

LINGKUNGAN ANTARIKSA, ORBIT SATELIT DAN GANGGUANNYA

Wilson Sinambela
Peneliti Matahari dan Antariksa.LAPAN
Email: Wilson@bdg.lapan.go.id

ABSTRACT

Satellites which orbit under influence of gravity can be expressed as a set of orbital elements which can be regarded as time - dependent fixed entities. In general, two- body approach is enough, but in reality there are some gradual shifts which can't be ignored. There are some disturbance which occur in satellites which orbiting the earth so the performances of these satellites are not as good as expected. The main cause of this perturbation are the existence of third body, imperfection of earth's symmetry, atmospheric drag, and solar radiation pressure. The effect of perturbation to the satellite orbit can be categorized according to the periodicity of this perturbation. Secular variation shows variations which change the orbit linearly in time, so in the long run it can affect the orbit of this satellite. The most dominant cause of secular variation is the asphericity of the earth. Short term variation is a periodic variation which occur in the orbit in which the time scale is shorter than the orbital period. Long term variation is a periodic variation which occur in the orbit in which the time scale is longer than the orbital period. Atmospheric drag depends linearly on the atmospheric density and squarely on the orbital speed satellite, especially for Low Earth Orbit (LEO) satellites. High Earth Orbit Satellites are more influenced by solar radiation pressure.

ABSTRAK

Orbit satelit di lingkungan antariksa yang berada dalam pengaruh gravitasi dapat dinyatakan sebagai himpunan dari elemen-elemen orbit, yang merupakan besaran tetap yang bergantung waktu. Secara umum, pendekatan satelit menggunakan metode dua benda sudah cukup, akan tetapi dalam kenyataan di alam menunjukkan bahwa terjadi pergeseran gradual atau variasi elemen dari nilai yang sebenarnya, yang tidak dapat diabaikan. Satelit yang mengorbit di lingkungan antariksa akan mengalami berbagai gangguan yang menyebabkan kinerja satelit menjadi tidak seperti yang diharapkan. Penyebab gangguan utama berasal dari massa benda ketiga, ketidak sempurnaan simetri bola Bumi, hambatan oleh atmosfer, dan tekanan radiasi. Efek gangguan terhadap orbit satelit dapat dikategorikan berdasarkan periodisitas terjadinya gangguan tersebut. Variasi sekuler memperlihatkan variasi yang mengubah elemen orbit secara linier seiring dengan perubahan waktu, sehingga efeknya dalam jangka panjang bisa mempengaruhi lintasan orbit satelit. Penyebab variasi sekuler yang paling dominan adalah ketidaksempurnaan simetri (asferis) bola Bumi. Variasi jangka pendek adalah variasi pada elemen orbit dengan perioda lebih kecil atau sama dengan periode orbit. Variasi jangka panjang adalah variasi periodik dengan periode lebih besar dari periode orbit. Hambatan oleh atmosfer bergantung linier pada kerapatan atmosfer dan bergantung kuadrat terhadap kecepatan satelit, dan sangat berpengaruh pada satelit mengorbit rendah (*Low Earth Orbit/LEO*). Sedangkan satelit yang mengorbit tinggi lebih didominasi oleh pengaruh tekanan radiasi matahari.

1 PENDAHULUAN

Kondisi lingkungan antariksa sangat mempengaruhi rancangan dan kala hidup operasional dari sebuah wahana antariksa (Gorney et. al., 1991). Pengaruh ini bisa terjadi pada orbitnya, ukuran, berat, kompleksitas, dan mungkin juga pada biaya yang harus dikeluarkan. Demikian juga dengan satelit, sebagai suatu benda yang mengorbit di lingkungan antariksa, satelit akan mengalami interaksi dengan lingkungannya. Kondisi lingkungan antariksa berubah-ubah, tergantung kepada aktivitas cuaca antariksa dan gaya yang mempengaruhi atmosfer Bumi. Bila Bumi bulat sempurna, tidak mempunyai atmosfer, dan terisolasi dari benda-benda langit lainnya dalam tata surya, maka orbit sebuah satelit akan berbentuk ellips dengan bentuk dan ukuran lintasan yang konstan. Tetapi dalam kenyataan, Bumi tidak bulat sempurna seperti bola, melainkan agak lonjong pada ekuator (elipsoida) dan gepat di kedua kutubnya, mempunyai atmosfer, dan berinteraksi dengan benda-benda langit lainnya. Oleh sebab itu sebuah satelit yang mengorbit di lingkungan antariksa akan mengalami berbagai gangguan. Gangguan orbit berdasarkan penyebabnya, dapat dibedakan menjadi gangguan yang disebabkan gaya gravitasi dan gangguan yang disebabkan bukan gravitasi. Gangguan gravitasi terbesar karena Bumi tidak bulat sempurna, karena benda ketiga, dan karena gaya tarik bulan-matahari. Sementara gangguan bukan gravitasi di antaranya karena hambatan atmosfer dan tekanan radiasi matahari. Salah satu komponen yang sangat berpengaruh pada satelit terutama satelit orbit rendah (*Low Earth Orbit*, LEO) adalah hambatan atmosfer. Hambatan atmosfer sangat bergantung kepada kondisi cuaca antariksa, terutama karena pertukaran energi antara atmosfer Bumi dan lingkungan antariksa yang disebabkan oleh fluks matahari (sinar-X dan Ekstrim Ultraviolet/EUV) dan angin matahari (pemanasan Joule yang disebabkan oleh presipitasi partikel-partikel dalam garis-garis medan geomagnetik.

Makalah ini membahas persamaan-persamaan gerak satelit, konstanta gerak satelit, elemen orbit klasik, dan posisi satelit di lingkungan antariksa. Selanjutnya akan dibahas gangguan orbit satelit dan formulasinya yang disebabkan oleh benda ketiga, Bumi tidak bulat sempurna, gaya tarik bulan-matahari, hambatan atmosfer, dan gaya-gaya lainnya yang mempengaruhi hambatan atmosfer serta tekanan radiasi matahari.

2 KARAKTERISTIK ORBIT SATELIT

2.1 Persamaan-Persamaan Gerak Satelit

Gambar 2-1 melukiskan parameter penting dari sebuah orbit satelit berbentuk ellips. Nilai *eksentrisitas*, e , dari ellips sama dengan c/a (tidak ditunjukkan dalam gambar). Besarnya gaya yang bekerja antara dua benda yang saling tarik-menarik satu sama lain menurut hukum Gravitasi Newton adalah berbanding lurus dengan produk dari massanya dan berbanding terbalik dengan jarak kuadrat dari kedua benda tersebut, dan dinyatakan dengan persamaan

