_s} r/r^*$, dengan f_{i_s} adalah parameter gravitasi matahari ($132.712,438 \times 10^6 \text{ km}^3/\text{sec}^2$), r_s adalah jarak dari matahari ke pusat bumi, dan r adalah komponen jarak dari pusat bumi ke satelit diukur sepanjang garis bumi-matahari.

Efek yang sama terjadi pada gradien gravitasi bumi. Akibat dari gradien gravitasi bumi, satelit yang berada di ekuator bumi menerima gaya tarik tambahan ke arah bumi. Gradien gravitasi bumi juga bekerja pada bulan dan menyebabkan bagian bulan yang menghadap ke bumi selalu sama.

Gangguan matahari menghasilkan 2 efek pada satelit bumi, yaitu mengubah bentuk orbit satelit yang sebenarnya, dan memendekkan sumbu orbit sepanjang sumbu bumi-matahari. Gangguan matahari ini juga menyebabkan pergeseran serkular dari arah orbit normal. Untuk GSO, efek pergeseran serkular menyebabkan peningkatan inklinasi (karena matahari dan bulan) sekitar $0,9^\circ/\text{tahun}$.

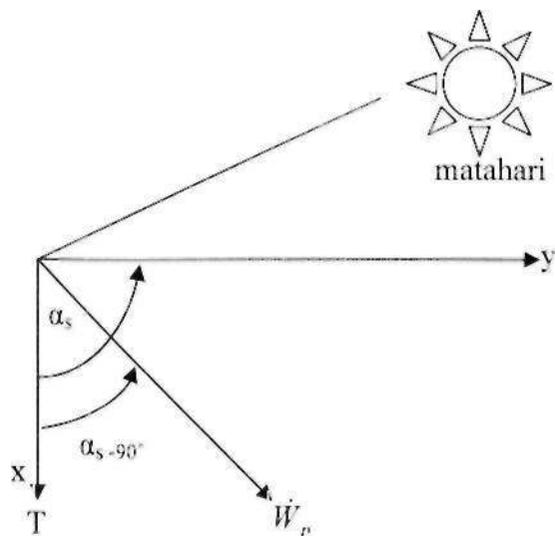
Presesi harian (pergeseran sumbu rotasi satelit di sekitar kutub ekliptika) karena matahari pada satelit GSO adalah

$$\dot{W}_p = \frac{3\mu_s a^2}{4hr_s^3} 2 \sin \delta_s \cos \delta_s \quad (2-3)$$

Keterangan:

- μ_s : konstanta gravitasi matahari (km^3/sec^2)
- δ_s : deklinasi matahari (derajat)
- a : sumbu semi-utama (km)
- h : momentum angular satelit per unit massa $[h^2 = \mu a(1 - e^2)]$ (km^2/s), dan
- r_s : jarak dari bumi ke matahari (km).

Persamaan (2-3) menunjukkan presesi dari orbit normal dan presesi ini sebanding dengan $2 \sin \delta_s \cos \delta_s$, atau $\sin 2\delta_s$, (Gambar 2-1).



Gambar 2-1: Presesi dari normal orbit karena matahari

Ketika matahari bergerak dari vernal equinox ($\alpha_s = 0^\circ$ pada bulan Maret) ke autumnal equinox ($\alpha_s = 180^\circ$ pada bulan September), deklinasi positif, dan akan selalu ada komponen presesi orbit ke arah aries (sumbu x). Dari autumnal equinox ke vernal equinox, deklinasi matahari negatif, dan tetap ada komponen presesi ke arah titik pertama aries.

Pendekatan gerak rata-rata tahunan normal orbit adalah

$$\dot{W}_x \text{ (tahunan)} = \frac{3\mu_s a^2}{4hr_s^3} \sin \epsilon \cos \epsilon \quad (2-4)$$

$$\dot{W}_y \text{ (tahunan)} = 0 \quad (2-5)$$

dengan e adalah sudut antara ekliptika dan ekuator ($23,44^\circ$). Jika diasumsikan bahwa bujur celestial matahari berubah dengan seragam terhadap waktu, yang artinya bahwa eksentrisitas bumi nol (sebenarnya 0,0167), konstanta gravitasi matahari (μ_s) $132712 \times 10^6 \text{ km}^3/\text{sec}^2$, radius orbit satelit 42.164 km, momentum angular (h) $129.641 \text{ km}^2/\text{s}$, dan jarak ke matahari (r_s) 149.597.870 km, koefisien numerik $4 \times 10^{-10} \text{ rad/s}$ atau 0,747 tahun, maka presesi annual rata-rata karena matahari adalah 0,269'/tahun.

