

ORBIT SATELIT

Oleh: Sigit Kusmaryanto, Ir. M.Eng

1. Dasar Teori

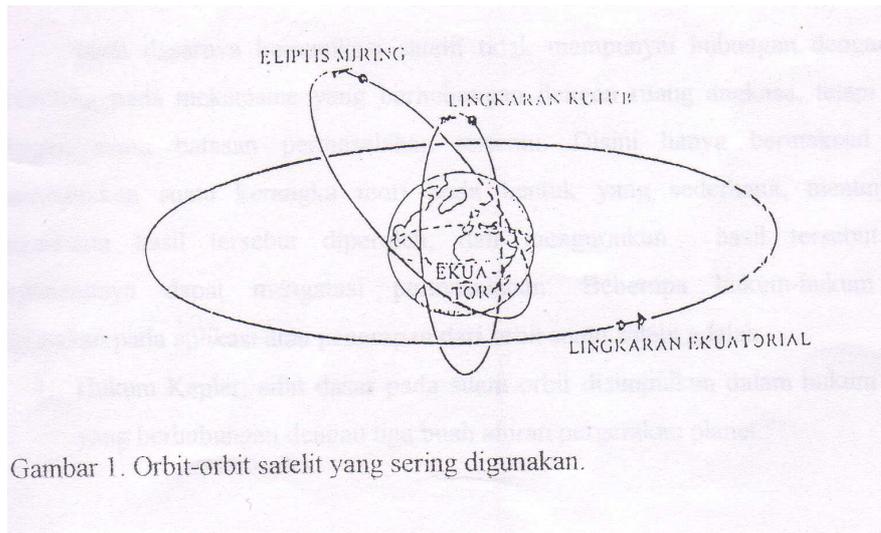
Satelit adalah suatu radio repeater di udara dimana sistem satelit berisi transponder, stasiun bumi untuk mengontrol operasinya dan pengguna dari stasiun bumi yang dilengkapi dengan pemancar dan penerima dari jalur komunikasi yang menggunakan sistem satelit.

Sebuah satelit yang mengorbit bumi tetap berada pada posisinya karena gaya sentripetal pada satelit diimbangi oleh gaya tarikan gravitasi dari bumi.

Sebenarnya ada beberapa macam orbit satelit yang dapat digunakan dalam penempatan satelit di ruang angkasa. Tulisan ini akan mencoba menguraikan sedikit pengetahuan tentang macam-macam orbit satelit yang sudah digunakan orang.

Dilihat dari jarak suatu satelit di dalam orbit untuk berputar mengelilingi bumi di dalam pola lingkaran, dengan kecepatan sudut yang paling besar disebut *prograde* sedangkan yang tekecil disebut *retrograde*. Jarak maksimum orbit satelit dengan permukaan bumi disebut dngan *apogee*, sedangkan jarak minimum dari orbit satelit disebut dengan *perigee*.

Sesungguhnya rekayasa komunikasi satelit tidak berhubungan dengan teori yang lengkap dari benda ruang angkasa, tetapi hanya dengan teori yang penting saja. Kami bermaksud untuk menunjukkan rangkaian kerja dari teori yang simpel yang mengindikasikan bagaimana hasil teori itu didapatkan dan kemudian melakukan penelitian lebih lanjut untuk keperluan penanganan masalah yang ada.



Gambar 1
Orbit satelit yang sering digunakan

1.1 Hukum Kepler

Dasar teori orbit disimpulkan dalam tiga butir hukum Kepler mengenai pergerakan planet. Kepler menemukan hukum itu secara empirik didasarkan pada keyakinan penggambaran penelitian tentang Mars oleh Tycho Brahe. Meskipun mereka memulai pergerakan planet dari matahari, tetapi mereka memulai dengan mengaplikasikan satelit untuk bumi dan itu adalah suatu hal yang bagus untuk memulai.