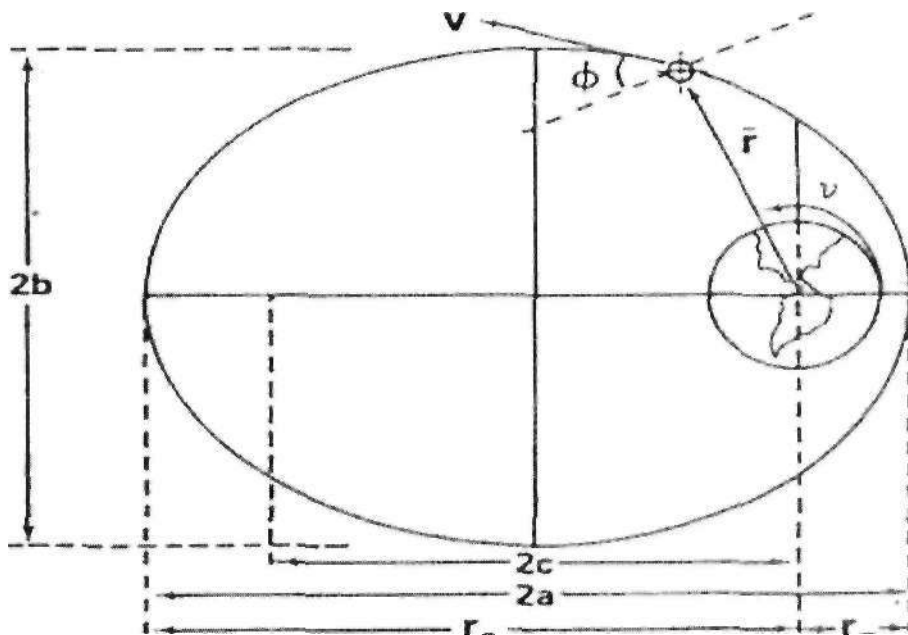
$$F = -GMm/r^2 \quad (2-1)$$
$$= -\mu m / r^2$$

dengan F adalah besarnya gaya yang disebabkan oleh gravitasi, G adalah konstanta gravitasi universal, M adalah masa Bumi, m adalah masa satelit, r adalah jarak dari pusat Bumi ke satelit, dan $\mu = GM$ adalah konstanta gravitasional Bumi ($= 398.600,5 \text{ km}^3/\text{sec}^2$).

Kombinasi Hukum Newton kedua dengan hukum gravitasinya, menghasilkan persamaan vektor percepatan dari sebuah satelit yang dinyatakan dengan

$$\ddot{\vec{r}} = + (\mu r^{-3}) \vec{r} = 0 \quad (2-2)$$

Dalam persamaan (2-2), dianggap bahwa gravitasi merupakan gaya, Bumi berbentuk bola (*spheris simetris*), masa Bumi (M) jauh lebih besar dari masa satelit (m), dan Bumi dan satelit adalah hanya dua benda dalam sistem. Solusi persamaan gerak dari dua-benda untuk satelit mengorbit Bumi merupakan persamaan polar



Gambar 2-1: Geometri ellips dan parameter dari suatu orbit satelit

dari suatu bagian kerucut. Besarnya vektor posisi di lokasi orbit satelit adalah

$$r = a (1 - e^2) (1 + e \cos \nu)^{-1} \quad (2-3)$$

dengan

a = setengah sumbu panjang

e = eksentrisitas

ν = sudut polar atau anomali sebenarnya

Bagian kerucut bisa berupa lingkaran, ellips, parabola, atau hiperbola. Dalam persamaan 2-3, semua bagian kerucut ada di bagian eksentrisitas. Tipe dari bagian kerucut juga berkaitan dengan setengah sumbu panjang, a , dan energi, s . Tabel 2-1 menunjukkan hubungan antara energi, eksentrisitas, dan setengah sumbu panjang.

Simbol-simbol berikut ini menyatakan

\bar{r} = Vektor posisi dari satelit relatif ke pusat Bumi

\mathbf{v} = Vektor kecepatan dari satelit relatif ke pusat Bumi

ϕ = Sudut garis edar satelit = sudut antara vektor kecepatan satelit dan garis tegak lurus terhadap vektor posisi.

a = Setengah sumbu panjang ellips

b = Setengah sumbu pendek ellips

c = jarak dari pusat orbit ke salah satu focus

ν = sudut polar ellips, juga disebut anomali sebenarnya, diukur dalam arah gerak dari arah perigee ke vektor posisi.

r_a = radius apogee, jarak dari pusat Bumi ke titik terjauh pada ellips

r_p = radius perigee, jarak dari pusat Bumi ke titik terdekat mendekati Bumi

Tabel 2-1: HUBUNGAN ANTARA ENERGI, SETENGAH SUMBUH PANJANG, DAN EKSENTRISITAS DALAM BAGIAN KERUCUT DARI SUATU ORBIT SATELIT

Kerucut	Energi, e	Setengah sumbu panjang, a	Eksentrisitas, e
Lingkaran	< 0	= radius	0
Ellips	< 0	> 0	$0 < e < 1$
Parabola	0	∞	1
Hiperbola	> 0	< 0	> 0

2.2 Konstanta-konstanta Gerak Satelit

Dengan menggunakan persamaan gerak dua-benda, dapat diturunkan beberapa konstanta gerak dari sebuah satelit. Pertama adalah persamaan energi, s

$$\epsilon = V^2/2 - \mu/r = -\mu/(2a) \quad (2-4)$$

dengan ϵ adalah energi mekanik spesifik, atau energi persatuan masa, adalah hasil penjumlahan dari energi kinetik dan energi potensial persatuan masa dari sebuah satelit. Karena gaya dalam sistem adalah konservatif, maka energinya konstan. Untuk radius lintasan satelit tak terhingga, maka bagian dari energi potensial $-fj/r$, = 0, dan harga energi potensialnya negatif pada setiap radius lebih kecil dari pada tak terhingga. Dengan menggunakan definisi ini energi mekanik spesifik untuk orbit elips selalu negatif. Jika energi bertambah (mendekati nol), elips bertambah besar, dan lintasan elips mendekati suatu lintasan parabolik, Dari persamaan energi (2-4) diperoleh bahwa satelit bergerak lebih cepat pada *perigee* orbit dan lebih lambat pada *apogee* orbit

Untuk orbit satelit melingkar, setengah sumbu panjang sama dengan radiusnya, dan harganya konstan, sehingga kecepatan satelit dalam orbit melingkar adalah

$$V_{cs} = (\mu / r)^{1/2} \quad (2-5)$$

$$= 7.905366 (R_E / r)^{1/2}$$

$$= 631.3481 r^{1/2}$$

dengan

V_{cs} = kecepatan satelit melingkar (km/det)

R_E - radius Bumi

r . dalam km

Dari Tabel 2-1, diperoleh bahwa energi mekanik persatuan masa dari sebuah satelit dengan lintasan parabola adalah nol. Eksentrisitas lintasan parabola adalah 1(satu) dengan energi minimum dibutuhkan untuk melepaskan gaya tarik gravitasional dari Bumi. Dengan demikian, kita dapat menghitung kecepatan yang diperlukan untuk lepas dari Bumi pada setiap jarak r , dengan mengatur energi

sama dengan 0 dalam persamaan energi (2-4). Maka kecepatan lepas V_{esc} (km/det) adalah

$$V_{esc} = (2\mu / r)^{1/2} \quad (2-6)$$

$$= 11.17988 (R_E / r)^{1/2}$$

$$= 892.8611 r^{1/2}$$

2.3 Elemen elemen Orbit Klasik

Sebuah satelit yang mengorbit Bumi, selama tidak ada gangguan, pergerakannya hanya dipengaruhi oleh benda pusat (Bumi). Bila posisi Bumi dan satelit dinyatakan dalam koordinat kartesius, maka gaya yang bekerja pada setiap benda itu dapat diuraikan komponennya pada arah x , y , dan z . Dengan persamaan differensial orde dua akan dihasilkan 6 (enam) konstanta integrasi, yaitu tiga koordinat tempat dan tiga komponen kecepatan satelit terhadap Bumi. Untuk memudahkan perhitungan, biasanya sistem koordinat kartesius ditransformasikan ke sistem koordinat kutub, untuk mendapatkan persamaan irisan kerucut seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2-2. Parameter yang menentukan besar, bentuk dan kemiringan orbit yang merupakan irisan kerucut dikenal sebagai elemen orbit. Sebuah satelit yang mengorbit di atmosfer Bumi dan lingkungan antariksa dapat ditentukan *asesiorekta* (a) dan *deklinsi* (δ)-nya pada setiap saat, asal elemen orbitnya diketahui. Elemen orbit dari sebuah satelit dan formulanya diberikan dalam Tabel 2-2.