Presesi orbit normal karena matahari tidak dimulai pada kecepatan yang seragam tetapi dalam kumpulan busur [arcs]. Tiap arc menunjukkan

perjalanan 6 bulan. Perubahan pada normal orbit paling besar terjadi ketika deklinasi matahari maksimum, dan melambat di akhir arc, ketika deklinasi mendekati nol.

2.1.2 Gangguan akibat bulan

Gaya gravitasi bulan juga menghasilkan medan gradien gravitasi dan presesi normal orbit satelit, seperti yang dilakukan matahari. Efek bulan lebih besar daripada matahari, dikarenakan jaraknya terhadap satelit lebih dekat. Gaya ini juga lebih rumit karena normal orbit bulan berubah-ubah terhadap waktu, sementara normal orbit matahari (kutub ekliptika) tetap.

Lokasi normal orbit bulan ditunjukkan pada Gambar 2-2.

Sementara sudut antara normal orbit bulan dan kutub ekliptika tetap, normal orbit bulan berotasi mengelilingi kutub ekliptika setiap 18,6 tahun. Asensio rekta a_m dan deklinasi δ_m dari normal orbit bulan adalah

$$i_e = 5,14536964^\circ \quad (2-6)$$

$$\epsilon = 23,439^\circ - 0,0000004 d \quad (2-7)$$

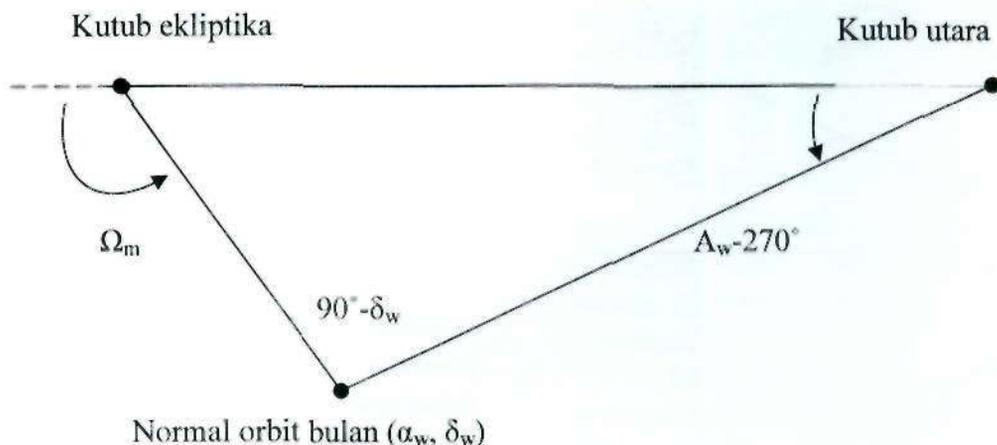
$$\Omega_m = 125,044484^\circ - 0,05295378 d \quad (2-8)$$

$$\alpha_m - 270^\circ = \tan^{-1} \frac{2 \sin i_e \tan(\Omega_m/2)}{\sin(\epsilon + i_e) + \sin(\epsilon - i_e) \tan^2(\Omega_m/2)} \quad (2-9)$$

$$\delta_m = \sin^{-1} (\cos i_e \cos \epsilon - \sin i_e \sin \epsilon \cos \Omega_m) \quad (2-10)$$

Dengan i_e adalah sudut antara normal orbit bulan dan kutub ekliptika (atau antara bidang orbit bulan dan bidang orbit matahari), ϵ adalah kemiringan ekliptika, dan Ω_m adalah asensio rekta dari nodal naik untuk bulan yang berhubungan dengan ekliptika. Parameter c dan Ω_m ini ditulis dengan variabel waktu, d , dalam hari.

Sudut antara normal orbit bulan dan kutub ekliptika tetap, tetapi normal orbit bulan mengalami presesi di sekeliling kutub ekliptika. Presesi ini dibagi menjadi 2 komponen, sepanjang sumbu x dan sumbu y.



Gambar 2-2: Posisi dari normal orbit yang berhubungan dengan kutub ekliptika dan kutub utara

$$W_x (\text{bulan}) = \frac{3\mu_m a^2}{4hr_m^3} \sin\delta_w \cos\delta_w (-\sin\alpha_w) \quad (2-11)$$

$$W_y (\text{bulan}) = \frac{3\mu_m a^2}{4hr_m^3} \sin\delta_w \cos\delta_w \cos\alpha_w \quad (2-12)$$

Untuk konstanta gravitasi bulan $H_m = 4902,78 \text{ kiu}'/\text{sec}^2$, radius orbit satelit $a = 42.64 \text{ km}$, momentum angular $h = 129.64 \text{ km}^2/\text{sec}$, dan jarak ke bulan $r_m = 384.400 \text{ km}$, diperoleh presesi akibat bulan sebesar $8,9 \times 10^{10} \text{ rad/sec}$, atau $6^\circ/\text{tahun}$. Karena S_w berubah-ubah dari $71,7^\circ$ sampai $61,4^\circ$, maka total presesi akibat bulan juga bervariasi. Presesi akan mencapai maksimum ketika deklinasi normal orbit bulan mencapai maksimum ($28,6^\circ$). Periode presesi ini hanya terjadi selama 6798 hari atau 18,6 tahun. Jika efek ini ditambahkan ke presesi akibat gangguan matahari sebesar $0,269^\circ/\text{tahun}$, total presesi dalam setahun akibat matahari dan bulan bervariasi dari $0,75^\circ$ sampai $0,94^\circ$.