1. Orbit dari setiap planet (satelit) adalah ellip dengan matahari (bumi) pada satu fokus.
2. Garis yang mengikuti matahari (bumi) untuk planet bergerak keluar pada area dan waktu yang sama.
3. Lingkaran periode revolusi proporsional untuk sumbu x

1.2 Hukum Newton

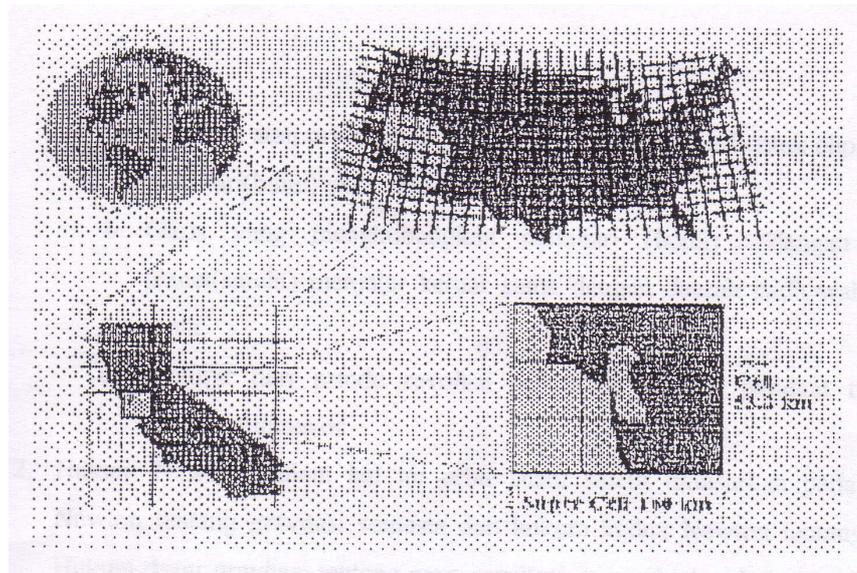
Hukum dasar fisika selama dilaksanakan teori mekanik orbit didasarkan pada Hukum Newton tentang gravitasi dan Hukum II Newton tentang gerakan. Hukum gravitasi menyatakan bahwa gaya dari pergerakan antara dua benda berubah sesuai dengan massa M dan m dan berbanding terbalik dengan jarak antar keduanya.

$$F = -\frac{G M m}{r^2} \frac{\vec{r}}{r} \quad (1.1)$$

Dimana G adalah konstanta gravitasi. Hukum kedua tentang gerakan ditunjukkan pada rumus

$$F = ma = m \frac{dv}{dt} \quad (1.2)$$

Dimana dv/dt adalah perubahan kecepatan dan t waktu.

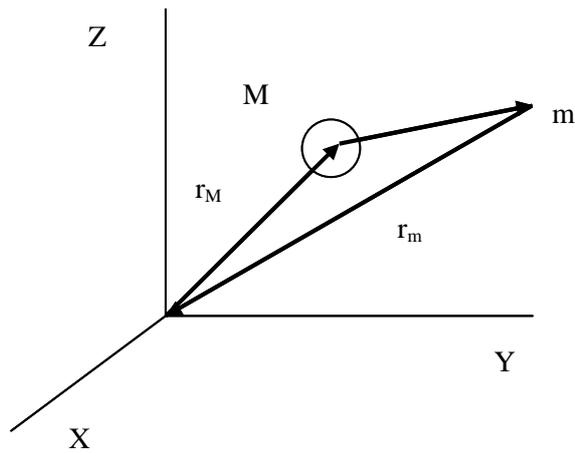


Gambar 2

Sebuah satelit Teledesic dengan orbit rendah sedang memberikan pelayanan pada suatu sel. Untuk menjaga kekontinyuan suatu layanan satelit harus mampu melakukan hand over ke satelit lain baik dalam orbitnya sendiri maupun ke orbit tetangganya

2. Masalah *Two-Body*

Persamaan 1.1 dan 1.2 dapat ditulis untuk n benda dan dibuat untuk memasukkan efek penyebaran non gravitasi seperti gangguan atmosfer dan gangguan gravitasi. Kami mendefinisikan suatu ruang dengan referensi x,y,z pada pengaplikasian hukum Newton.