2.4 Posisi Satelit di Lingkungan Antariksa

Dari Gambar (2-2) dapat diperoleh hubungan antara *asesiorekta* dengan elemen orbit dan *deklinsi* dengan elemen orbit sebagai berikut

$$\tan (\alpha - \Omega) = \tan (f - \omega) \cos i \quad (2-7)$$

$$\tan \delta = \tan I \sin (\alpha - \Omega) \quad (2-8)$$

Hubungan dalam persamaan 2-7 dan 2-8 didapatkan dari transformasi sistem koordinat kartesius ke sistem koordinat kutub, kemudian sumbu x di rotasikan ke sumbu x' sejauh Q . Jarak satelit relatif terhadap Bumi dapat ditentu-

kan kalau Bumi dianggap diam dan satelit bergerak relatif terhadap Bumi. Problema ini merupakan problema dua benda relatif terhadap benda lain dinyatakan oleh Blanco dan McCuskey (1961) sebagai

$$r = \frac{a(1 - e \cos \nu)}{1 - e \cos \nu} \quad (2-9)$$

dengan r adalah jarak satelit relatif terhadap Bumi, e adalah eksentrisitas ellips, ν adalah anomali benar dan $P = a(1 - e^2)$. Jarak r pada persamaan (2-9) dapat ditentukan kalau a , e dan ν diketahui. Pada kenyataannya hanya a dan e yang diberikan tetapi ν tidak. Harga ν dapat ditentukan dari persamaan berikut. Dengan diketahuinya posisi (t), anomali rata-rata M , dapat ditentukan dari hubungan

$$M = n(t - T) \quad (2-10)$$

dengan $n = 2\pi/P$ atau

$$n = (\mu / a^3)^{1/2} \quad (2-11)$$

$$\begin{aligned} &= 36.173,585 a^{3/2} \text{ der/det} \\ &= 8.681.660,4 a^{3/2} \text{ rev/hari} \\ &= 3,1252977 \times 10^9 a^{3/2} \text{ der/hari, dengan} \\ &\text{a dalam km} \end{aligned}$$

Kalau anomali rata-rata M diketahui dari persamaan (2-10), maka anomali eksentrik E dapat ditentukan dengan menyelesaikan persamaan Kepler.

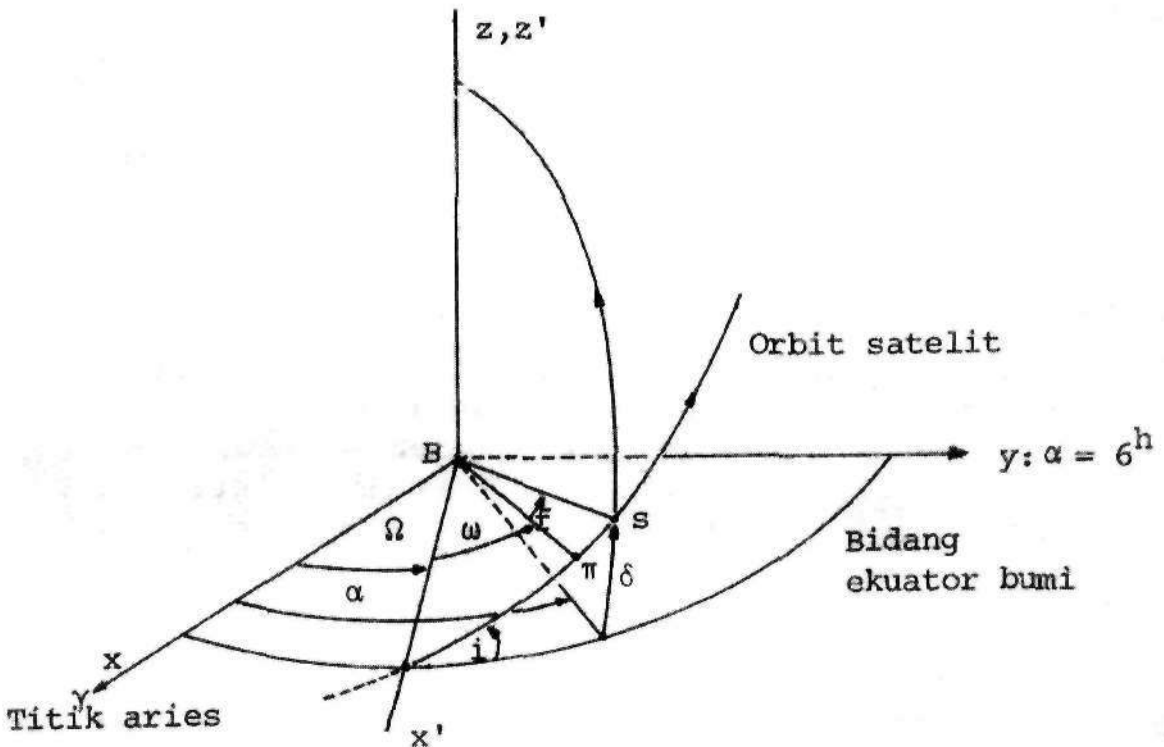
$$M = E - e \sin E \quad (2-12)$$

Setelah anomali eksentrik (E) diketahui dengan menyelesaikan persamaan (2-12) baru anomali benar ν ditentukan dengan persamaan (2-13).

$$\tan \frac{\nu}{2} = \left(\frac{1+e}{1-e} \right)^{1/2} \tan \frac{E}{2} \dots\dots\dots(2-13)$$

Tabel (2-3) menunjukkan persamaan yang diperlukan untuk menghubungkan waktu lintasan terhadap posisi orbit.

Parameter ν menyatakan anomali benar, n adalah titik perigee, B adalah Bumi, dan S adalah satelit.



Gambar 2-2: Orbit satelit di lingkungan antariksa

Tabel 2-2: ELEMEN-ELEMEN ORBIT KLASIK DARI SEBUAH SATELIT

Simbol	Nama Elemen orbit	Persamaan
A	Setengah sumbu panjang	$a = \mu(2e) = (r_a + r_p) /$
e	Eksentrisitas ellips	$e = [e] = (1 - r_p) / a = r_a / a - 1$
i	Inklinasi	$i = \cos^{-1} (h_z / h)$
Ω	Right ascension dari ascending node	$\Omega = \cos^{-1} (n_x / n) \quad (n_x > 0)$ $n =$ vektor nodal dalam arah ascending node
ω	Argumen perigee	$= \cos^{-1} [(n \cdot e) / (ne)] \quad (e_z > 0)$
ν	Anomali sebenarnya	$\nu = \cos^{-1} [(e \cdot r) / (er)] \quad (r \cdot v > 0)$
r_p	Radius perigee	$r_p = a(1 - e)$
r_a	Radius apogee	$r_a = a(1 + e)$
P	Periode	$P = 2\pi(a^3 / \mu)^{1/2} = 84.489 (a / R_E)^{3/2} \text{ min}$ $= 0.00016587 a^{3/2}, a \text{ (km)}$
ω_0	Frekuensi orbit	$(\mu / a^3)^{1/2}$ $= 631.34816 a^{-3/2} \text{ rad / sec}, a \text{ (km)}$

Tabel 2-3: WAKTU LINTASAN DALAM ORBIT ELLIPS (SEMUA BESARAN DALAM RADIAN)

Variabel	Nama variable	Persamaan
n	Gerak rata-rata	$n = (\mu / a^3)^{1/2}$ $= 631, 34816 a^{3/2} \text{ rad/det (a dalam km)}$
E	Anomali eksentrisitas	$\cos E = (e + \cos \nu) / (1 + e \cos \nu)$
M	Anomali rata-rata	$M = E - e \sin (E) \text{ rad}$ $M = M_0 + n (t - T) \text{ rad}$
$t - T$	Waktu melintas	$t - T = (M - M_0) / n \text{ det}$
ν	Anomali sebenarnya	$\nu = M + 2e \sin M + 1,25 e^2 \sin (2M)$