2.2 Tekanan Radiasi Matahari

Tekanan radiasi matahari merupakan gangguan yang nonkonservatif, dan tekanan radiasi ini akan lebih nyata pada benda yang berada pada ketinggian yang besar. Besarnya tekanan radiasi matahari dapat ditentukan dengan menggunakan hukum Einstein yang menghubungkan energi dengan massa

$$mc = P_{SP} = \frac{E}{c} \quad (2-13)$$

Keterangan:

E : konstanta radiasi matahari (W/m^2).
 c : kecepatan cahaya ($2,9979 \times 10^8 \text{ m/s}$).
 m : massa benda.

Menurut Baker (1967) fluks matahari adalah

$$E = 1353 \text{ W}/\text{m}^2$$

Wertz (1978) memberikan formula yang bervariasi terhadap waktu di samping nilai konstan yang dihitung untuk variasi selama setahun:

$$E = \frac{1358}{1,004 + 0,0334 \cos(D_{\text{aphelium}})} \frac{W}{\text{m}^2} \quad (2-14)$$

dengan D_{hilir} adalah hari dari ketika bumi berada di aphelion (jarak terjauh dari matahari). Titik aphelion ini biasanya terjadi sekitar 4 Juli, walaupun titik aphelion ini juga bervariasi.

Efek umum dari tekanan radiasi matahari adalah perubahan sumbu semi utama. Perubahan ini bergantung pada rasio area yang disinari matahari. Semakin besar rasio area yang disinari semakin besar pula gangguan yang dialami oleh satelit. Selain itu efek tekanan radiasi matahari ini juga memberikan peningkatan terhadap variasi m-tahunan dikarenakan gerak tahunan matahari. Eksentrisitas dan *argument*

perigee merupakan elemen utama yang berubah-ubah. Dengan mengabaikan efek gerhana, yaitu ketika satelit berada dalam bayangan bumi, terlihat jelas bahwa gerak tahunan matahari menyebabkan variasi. Jika efek gerhana tidak diabaikan, maka efek periodik menjadi lebih kompleks.

2.3 Gangguan dari Bumi yang Tidak Bulat

Kenyataan bahwa bumi tidak bulat mempengaruhi orbit satelit. Kecepatan dari kutub mempengaruhi normal orbit, kecepatan bumi juga agak merubah radius orbit geostationer, dan ekuator yang tidak lingkaran menyebabkan percepatan dari bujur satelit.

2.3.1 Efek pada normal orbit

Bumi yang tidak bulat mengakibatkan satelit di antariksa mengalami gaya tambahan ke arah tonjolan ekuator, sehingga umumnya gaya gravitasi tidak akan diarahkan secara tepat ke pusat bumi.

Kecepatan bumi memiliki 2 efek pada orbit geostasioner, yaitu pertambahan percepatan gravitasi pada orbit geostasioner dan timbulnya presesi normal orbit di sekitar sumbu putar bumi akibat gaya yang dialami oleh satelit yang memiliki inklinasi. Sementara untuk satelit dengan inklinasi nol tidak ada efek presesi.

Untuk satelit GSO, idealnya pengaruh dari bumi diabaikan. Tetapi, karena gangguan bulan dan matahari menghasilkan pertambahan inklinasi, bumi akan memiliki pengaruh pada orbit satelit. Selain dari normal orbit yang berpresesi di sekitar kutub ekliptika, bumi mendesak presesi ke arah lingkaran yang lebih kecil. Pusat dari lingkaran ini merupakan pendekatan dari sepertiga jarak dari kutub utara ke kutub ekliptika.

2.3.2 Efek pada bujur satelit

Sifat triaxial bumi menyebabkan gaya tarik menarik mengarah ke tonjolan

ekuatorial yang terdekat dan bukan ke arah pusat bumi (atau sumbu putar). Hal ini menciptakan komponen gaya yang bekerja searah atau berlawanan arah dengan kecepatan satelit.