Gambar 3 Geometri Dua Benda

Kami membandingkan dua benda dengan massa M dan m pada suatu ruang seperti Gambar 1 dan mengasumsikan bahwa setiap pergerakan antara satu dengan lainnya sesuai persamaan 1.1 dan 1.2 kemudian baru ditentukan

$$m\ddot{r}_m = -\frac{GMm}{r^2} \frac{\vec{r}}{r} \quad (1.3)$$

$$M\ddot{r}_M = \frac{GMm}{r^2} \frac{\vec{r}}{r} \quad (1.4)$$

Dimana $r = r_m - r_M$ sehingga dihasilkan

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{G(M+m)}{r^3} \vec{r} \quad (1.5)$$

Hal ini merupakan suatu vektor dasar persamaan diffrensial untuk dua benda dengan menetapkan akselerasi dari benda bermasa m yang berhubungan dengan benda bermasa M . Ini berarti bahwa dua benda telah dapat dikurangi untuk equivalen dengan satu benda seperti pada hukum gravitasi yang diberikan pada persamaan 1.1, tetapi massa m pada persamaan 1.2 diganti dengan pengurangan massa $Mm / (M + m)$.

Untuk satelit bumi buatan $m \ll M$ dan $G(M+m) \cong GM \equiv \mu$. Sehingga persamaan 1.5 menjadi

$$\vec{r} = -\frac{\mu}{r^2} e_r \quad (1.6)$$

Dimana $e_r = \mathbf{r}/r$ adalah unit vektor sepanjang garis dari M ke m. Untuk bumi $\mu = GM = 398\,600,5 \text{ km}^3/\text{s}^2$.

3 Mekanik Orbits

Dimulai dengan persamaan differensial vektor, kita dapat membuktikan hukum Kepler dan mendapatkan beberapa kegunaan lainnya. Kami membatasi pembahasan pada satu benda dimana massa dari satelit dianggap tidak ada dibandingkan sentral fisiknya. Jika diset $\mathbf{v} = \dot{\mathbf{r}}$ dan menggunakan *cross product* dari tiap variabel pada persamaan 1.6 dengan \mathbf{r} maka didapatkan

$$\mathbf{r} \times \mathbf{v} = -\frac{\mu}{r} \mathbf{r} \times \mathbf{r} \quad (1.7)$$

selama *cross product* vektor dengan dirinya sendiri sama dengan nol, selain itu juga dihasilkan

$$\frac{d}{dt} (\mathbf{r} \times \mathbf{v}) = \mathbf{r} \times \dot{\mathbf{v}} + \dot{\mathbf{r}} \times \mathbf{v} \quad (1.8)$$

$$= \mathbf{r} \times \dot{\mathbf{v}} + \mathbf{v} \times \mathbf{v} = 0$$

$$\mathbf{r} \times \mathbf{v} = \mathbf{h} \quad (1.9)$$

dimana \mathbf{h} adalah konstanta vektor. Dengan mengambil *skalar product* dari persamaan 1.9 dengan \mathbf{r} akan didapatkan

$$(\mathbf{r} \times \mathbf{v}) \cdot \mathbf{r} = \mathbf{h} \cdot \mathbf{r} \quad (2.0)$$

selama $\mathbf{r} \times \mathbf{v}$ tegak lurus terhadap \mathbf{r} dan *skalar product* dari dua vektor tegak lurus . jadi \mathbf{r} harus selalu tegak lurus terhadap \mathbf{h} . Hal ini hanya diatasi pemrosesan hanya dalam dua dimensi dan menulis posisi vektor \mathbf{r} kedalam komponen rectangular

kita dapat mengubah koordinat polar (r, v) dengan (2.1)

$$x = r \cos v \quad y = r \sin v$$

dimana $r = \sqrt{x^2 + y^2}$ (2.2)

Unit vektor pada \mathbf{r} adalah

$$e_r = \frac{1}{r} \vec{r} = \cos \psi \vec{i} + \sin \psi \vec{j} \quad (2.3)$$

Unit vektor yang tegak lurus terhadap e_r dan masuk dalam bagian v adalah

$$e_v = k \times e_r = -\sin \psi \vec{i} + \cos \psi \vec{j} \quad (2.4)$$

Waktu derivatif e_r dan e_v adalah

$$\dot{e}_r = -\dot{\psi} \sin \psi \vec{i} + \dot{\psi} \cos \psi \vec{j} = \dot{\psi} e_v \quad (2.5)$$

$$\dot{e}_v = -\dot{\psi} \cos \psi \vec{i} - \dot{\psi} \sin \psi \vec{j} = -\dot{\psi} e_r \quad (2.6)$$