JENIS-JENIS GANGGUAN DAN FORMULAS! GANGGUAN ORBIT SATELIT

3.1 Gangguan Orbit Satelit karena Benda ketiga

Gaya gravitasi dari bulan dan matahari menimbulkan variasi periodik pada semua elemen orbit satelit, tetapi hanya untuk bujur titik simpul (*right ascension ascending node*) Q , argumen perigee ω , dan anomali rata-rata M , mengalami variasi sekuler (Larson, dan Wertz., 1992). Variasi sekuler ini ditimbulkan dari presesi orbit giroskopik terhadap kutub ellips. Presesi didefinisikan sebagai gerak vektor momentum angular karena torsi-torsi dari luar. Variasi sekuler pada anomali rata-rata jauh

lebih kecil dibandingkan dengan gerak rata-rata dan mempunyai efek yang kecil terhadap orbit; karena itu, variasi sekuler di bujur titik simpul dan argumen perigee sangat penting, terutama untuk orbit tinggi. Untuk orbit mendekati lingkaran, e^2 mendekati 0 dan menghasilkan error berderajat e^2 . Pada kasus ini, persamaan laju perubahan sekuler yang ditimbulkan oleh bulan dan matahari adalah, untuk Bujur titik simpul (*Right Ascension Ascending Node*)

$$\dot{\Omega}_{\text{MOON}} = -0,00338 (\cos i) / n \quad (3-1)$$

$$\dot{\Omega}_{\text{SUN}} = -0,00154 (\cos i) / n \quad (3-2)$$

untuk Argumen perigee

$$\dot{\omega}_{\text{MOON}} = 0,00169 (4 - 5 \sin^2 i) / n \quad (3-3)$$

$$\dot{\omega}_{SUN} = 0,00077 (4 - 5 \sin^2 \eta) / n$$

dengan

η adalah inklinasi orbit

n adalah jumlah revolusi per hari

Q , dan d dalam derajat per hari

Persamaan di atas merupakan pendekatan; dengan mengabaikan variasi yang disebabkan oleh perubahan orientasi bidang orbit terhadap orbit bulan dan bidang ellipsis.

3.2 Gangguan Orbit Satelit karena Bumi Tidak Bulat Sempurna (Aspheris)

Pengembangan persamaan gerak dua-benda, dengan mengasumsikan Bumi adalah simetris bulat, mempunyai masa homogen. Dalam kenyataannya Bumi tidak bulat sempurna dan tidak homogen. Bumi agak lonjong (*bulge*) pada ekuator, dan gepat (*flattening*) pada kutub-kutubnya. Untuk fungsi potensial dari Bumi Φ , kita memperoleh percepatan satelit dengan mengambil gradien dari fungsi potensial. Bentuk umum dari fungsi geopotensial adalah

$$\Phi = (\mu/r) [1 - \sum J_n (R_E/r)^n P_n \sin(nL)] \quad (3-5)$$

dengan

μ adalah Gm ($= 398.600,5 \text{ km}^3 \text{ det}^{-2}$)

konstanta gravitasi

R_E adalah radius Bumi ($= 6378,388 \text{ km}$)

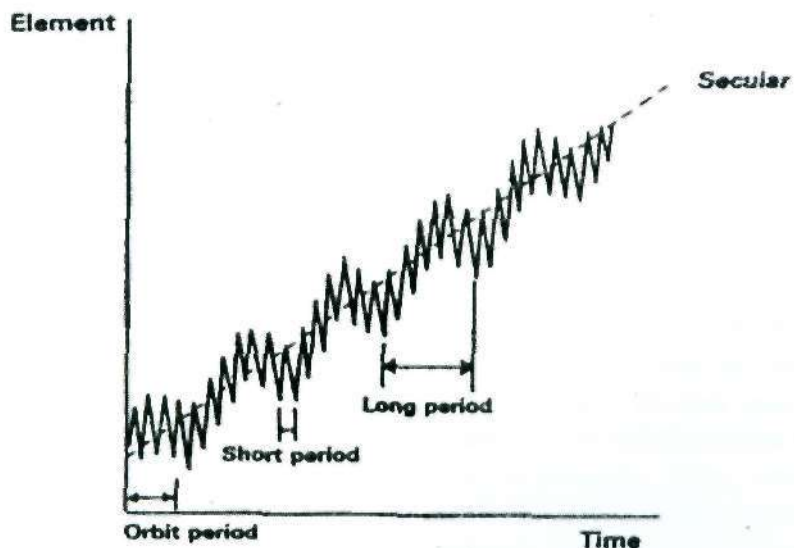
P_n adalah polinomial Legendre

L adalah lintang geosentris

J_n adalah koefisien geopotensial tak berdimensi

Gambar 3-1 melukiskan jenis variasi dalam sebuah elemen orbit karena gaya gangguan. Variasi *sekuler* menggambarkan suatu variasi yang linier dalam satu elemen orbit.

Variasi perioda pendek (*short-period variations*) adalah perioda pada elemen orbit satelit dengan perioda lebih kecil atau sama dengan perioda orbit. Variasi perioda panjang (*long-period variations*) adalah perioda pada elemen orbit satelit yang lebih besar dari pada perioda orbit. Variasi sekuler mempunyai efek jangka panjang terhadap prediksi orbit (elemen orbit terpengaruh secara terus-menerus, atau bertambah atau berkurang). Jika kita membahas gaya gangguan pada orbit satelit, maka elemen-elemen orbit klasik akan berubah terhadap waktu. Untuk memprediksi orbit kita terlebih dahulu harus menentukan variasi waktu dengan menggunakan teknik gangguan khusus atau gangguan umum. Gangguan-gangguan khusus memakai integrasi numerik langsung dari persamaan gerak. Metoda yang sangat terkenal adalah metoda *Cowell*, dengan percepatan diintegrasikan langsung untuk mendapatkan kecepatan dan selanjutnya posisi.



Gambar 3-1: Variasi sekuler dan periodik dari satu elemen orbit satelit

Sementara gangguan-gangguan umum dianalisis untuk dapat memecahkan beberapa aspek dari gerak satelit akibat gaya ganggu. Sebagai contoh, persamaan polar dari suatu kerucut diterapkan pada persamaan gerak dua-benda. Sayangnya, sebagian besar pemecahan persamaan gaya ganggu tidak menghasilkan solusi langsung, tetapi menghasilkan solusi pendekatan. Kita dapat juga memperoleh solusi yang lebih cepat dari pada gangguan khusus. Untuk itu, diberikan beberapa harga fungsi geopotensial sebagai akibat kelonjongan (*oblateness*) Bumi, yaitu

$$J_2 = 0,001\ 08263$$

$$J_3 = -0,000\ 002\ 54$$

$$J_4 = -0,000\ 001\ 61$$

Bentuk fungsi geopotensial ini tergantung pada lintang, dan koefisien geopotensial, J_n , yang disebut koefisien zonal. Potensial yang ditimbulkan oleh ketidakbulatan Bumi menyebabkan variasi periodik di semua elemen orbit. Tetapi pengaruh potensial, karena kelonjongan [*oblateness*] Bumi, yang direpresentasikan oleh J_2 lebih dominan pada variasi sekuler

dalam bujur titik simpul [*right ascension ascending node*] Q , dan argumen perigee co . Laju perubahan sekuler pada Q , dan co yang disebabkan oleh J_2 adalah, untuk Laju perubahan Bujur titik simpul

$$\dot{\Omega}_{J_2} = -1,5 n J_2 (R_E/a)^2 (\cos i) (1-e^2)^{-2} \quad (3-6)$$

$$= -2,06474 \times 10^{14} a^{-7/2} (\cos i) (1-e^2)^{-2}$$

dan untuk Laju perubahan Argumen perigee

$$\dot{\omega}_{J_2} = 0,75 n J_2 (R_E/a)^2 (4-5 \sin^2 i) (1-e^2)^{-2} \quad (3-7)$$

$$= 1,03237 \times 10^{14} a^{-7/2} (4-5 \sin^2 i) (1-e^2)^{-2}$$

dengan

- n adalah gerak rata-rata dalam derajat/hari
- R_E adalah radius ekutorial Bumi dalam km
- A adalah setengah sumbu panjang ellips dalam km
- E adalah eksentrisitas ellips
- i adalah inklinasi
- Cl , dan δ) dalam derajat/hari

Tabel 3-1 menunjukkan perbandingan laju perubahan dari *right ascension ascending node*, Q dan *argumen perigee* co , yang disebabkan oleh *oblateness* Bumi, matahari dan bulan.