Gaya yang paralel dengan kecepatan satelit menghasilkan percepatan rata-rata yang berlawanan arah dengan gaya. Gaya yang bekerja pada arah yang sama dengan kecepatan akan meningkatkan energi, meningkatkan sumbu semi utama, meningkatkan periode, dan menyebabkan penurunan kecepatan rata-rata. Oleh karena itu gaya yang ke arah timur akan meningkatkan pergeseran ke arah barat. Sebaliknya, gaya yang ke arah barat akan meningkatkan pergeseran ke arah timur atau mengurangi pergeseran ke arah barat. Komponen gaya gravitasi mengarah ke sumbu utama elips (tonjolan ekuatorial), tetapi percepatan pergeseran satelit ke arah sumbu semi utama terdekat.

Percepatan longitudinal mengarah ke dua titik yaitu 79° E dan $252,4^\circ$ E ($107,6$ W). Titik ini merupakan pendekatan, dan tidak saling berlawanan arah. Arah percepatan longitudinal ini disebabkan oleh ketidakberaturan yang sangat kecil pada distribusi massa bumi. Untuk kebanyakan satelit, tiap asimetri di sekeliling sumbu putar bumi diratakan menjadi nol. Tetapi untuk satelit GSO, hubungan yang konstan dengan ketidaksimetrian massa dipertahankan, dan efeknya diakumulasikan selama periode harian atau mingguan.

Pada satelit GSO, titik 79° E dan $252,4^\circ$ E merupakan titik stabil. satelit pada bujur tersebut akan tetap di sana, dan satelit yang terletak di dekat titik tersebut akan berosilasi di sekitar bujur. Selain titik nol merupakan titik yang tidak stabil; satelit di dekat bujur itu akan dipercepat menjauhi titik tersebut.

4 DISKUSI

Posisi tiap satelit GSO yang akan diluncurkan biasanya ditentukan oleh ITU (*International Telecommunication Union*), sesuai dengan permintaan dari pihak

yang ingin menggunakan satelit jenis ini. Karena banyaknya satelit pada ketinggian ini, contohnya satelit telekomunikasi, satelit cuaca, satelit televisi, dan satelit telepon, akibatnya posisi masing-masing satelit harus tepat sehingga tidak saling menginterferensi sinyal.

Gangguan yang dialami satelit GSO menyebabkan terjadinya perubahan pada posisi satelit di orbitnya. Perubahan ini mengakibatkan perubahan pada elemen orbit, terutama perubahan inklinasi akibat gangguan tiga benda, perubahan bujur yang disebabkan oleh ketidakbulatan bumi, dan perubahan eksentrisitas akibat gangguan radiasi matahari. Pada satelit GSO, ketiga parameter ini harus memiliki nilai nol atau mendekati nol. Akan tetapi, karena gangguan yang disebabkan oleh interaksi tiga benda, radiasi matahari dan ketidakbulatan bumi, terjadi perubahan pada ketiga elemen orbit tersebut. Biasanya besarnya perubahan ketiga parameter orbit tersebut dibatasi hingga rentang tertentu yang telah ditetapkan oleh ITU untuk masing-masing satelit. Pembatasan perubahan ini menyebabkan satelit GSO perlu dikontrol agar tidak melewati batas tersebut, dengan melakukan manuver terhadap satelit yang fungsinya mengembalikan satelit ini pada posisi awal. Koreksi dari inklinasi, bujur, dan eksentrisitas ini sering merupakan kebutuhan utama dari propelan pada satelit GSO. Hal ini menyebabkan perlunya dilakukan pemantauan yang cermat pada satelit GSO tersebut.

5 KESIMPULAN

Gangguan yang dialami satelit GSO, terutama gangguan akibat gaya gravitasi benda ketiga (matahari dan bulan), bentuk bumi yang tidak bulat, dan tekanan radiasi matahari, akan menyebabkan terjadinya perubahan posisi satelit di angkasa. Pada satelit GSO, perubahan yang seringkali ditinjau adalah perubahan yang terjadi pada inklinasi, bujur satelit dan eksentrisitas. Hal ini berhubungan dengan interferensi ke satelit GSO lainnya serta jumlah total bahan bakar yang diperlukan untuk setiap pengendalian satelit GSO, jika satelit ini melewati batas rentang perubahan yang telah ditentukan.

DAFTAR RUJUKAN

- Baker, R. M., 1967. *Astrodynamics Application and Advanced Topics*, Academic Press, New York.
- Geyling, F.T., and Westerman, R. H., 1971. *Introduction to Orbital Mechanics*, Addison-Wesley Publishing, MA.
- Montenbruck, O. dan Eberhard. G., 2000. *Satellite Orbit*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York.
- Morgan, L. M., 1989. *Communication Satellite Handbook*, John Wiley & Sons, Inc, USA.
- Valado, D. A., 1990. *Fundamental of Astrodynamics and Applications*, Kluwer Academic Publishers, London.
- Wertz, J.R., and Larson, W. J., *Space Mission Analysis and Design*, Kluwer academic Publisher, London.