Untuk selama $r = r e_r$ kecepatannya menjadi

$$\vec{v} = \dot{\vec{r}} = \dot{r} e_r + r \dot{e}_r = \dot{r} e_r + r \dot{\psi} e_v \quad (2.7)$$

Untuk hal yang serupa pendeferensian kecepatan didapatkan

$$\vec{a} = \dot{\vec{v}} = (\ddot{r} - r \dot{\psi}^2) e_r + (r \ddot{\psi} + 2 \dot{r} \dot{\psi}) e_v \quad (2.8)$$

Persamaan 1.6 menunjukkan komponen dasar sebagai

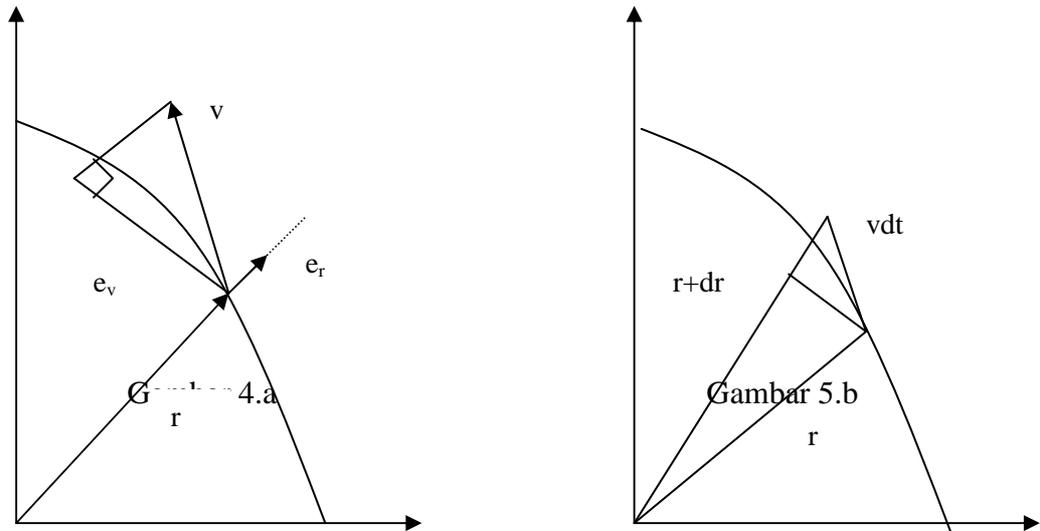
$$\ddot{r} - r \dot{\psi}^2 = -\frac{\mu}{r^2} \quad (2.9)$$

$$\frac{1}{r} \frac{d}{dt} (r^2 \dot{\psi}) = r \ddot{\psi} + 2 \dot{r} \dot{\psi} = 0 \quad (3.0)$$

Pasangan persamaan 2.9 dan 3.0 ditunjukkan sebagai persamaan differensial pergerakan untuk suatu pergerakan dalam area sentral gravitasi. Hal ini merepresentasikan radial dan transverse komponen pergerakan secara langsung. Solusi ini merupakan dasar dari teori pergerakan satelit bumi. Besarnya momentum angular per unit massa bisa diekspresikan dengan

$$h = r v \sin \psi = r v_v = r^2 \dot{\psi} = 2 \frac{dA}{dt} \quad (3.1)$$

dimana ψ adalah sudut antara r dan v , $U_v = \sin \psi$ dan A adalah area terluar dari garis yang menghubungkan pusat bumi ke satelit yang ditunjukkan pada Gambar 2.a dan 2.b.