Tabel 3-1: VARIASI SEKULER DARI BUJUR TITIK SIMPUL, DAN ARGUMEN PERIGEE KARENA PENGARUH BUMI, BULAN DAN MATAHARI UNTUK ORBIT SATELIT SHUTTLE, GPS, MOLNIYA, DAN SATELIT GEOSYNCHRONOUS

Orbit Satelit	Pengaruh J_2 (pers.3-6, dan 3-7) (der/hari)	Pengaruh Bulan (pers.3-1 dan 3-3) (der/hari)	Pengaruh Matahari (pers.3-2, dan 3-4) (der/hari)
Space Shuttle	$a = 6700$ km.	$e = 0,0$	$i = 28$ derajat
	An	- 0,000 19	- 0,000 08
	Aco	0,002 42	0,001 10
GPS	$a = 26.600$ km	$e = 0,0$	$i = 60,0$ derajat
	An	- 0,000 85	- 0,000 38
	Aco	0,000 21	0,000 10
Molniya	$a = 26.600$ km.	$e = 0,75$	$i = 63,4$ derajat
	An	- 0,000 76	- 0,000 34
	Aco	0,000 00	0,000 00
Geosinkronus	$a = 42.160$ km	$e = 0,0$	$i = 0$ derajat
	An	- 0,003 38	- 0,000 54
	Aco	0,006 76	0,003 07

Untuk satelit dengan ketinggian GSO (*Geostationer Synchronous Orbit*) dan di bawahnya, gangguan J2 lebih dominan, dan untuk satelit di atas ketinggian GSO gangguan-gangguan matahari dan bulan lebih dominan. Satelit dengan orbit *Molniya* mempunyai eksentrisitas tinggi ($e = 0,75$) dengan perioda sekitar 12 jam (2 revolusi/hari). Inklinasi orbit dipilih sedemikian sehingga laju perubahan *argumen perigee* (persamaan 3-7) adalah nol. Kondisi ini terjadi pada inklinasi sebesar 63,4 derajat, dan 116,6 derajat. Untuk orbit seperti ini, *argumen perigee* berada di belahan Bumi selatan, dengan demikian satelit tetap berada di atas belahan Bumi utara dekat *apogee* untuk orbit hampir 11 jam/orbit. Ketinggian *perigee* dipilih untuk memenuhi pembatasan misi satelit.

Dalam orbit sinkronous-matahari (*Sun-synchronous orbit*), bidang orbit hampir tetap terhadap matahari. Hal ini dilakukan dengan menyesuaikan variasi sekuler pada bujur titik simpul (persamaan 3-6) terhadap laju rotasi Bumi mengelilingi matahari. Laju *presesi* nodal sebesar 0,9856 derajat/hari akan sesuai dengan laju rotasi Bumi mengelilingi matahari. Untuk menghitung inklinasi i , dengan setengah sumbu panjang a , dan eksentrisitas e , digunakan persamaan 3-6, sehingga orbit menjadi sinkron.

3.3 Gangguan Orbit Satelit karena Hambatan Atmosfer

Gaya bukan gravitasi (non-gravitational) utama yang bekerja pada satelit orbit rendah (*Low-Earth Orbit*) adalah hambatan (*drag*) atmosfer. Hambatan atmosfer berlangsung dengan arah berlawanan terhadap vektor kecepatan dan mengurangi energi dalam orbitnya. Pengurangan energi ini akan menyebabkan orbit menjadi semakin kecil, yang justru membuat gaya hambatan semakin meningkat. Sesudah itu, ketinggian orbit menjadi berkurang sehingga satelit bisa memasuki atmosfer kembali. Hambatan atmosfer tergantung kepada koefisien balistik (merupakan fungsi dari komposisi dan temperatur atmosfer), kecepatan relatif

terhadap angin, dan kerapatan atmosfer. Hambatan yang disebabkan oleh kerapatan atmosfer bisa bervariasi lebih besar dari satu orde magnitudo, sementara variasi yang disebabkan oleh faktor lain kurang dari 10% (Walterscheid, 1989). Hambatan atmosfer yang kuat terjadi pada ketinggian perigee lebih rendah dari 120 km, yang pada umumnya mempunyai kala hidup operasional pendek, sehingga perubahan yang terjadi pada orbitnya tidak terlalu penting. Dilain fihak untuk satelit dengan ketinggian perigee di atas 600 km, dengan kala hidup lebih dari 10 tahun akan mengalami hambatan atmosfer lebih kecil, sehingga orbitnya tidak terlalu terpengaruh oleh perubahan kerapatan atmosfer. Pada ketinggian tingkat menengah antara (120-600) km sumber-sumber energi yang berubah-ubah dapat menyebabkan variasi pada kerapatan atmosfer dan menimbulkan gangguan pada orbitnya. Kerapatan atmosfer disamping fungsi ketinggian juga dipengaruhi aktivitas matahari. Nilai kerapatan atmosfer dapat diperoleh dengan menggunakan model atmosfer *MSIS* (*Mass Spectrometer Incoherent Scatter*) (Larson, dan Wertz, 1992)

Besarnya gaya hambatan pada satelit dinyatakan dengan (Killen et. al., 1992) adalah

$$F_D = \frac{1}{2} \rho C_D (V_s - U)^2 A_r \quad (3-8)$$

dengan

ρ adalah kerapatan atmosfer

V_s adalah kecepatan satelit relatif terhadap atmosfer

U adalah komponen kecepatan angin netral sepanjang vektor kecepatan satelit

A_r adalah luas penampang efektif satelit
 C_D adalah koefisien hambatan aerodinamik

Bila dinyatakan dengan persamaan percepatan karena hambatan atmosfer pada satelit, maka persamaan 3-8 menjadi (Boden, 1991)

$$a_D = -\frac{1}{2} \rho \left(\frac{C_D A_r}{m} \right) (V_s - U)^2 \quad (3-9)$$

dengan

ao adalah percepatan karena adanya hambatan atmosfer
m adalah masa satelit

Dari persamaan 3-8 dan 3-9 jelas terlihat bahwa yang mempengaruhi besarnya hambatan aerodinamik yang diterima oleh satelit adalah kerapatan atmosfer p , dan angin yang terjadi di lintasan satelit (U). Kerapatan atmosfer dan komponen angin di sepanjang lintasan satelit ini berubah-ubah terhadap ketinggian dan waktu. Dari persamaan 3-8 terlihat bahwa perubahan kecepatan angin di atmosfer atas mempunyai peranan penting dalam menentukan variabilitas kerapatan atmosfer. Efek yang ditimbulkan bergantung kepada komponen kecepatan angin relatif terhadap kecepatan satelit. Bila kecepatan angin dalam orbit satelit kecil dibandingkan dengan kecepatan satelit maka efek yang ditimbulkan pada umumnya kecil. Karena komponen kecepatan angin relatif kecil dibandingkan dengan kecepatan satelit, maka dalam perhitungan-perhitungan praktis komponen kecepatan angin biasanya diabaikan