Komplemen sudut Ψ adalah *flight path angle* ϕ dimana $\phi = 90 - \Psi$ kemudian dideferensiasikan

$$\frac{1}{r} \frac{dh}{dt} = \frac{1}{r} \frac{d}{dt} (r^2 \dot{v}) = r \ddot{v} + 2\dot{r} \dot{v} \quad (3.2)$$

Hal ini menunjukkan kembali tentang h dan oleh karena itu besarnya dA/dt konstan dan ditunjukkan pada Hukum Kepler II yang menyatakan bahwa garis yang mengikuti sentral fisik terhadap planet atau satelit terluar yang punya waktu dan area yang sama. Untuk memecahkan persamaan 2.9 dapat disubstitusikan menjadi

$$r = \frac{1}{u} \quad (3.3)$$

$$\dot{r} = -\frac{1}{u^2} \frac{du}{dt} = -\frac{1}{u^2} \frac{du}{dv} \frac{dv}{dt} = -r^2 \dot{v} \frac{du}{dv} = -h \frac{du}{dv} \quad (3.4)$$

$$\ddot{r} = -h \frac{d}{dv} \left(\frac{du}{dv} \right) \frac{dv}{dt} = -h^2 u^2 \frac{d^2 u}{dv^2} \quad (3.5)$$

Dengan penyederhanaan dan penyusunan kembali akan didapatkan persamaan dari orbit

$$\frac{d^2 u}{dv^2} + u = \frac{\mu}{k^2} \quad (3.6)$$

Persamaan diatas adalah persamaan orde kedua yaitu persamaan differensial linier dengan koefisien konstan. Hal ini adalah tipe yang sudah dikenal pada rekayasa elektrik dan mekanik dan solusi dengan konstanta integrasi dapat ditulis

$$u = C \cos(v - v_0) + \frac{\mu}{h^2} \quad (3.7)$$

Dimana C dan v_0 konstan. Oleh karena itu dengan persamaan 3.3

$$r = \frac{p}{1 + e \cos(v - v_0)} \quad \text{dimana}$$

$$p = \frac{h^2}{\mu} \quad (3.9)$$

$$e = \frac{h^2}{\mu} C$$

Persamaan 3.8 merupakan persamaan polar untuk *conic section* dengan parameter p dan kemiringan e. ini dapat dilakukan dengan bentuk ellip, parabola, atau hiperbola bergantung pada apakah e kurang dari 1, sama dengan 1 atau lebih besar dari 1. Lingkaran adalah kasus khusus dari ellip dengan $e = 0$. Pada ellip mempunyai karakteristik bahwa jumlah dari jarak d_1 dan d_2 dari tiap fokus ke beberapa point pada kurva adalah konstan. Kemudian $d_1 + d_2 = 2a$,

$$b = a \sqrt{1 - e^2}$$

Dan parameter $p = a(1 - e^2)$. Sehingga persamaan untuk ellip menjadi

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos v} \quad (4.1)$$

Nilai minimum r ketika $v = 0$ adalah

$$r_p \equiv a(1 - e) \quad (4.2)$$

Dan yang maksimum ketika $\cos v = -1$ adalah

$$r_a \equiv a(1 + e) \quad (4.3)$$

Jika pusatnya adalah bumi nilai tersebut *perigee* dan *apogee*. Jika matahari disebut *perthelion* dan *aphelion*. dan untuk pusat disemua titik disebut *periapsis* dan *apopsis*. Ada dua prinsip konservasi yang penting yaitu konservasi tentang momentum angular

$$r^2 \dot{v} = r u_v = r v \sin \psi = h = \sqrt{\mu p} = \sqrt{\mu a(1 - e^2)} \quad (4.4)$$

Dimana Ψ adalah sudut antara r dan v. pada perigee dan apogee $\Psi = 90^\circ$

$$r_p u_p = r_a u_a = h \quad (4.5)$$

Dengan mengambil *dot product* dari persamaan 1.6 dengan \vec{v} akan didapatkan hukum konservasi energi

$$\vec{r} \cdot \vec{v} + \frac{\mu}{r^3} r \cdot v = 0 \quad (4.6)$$

$$\frac{1}{2} \frac{d}{dt} v^2 = \frac{1}{2} \frac{d}{dt} (v \cdot v) = \vec{r} \cdot \vec{v} \quad (4.7)$$

$$\frac{dr}{dt} = \frac{d}{dt} \sqrt{r \cdot r} = \frac{1}{r} (r \cdot v) \quad \text{sehingga}$$

$$\frac{1}{2} v^2 - \frac{\mu}{r} = \wp \quad (4.9)$$

dimana \wp adalah konstan dan sama dengan energi total per unit masa. Perhitungan \wp pada *perigee* menghasilkan

$$\wp = -\frac{\mu}{2a} \quad (5.0)$$

dengan catatan pada kasus ini energi total untuk orbit ellip adalah negatif. Untuk orbit parabolic \wp adalah nol dan untuk hiperbolic \wp adalah positif. Oleh karena itu persamaan 4.9 bisa ditunjukkan

$$v^2 = \mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad (5.1)$$

Persamaan diatas diketahui sebagai *vis-viva equation* yang hasilnya bisa digunakan. Ini juga bisa menunjukkan hasil kecepatan *perigee* dan *apogee* yang diberikan oleh $v_p v_a = \mu / a$. Periode T orbit ellip dapat ditemukan dengan catatan bahwa area total ellip $A = \Pi ab$ dimana a adalah sumbu x dan b sumbu y . Selama kecepatan adalah konstan maka

$$T^2 = \frac{4\Pi^2}{\mu} a^3 \quad (5.2)$$

Persamaan ellip ditunjukkan dengan koordinat kartesian (x,y)

$$\frac{(x + ea)^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \quad (5.3)$$

Dimana a adalah sumbu x dan $b = (a(1 - e^2))^{1/2}$ sumbu y dan e adalah kemiringan. Sehingga akan dihasilkan suatu persamaan yang disebut *Gauss' equation* yaitu

$$\tan \frac{v}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E}{2} \quad (5.4)$$

Untuk melengkapi solusi masalah *one-body* maka dapat dirumuskan

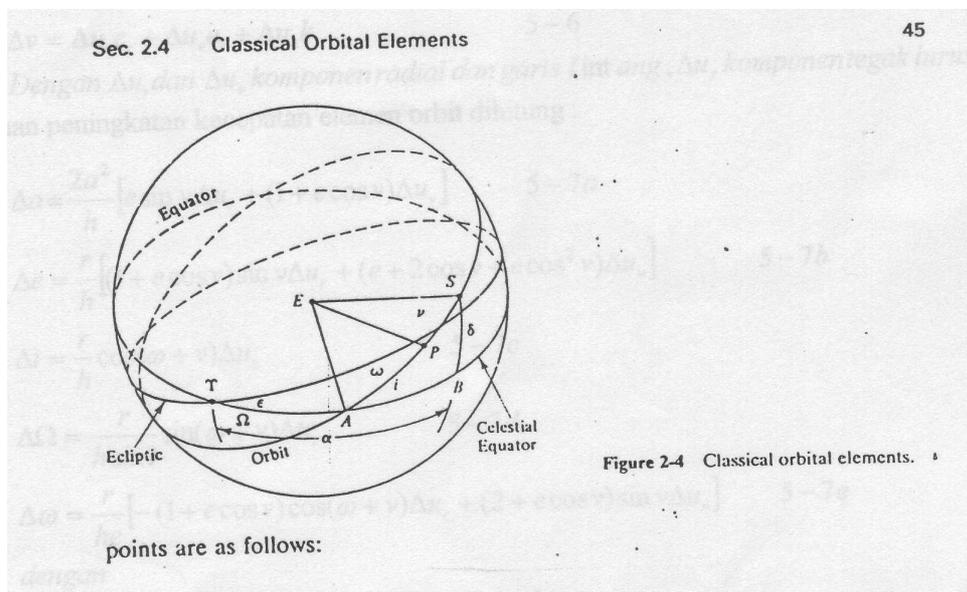
$$M = n(t - \tau) = n(t - t_e) + M_0 \quad (5.5)$$

dimana $n \equiv 2\pi / T$ merupakan gerak, τ waktu saat *perigee*, t_e waktu saat *arbitrary epoch* dan M_0 adalah massa.

4. Elemen Orbit Klasik

ketentuan dalam sebuah orbit ellip ada lima parameter yang dibutuhkan sedangkan ketentuan posisi satelit dalam orbitnya ada enam parameter. Enam parameter orbit merepresentasikan elemen orbit klasik antara lain

- a *semimajor axis*
- e kemiringan
- i *inclination*
- Ω *right ascension of ascending node*
- ω *argument of perigee*
- τ *time of perigee*
- M_0 Massa



Gambar 6
Elemen orbit klasik

Semimajor axis a didefinisikan sebagai panjang orbit, kemiringan e mendefinisikan keadaannya, kecenderungan kemiringan i dan kenaikan titik Ω bergantung pada kelembaman ruang pada orbit.