Perubahan setengah sumbu panjang a , dan eksentrisitas e , per revolusi, dan skala hidup satelit dari suatu satelit dengan orbit melingkar dapat didekati dengan menggunakan persamaan untuk perubahan setengah sumbu panjang, a

$$\Delta a_{rev} = -2\pi(C_D \frac{A}{m}) a^2 \rho_p \exp(-c) [I_0 + 2eI_1] \quad (3-10)$$

$$= -2\pi(C_D \frac{A}{m}) a^2 \rho_p \quad \text{untuk } e = 0$$

dan untuk perubahan eksentrisitas e :

$$\Delta e_{rev} = -2\pi(C_D \frac{A}{M}) a \rho_p \exp(-c) \left[I_1 + \frac{e}{2}(I_0 + I_2) \right] \quad (3-11)$$

$$= 0,0 \quad \text{untuk } e = 0$$

dengan

p_p adalah kerapatan atmosfer pada ketinggian perigee
 c & ae/H , H adalah skala ketinggian
7, adalah modifikasi fungsi Bessel orde i dan argumen c .

Tabel harga modifikasi fungsi Bessel dapat diperoleh dalam tabel matematika standar. Bentuk $TTI/(CDA)$ atau koefisien balistik dimodelkan konstan pada sebagian besar satelit.

Pada orbit melingkar persamaan-persamaan di atas dapat dipakai untuk memperoleh bentuk lebih sederhana (Larson, dan Wertz., 1992),

$$\Delta a_{rev} = -2\pi(C_D A/m) \rho a^2 \quad (3-12)$$

$$\Delta P_{rev} = -6\pi^2(C_D A/m) \rho A^2 / V \quad (3-13)$$

$$\Delta V_{rev} = \pi(C_D A/m) \rho A V \quad (3-14)$$

$$\Delta e_{rev} = 0 \quad (3-15)$$

dengan

P adalah perioda orbit

V adalah kecepatan satelit

Laju penurunan orbit satelit umumnya dinyatakan dalam km/tahun dan diperoleh dari persamaan

$$\Delta a_{rev}/P = (-2\pi(C_D A/m) \rho A^2 / P) \quad (3-16)$$

Kala umur satelit dapat didekati dengan persamaan (Boden, 1991)

$$L = -\frac{H}{\Delta a_{rev}} \quad (3-17)$$

dengan

L adalah kala hidup satelit untuk orbit melingkar dalam revolusi
 H adalah skala ketinggian

3.3.1 Perubahan kerapatan atmosfer atas

Untuk menaksir besarnya hambatan aerodinamik pada satelit di atmosfer atas, perlu diperhatikan variasi kerapatan terhadap ketinggian dan waktu, termasuk di dalamnya variasi kerapatan antara siang dan malam dan terhadap aktivitas matahari (King-Hele, 1987). Untuk menghitung besarnya kerapatan atmosfer (p) di suatu tempat digunakan persamaan sebagai berikut

$$\frac{p}{\rho} = \frac{RT}{M} \quad (3-18)$$

dengan

p = tekanan

R = konstanta gas ($8,31 \text{ JK}^{-1} \text{ mol}^{-1}$)

T = temperatur ($^{\circ}\text{K}$)

M = berat molekul gas

Akan tetapi perubahan kerapatan atmosfer terhadap ketinggian tidak berlangsung secara linier, melainkan secara eksponensial. Besarnya kerapatan atmosfer pada suatu ketinggian tertentu dapat diketahui dari persamaan variasi kerapatan atmosfer terhadap ketinggian yang dinyatakan dengan persamaan

$$\rho = \rho_0 \exp\left(-\frac{y - y_0}{H}\right) \quad (3-19)$$

dengan

ρ_0 = kerapatan atmosfer pada ketinggian

$y = y_0$

$$\frac{1}{H} = \frac{1}{h} - \frac{2}{r_0} \quad (3-20)$$

dengan

H = skala ketinggian kerapatan

$$h = \text{skala ketinggian} = \frac{mg}{RT}$$

g = percepatan gravitasi

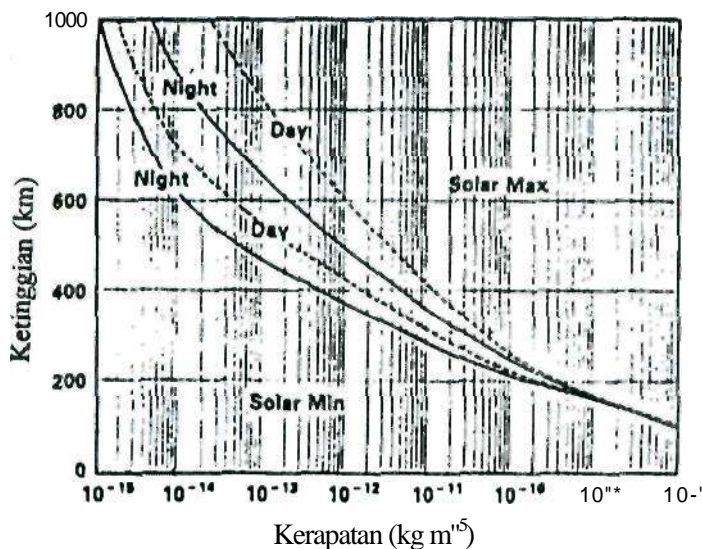
$r_0 = r_E + y_0$

r_E = radius Bumi

Tabel 3-2 menunjukkan harga numerik dari kerapatan dan skala ketinggian atmosfer. Perhitungan perubahan kerapatan atmosfer dihitung dengan menggunakan *model empiris Mass Spectrometer Incoherent Scatter, MSIS* (Jacchia, 1977; Hedin, 1986). Dari kurva pada Gambar 3-2 memperlihatkan bahwa perubahan magnitudo dalam kerapatan atmosfer atas terjadi pada ketinggian di atas ~ 500 km. Harga-harga kerapatan dan skala ketinggian atmosfer dalam Tabel 3-2 dapat digunakan untuk memprediksi kala hidup satelit dengan menggunakan persamaan (3-17).

Tabel 3-2: KERAPATAN ATMOSFER p , DAN SKALA KETINGGIAN H SEBAGAI FUNGSI AKTIVITAS MATAHARI

Altitud (km)	Kerapatan Atmosfer P (kg/m ³)				Skala Tinggl H-1			
	Solar Malam	Min Siang	Solar Malam	Max Siang	Solar Malam	Min Siang	Solar Malam	Max Siang
100	9,8x10 ⁻⁹	9,8x10 ⁻⁹	9,8x10 ⁻⁹	9,8x10 ⁻⁹	6,0	5,9	5,9	5,9
200	1,8x10 ⁻¹⁰	2,1x10 ⁻¹⁰	3,2x10 ⁻¹⁰	3,7x10 ⁻¹⁰	33,4	37,9	43,2	49,4
300	5,0x10 ⁻¹²	1,1x10 ⁻¹¹	2,6x10 ⁻¹¹	4,7x10 ⁻¹¹	44,5	53,2	57,0	67,9
400	4,8x10 ⁻¹³	1,6x10 ⁻¹²	5,0x10 ⁻¹²	1,2x10 ⁻¹¹	52,8	60,5	69,5	79,8
500	4,1x10 ⁻¹⁴	2,0x10 ⁻¹³	8,5x10 ⁻¹³	3,1x10 ⁻¹²	60,4	67,4	74,6	88,7
600	1,0x10 ⁻¹⁵	3,9x10 ⁻¹⁴	2,0x10 ⁻¹³	1,0x10 ⁻¹²	76,1	76,4	81,8	96,1
700	4,1x10 ⁻¹⁵	1,0x10 ⁻¹⁴	4,8x10 ⁻¹⁴	3,1x10 ⁻¹³	133,7	95,6	92,8	105,0
800	2,4x10 ⁻¹⁵	4,3x10 ⁻¹⁵	1,7x10 ⁻¹⁴	1,1x10 ⁻¹³	213,4	138,7	113,5	115,8
900	1,6x10 ⁻¹⁵	2,4x10 ⁻¹⁵	7,3x10 ⁻¹⁵	4,3x10 ⁻¹⁴	324,8	215,4	153,2	134,2
1000	9,6x10 ⁻¹⁶	1,7x10 ⁻¹⁵	4,2x10 ⁻¹⁵	2,0x10 ⁻¹⁴	418,2	308,9	217,1	164,9



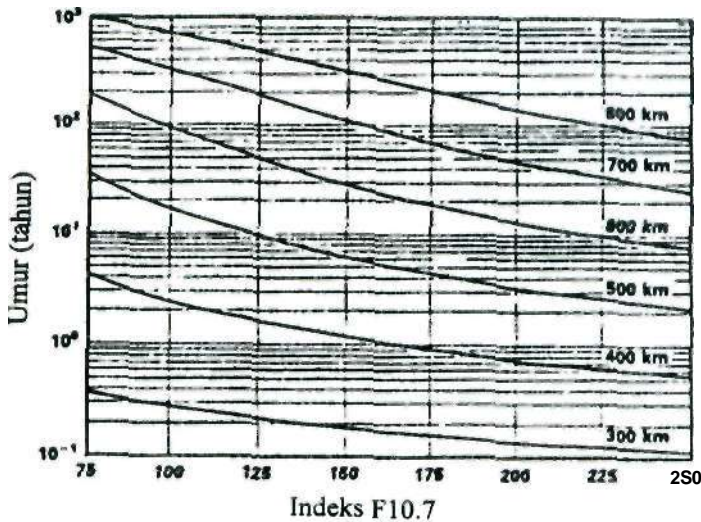
Gambar 3-2: Kurva variasi kerapatan atmosfer terhadap ketinggian. Kurva memperlihatkan kerapatan atmosfer siang dan malam hari, dan untuk periode aktivitas matahari maksimum dan minimum (Gorney et. al., 1991).

3.3.2 Variasi kerapatan atmosfer karena efek siklus matahari 11 tahun

Variasi kerapatan atmosfer dalam jangka panjang terkait erat dengan pengaruh aktivitas matahari yang berlangsung dengan periode kira-kira 11 tahun. Pada saat aktivitas matahari maksimum kerapatan atmosfer akan bertambah besar, dan demikian juga sebaliknya. Pada Gambar 3-2 juga terlihat perubahan kerapatan terhadap ketinggian untuk aktivitas matahari maksimum dan minimum. Untuk ketinggian 200 km di atas permukaan Bumi kerapatan atmosfer pada saat aktivitas matahari maksimum kira-kira sebesar 1,7 kali kerapatan pada saat aktivitas matahari minimum. Perbandingan ini semakin besar untuk daerah yang semakin tinggi, yaitu ~ 5 kali untuk ketinggian 300 km dan ~ 20 kali untuk ketinggian 800 km (Walterscheid, 1989). Sebagai contoh, pada saat aktivitas matahari maksimum kerapatan rata-rata atmosfer pada ketinggian 300 km adalah sebesar $\sim 5 \times 10^{-12} \text{ kg m}^{-3}$, sedangkan pada saat aktivitas matahari minimum kerapatannya adalah $\sim 1 \times 10^{-12} \text{ kg m}^{-3}$. Variasi kerapatan atmosfer jangka panjang ini disebabkan oleh radiasi ultraviolet ekstrem (EUV) matahari oleh partikel-partikel atmosfer atas yang besarnya terkait dengan siklus aktivitas matahari

Dari persamaan (3-10), (3-11), dan (3-17) di atas menjelaskan bahwa orbit satelit, dan umur satelit sangat dipengaruhi oleh kerapatan atmosfer yang dinyatakan dalam nilai hambatan aerodinamik yang diterima oleh satelit. Kerapatan atmosfer juga dipengaruhi oleh aktivitas matahari, sehingga siklus aktivitas matahari juga mempunyai pengaruh sangat besar terhadap orbit satelit, dan juga umur satelit yang mengorbit.

Gambar 3-3 memperlihatkan bagaimana kala hidup satelit bervariasi dengan tingkat aktivitas matahari yang diwakili oleh indeks F10,7 cm dan ketinggian satelit awal untuk satelit-satelit kelas Explorer NASA. Grafik pada Gambar 3-3 ini dihitung dengan menggunakan model *Mass Spectrometer Incoherent Scatter (MSIS)* dan model analitik sederhana untuk menghitung kontraksi orbit atau kerusakan/decay orbit (Walterscheid, 1989). Sebagai contoh, pada kondisi aktivitas matahari minimum (ditunjukkan dengan indeks F10.7 yang kecil = 75 SFU ($10^{-7} \text{ W/m}^2 \cdot \text{Hz}$)), kala hidup satelit Explorer dengan ketinggian 500 km dengan orbit melingkar akan mengorbit kira-kira 30 tahun, sedangkan pada kondisi aktivitas matahari maksimum (indeks F10,7 besar = 250 SFU) satelit akan mengorbit selama - 3 tahun.



Gambar 3-3: Kurva antara kala hidup satelit terhadap aktivitas matahari dengan indeks F10.7 untuk orbit lingkaran untuk berbagai ketinggian awal (Gorney et al., 1991). Data dianggap dengan asumsi koefisien hambatan sebesar 2, 1, dan koefisien Balistik sebesar $0,0027\text{kgm}^{-2}$ (formula kala hidup persamaan 3-17)

3.4 Perubahan Kerapatan Atmosfer Karena Gelombang Gravitasi

Gelombang gravitasi di daerah termosfer berasal dari lapisan-lapisan di bawahnya, yaitu troposfer, stratosfer dan mesosfer. Gelombang gravitasi ini naik ke atas yang berasal dari gempa Bumi, letusan gunung berapi dan sebagainya. Gelombang gravitasi ini juga terbentuk di daerah kutub (*auroral regions*) karena adanya energi dan momentum yang berasal dari magnetosfer. Periodenya beberapa puluh menit sampai beberapa jam, dengan panjang gelombang horizontal puluhan sampai ribuan kilometer.

Besarnya perubahan kerapatan atmosfer karena gelombang gravitasi ini berdasarkan analisis Walterscheid (1989), dinyatakan dengan persamaan:

$$\left| \frac{\rho'}{\rho} \right| \approx \frac{N}{g} |u'| \approx \frac{u'}{500\text{ms}^{-1}} \quad (3-20)$$

dengan

ρ' = gangguan kerapatan atmosfer terhadap harga rata-rata kerapatan atmosfer karena adanya gelombang gravitasi

ρ = kerapatan rata-rata atmosfer

N = frekuensi Brunt-vaisala

u' = gangguan kecepatan angin

g = percepatan gravitasional

Dari pengamatan menunjukkan bahwa gangguan orbit karena adanya gelombang gravitasi ini berkisar antara 5% - 20% (Killeen et. al., 1992). Terjadinya gelombang gravitasi ini tidak dapat diprediksi, sehingga frekuensi kejadiannya sebagai fungsi ruang dan waktu harus dilakukan dengan eksperimental, dan gelombang gravitasi ini biasanya berlangsung pada malam hari. Pengaruh gelombang gravitasi ini terhadap elemen orbit satelit relatif kecil, karena gelombang gravitasi ini cenderung mempunyai efek menyebar bila diintegrasikan ke seluruh orbit.