Orbit satelit merupakan konsep dari astronomi kuno yang masih digunakan dengan bentuk yang bundar disusun dengan radius tak terbatas dan garis equatornya berhubungan dengan garis katulistiwa pada bumi. Referensi lain yang mengikuti parameter diatas adalah

- E pusat bumi
- S satellit
- A *ascending node of orbit*
- P *perigee*
- Y *vernal equinox*

vernal equinox merupakan titik yang dibentuk dari hubungan gejala tiap tahunan matahari terhadap bintang yang juga disebut *ecliptic*, dan garis katulistiwa sebagai matahari yang bergerak dari selatan ke utara. Sedangkan *autumnal equinox* adalah titik pada perpotongan katulistiwa dari matahari saat bergerak dari utara ke selatan. *Ecliptic* mempunyai sudut $23,44^0$. Sudut ini disebut *obliquity of the ecliptic* e . kemiringan I adalah sudut antara orbit dan equator yang diproyeksikan pada *celestial sphere*. Ini merupakan sudut antara letak orbit dengan letak equator. *The right ascension of ascending node* Ω diukur ketimur dari *vernal equinox*. *Argument of perigee* ω diukur selama orbit dari kenaikan titik ke *perigee*.

5 Gerakan Orbit

Jika pada suatu waktu untuk mengubah kebutuhan mengenai parameter orbit atau untuk melengkapi suatu misi atau mengoreksi error atau gangguan maka gerakan berhubungan dengan peningkatan kecepatan.

Perubahan peningkatan kecepatan dapat ditunjukkan sebagai

$$\Delta v = \Delta u_r e_r + \Delta u_v e_v + \Delta u_z k \quad 5-6$$

Dengan Δu_r dan Δu_v komponen radial dan garis lintang, Δu_z komponen tegak lurus.

Perubahan peningkatan kecepatan elemen orbit dihitung :

$$\Delta a = \frac{2a^2}{h} [e \sin v \Delta u_r + (1 + e \cos v) \Delta u_v] \quad 5-7a$$

$$\Delta e = \frac{r}{h} [(1 + e \cos v) \sin v \Delta u_r + (e + 2 \cos v + e \cos^2 v) \Delta u_v] \quad 5-7b$$

$$\Delta i = \frac{r}{h} \cos(\omega + v) \Delta u_z \quad 5-7c$$

$$\Delta \Omega = \frac{r}{h \sin i} \sin(\omega + v) \Delta u_z \quad 5-7d$$

$$\Delta \omega = \frac{r}{he} [- (1 + e \cos v) \cos(\omega + v) \Delta u_r + (2 + e \cos v) \sin v \Delta u_v] \quad 5-7e$$

dengan

$$r = a(1 - e^2)(1 + e \cos v)^{-1} \text{ dan } h = [\mu a(1 - e^2)]^{1/2}$$

Rumus diatas mengimplementasikan peningkatan kecepatan Δu_z , tegak lurus terhadap bidang orbit yang mempengaruhi inklinasi i . Untuk meminimalisasi peningkatan kecepatan maka sudut untuk r harus dibesarkan.