3.5 Variasi Kerapatan Atmosfer Karena Gelombang Pasang Surut

Pasang surut atmosfer merupakan suatu osilasi yang koheren yang mempengaruhi variabel atmosfer yang berlangsung satu hari. Variasi pasang surut itu sangat bervariasi dari hari ke hari dan tumpang tindih dengan gelombang gravitasi, sehingga penentuan akurasi fasa dan amplitudo harus dilakukan dengan eksperimen (Killeen et. al., 1992). Meskipun demikian pada umumnya aktivitas pasang surut di termosfer didominasi oleh gelombang semi-diurnal (12 jam) yang menjalar ke atas. Gelombang

ini mempunyai ketergantungan yang sangat kompleks terhadap lintang dan ketinggian dan sangat tergantung pada musim di Bumi. Hasil penelitian Killeen et. al.,(1992) menunjukkan bahwa pasang surut ini mempunyai pengaruh yang sangat signifikan pada struktur kerapatan atmosfer pada ketinggian satelit. Pada ketinggian 120 km, perubahan kerapatan karena gelombang pasang surut ini berkisar 10-20%.

3.6 Perubahan Kerapatan Atmosfer Karena Badai Geomagnetik

Badai geomagnetik adalah peristiwa pelepasan energi yang tersimpan di magnetosfer Bumi yang berasal dari aktivitas matahari terutama dari angin surya (*Solar Wind*). Variasi kerapatan atmosfer yang ditimbulkan badai geomagnetik ini sangat kompleks, tergantung pada proses terbentuknya badai itu sendiri. Gangguan yang ditimbulkan cenderung bergerak dari lintang tinggi ke lintang rendah. Gangguan karena badai geomagnetik ini dapat mencapai 100% terutama untuk satelit dengan orbit rendah dan efeknya dapat menjalar ke berbagai arah dengan skala waktu yang bervariasi. Kenaikan kerapatan atmosfer biasanya terjadi 3-6 jam setelah peristiwa badai geomagnetik dan akan kembali ke semula setelah 12 jam kemudian. Kerapatan pada ketinggian 180 km naik hampir 2 kali dalam waktu beberapa jam.

3.7 Gangguan Karena Radiasi Matahari

Tekanan radiasi menyebabkan variasi periodik pada semua elemen orbit satelit. Efek ini sangat kuat untuk satelit dengan koefisien balistik yang rendah, dan pada ketinggian lebih dari 800 km. Besarnya percepatan yang disebabkan oleh tekanan radiasi (m/sec^2),

$$a_R = - 4,5 \times 10^{-8} A/m \dots\dots\dots (3-21)$$

dengan

- A= luas penampang satelit yang disinari oleh matahari (m^2)
- m= masa satelit (kg)

Untuk satelit dengan ketinggian di bawah 800 km, percepatan dari hambatan atmosfer lebih besar dari pada percepatan yang disebabkan oleh tekanan radiasi matahari.

4 KESIMPULAN

Semua satelit di antariksa mengalami gangguan dari lingkungannya, baik pada orbit maupun pada sistem satelitnya. Gangguan itu adalah gangguan gravitasional dan gangguan non-gravitasi-onal. Gangguan gravitasional berasal dari gravitasi Bumi yang tidak bulat sempurna (oblat), matahari dan bulan serta planet lainnya seperti Venus. Gangguan non-gravitasi-onal berasal dari hambatan atmosfer dan tekanan radiasi matahari dan lain-lain.

Gangguan gravitasional dan non-gravitasi-onal menimbulkan perubahan pada geometri dan orientasi orbit yang dinyatakan oleh perubahan elemen-elemen orbit. Perubahan elemen orbit terdiri dari perubahan sekuler terhadap waktu, variasi periodik jangka panjang dengan perioda yang lebih besar dari perioda satelit dan perioda/periodik jangka pendek dengan perioda lebih kecil dari perioda satelit

Efek gangguan oleh hambatan atmosfer pada orbit satelit dipengaruhi oleh tinggi satelit mengorbit. Karena kerapatan atmosfer berkurang pada jarak yang semakin tinggi dari permukaan Bumi, maka efek gangguan orbit akan berbeda untuk satelit berorbit rendah dan tinggi. Efek gangguan ini akan menjadi lebih dominan pada satelit orbit rendah karena pengaruh kerapatan atmosfer yang lebih tinggi memberikan hambatan yang lebih besar dari pada orbit tinggi. Selain kerapatan atmosfer berubah terhadap ketinggian, kerapatan atmosfer juga berfluktuasi dalam jangka pendek dan jangka panjang. Perubahan jangka panjang dikaitkan dengan periode tengah tahunan [*semi-annual*], dan dalam periode yang terkait dengan aktivitas matahari 11 tahunan

Gelombang gravitasi yang timbul di lapisan atmosfer rendah, seperti di

lapisan troposfer, stratosfer dan mesosfer akan menyebabkan perubahan kerapatan atmosfer. Efek gangguan gelombang gravitasi terhadap elemen orbit satelit relatif kecil, karena gelombang gravitasi cenderung mempunyai efek menyebar bila diintegrasikan ke seluruh orbit. Peristiwa badai geomagnetik juga dapat menyebabkan gangguan terhadap orbit satelit, terutama untuk satelit orbit rendah, karena badai magnetik akan menimbulkan pertambahan kerapatan atmosfer, yang pada gilirannya memberikan hambatan yang lebih besar pada orbit satelit

Tekanan radiasi matahari akan menyebabkan gangguan dengan variasi yang periodik pada semua elemen-elemen orbit satelit. Efek ini sangat kuat untuk satelit dengan koefisien balistik yang rendah pada ketinggian di atas 800 km. Untuk satelit dengan ketinggian di bawah 800 km, percepatan dari hambatan atmosfer lebih besar dibandingkan dengan percepatan yang disebabkan oleh tekanan radiasi matahari.

DAFTAR RUJUKAN

Blanco, V.W., and McCuskey, S.W., 1961. *Basic Physics of the Solar System*, Addison-Wesley Publishing Company Inc. Massachusetts, USA.

Boden, D. G., 1991. Introduction to Astrodynamics, *Space Mission Analysis and Design*, James R. Wertz and

Wiley J. Larson (eds), Kluwer Academic Publisher.

Gorney, D. J.; Koons, H. C; Schulz, M.; Vampola, A.L.; Walterscheid, R.L., 1991. The Space Environment and Survivability, *Space Mission Analysis and Design*, James R. Wertz and Wiley J. Larson (eds), Kluwer Academic Publishers.

Hedin, A. E., 1986. MSIS-86 Thermospheric Model, *J.Geophys.Res.* 92:4649-4662.

Jacchia, L. G., 1977. *Thermospheric Temperature, Density and Composition: New Models*, Spec. Rep.375. Cambridge, Mass.: Smithsonian Astrophysical Observatory.

Kileen, T. L., A. G., Johnson, R.M., 1992. *Thermospheric/Ionospheric Variability and Satellite Orbit Perturbation, Solar Terrestrial Prediction*, Proceedings of Workshop at Ottawa, Canada, p.363.

King-Hele, D., 1987. *Satellite Orbit in an atmosphere: Theory and Applications* Blackie and Son Ltd.

Larson.W.J.; and Wertz, J. R., 1992. *Space Mission Analysis an Design*, Microcosm, Inc. and Kluwer Academic Publishers.

Walterscheid, R. L, 1989. *Solar Cycle Effects on the Upper Atmosphere: Implication for Satellite Drag". J. Spacecraft and Rockets* 26, No 6,442