5.1 Inklinasi

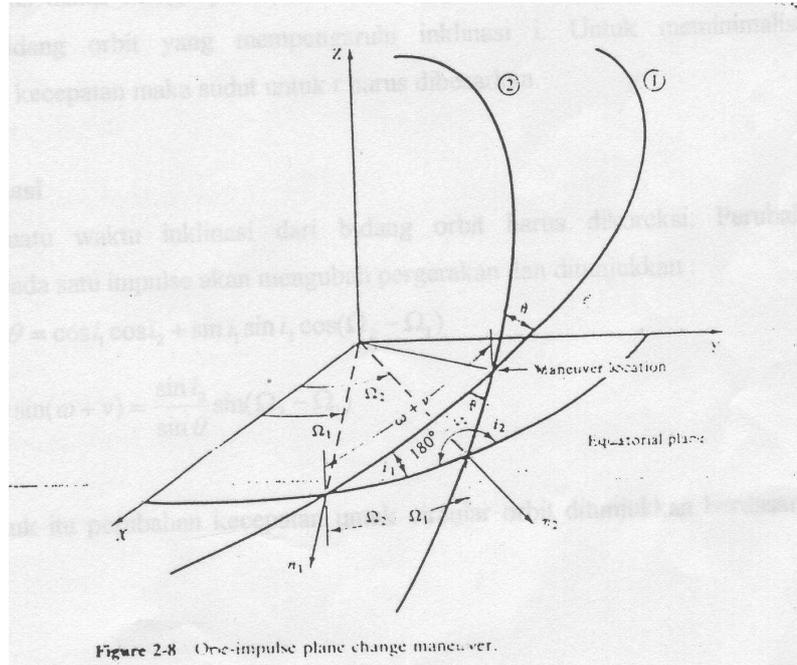
Pada suatu waktu inklinasi dari bidang orbit harus dikoreksi. Perubahan parameter pada satu impulse akan mengubah pergerakan dan ditunjukkan :

$$\cos \theta = \cos i_1 \cos i_2 + \sin i_1 \sin i_2 \cos(\Omega_2 - \Omega_1)$$

$$\text{dan } \sin(\omega + v) = \frac{\sin i_2}{\sin \theta} \sin(\Omega_2 - \Omega_1)$$

Untuk itu perubahan kecepatan untuk circular orbit ditunjukkan berdasarkan rumus :

$$\Delta u = 2 \sqrt{\frac{\mu}{a(1 - e^2)}} (1 + e \cos v) \sin \frac{\Delta i}{2}$$



Gambar 7

Perubahan satu parameter merubah bentuk orbit.

5.2 Kenaikan Node

Selama komponen paralel momentum angular ke bidang ekuator daripada magnitudo $h \sin I$ harus dirotasi, kecepatannya ditunjukkan dengan rumus :

$$\Delta u = 2u_v \sin i \sin \frac{\Delta\Omega}{2} = 2 \sqrt{\frac{\mu}{a(1-e^2)}} * (1 + e \cos v) \sin i \sin \frac{\Delta\Omega}{2}$$

untuk nilai $\Delta\Omega$ kecil maka rumus diatas menjadi 5-7d

5.3 Semimajor Axis

pergerakan dapat disempurnakan tanpa merubah eksentrisitas, kecepatan totalnya adalah :

$$\Delta u = \frac{h}{2a^2} \Delta a$$

Untuk circular orbit

$$\Delta u = \frac{u}{2a} \Delta a$$

perubahan periode orbit:

$$\Delta T = \frac{3T}{2a} \Delta a$$

5.4 Eksentrisitas

Eksentrisitas dapat dihilangkan dengan 2 impulse pergerakan dan kecepatannya menjadi :

$$\Delta u = \frac{u}{2 \cos v} \Delta e$$

Peningkatan kecepatan ini dikurangi jika anomali v adalah 0 derajat dan 180 derajat.

5.5 Perbedaan Perigee

Untuk rotasi $\Delta \omega$, peningkatan kecepatan total untuk eksentrisitas yang kecil adalah :

$$\Delta u = \frac{he}{2r \sin v} \Delta \omega$$

Untuk meminimalisasi Δu maka performansi harus pada v =kurang lebih 90 derajat.

6 GANGGUAN ORBITAL

Selama ini kita terlalu jauh mengenai pentingnya teori yang mengangan-angankan pada pergerakan dua buah benda ketika setiap benda dapat dianggap sebagai sebuah titik massa. Tetapi kenyataannya kita sudah berhubungan dengan suatu kasus yang dasar dan lebih sederhana yaitu masalah satu benda, dalam hal ini massa satu benda sama sekali diabaikan jika dibandingkan dengan yang lain. Satelit bumi buatan menemukan suatu ukuran standar yang lebih baik. Bagaimanapun juga, pemodelan dua buah benda tidaklah tepat sebab kehadiran dari matahari dan bulan. Juga asumsi bahwa pusat benda adalah suatu titik massa tidaklah benar sejak bumi jauh dari spherical. Demikian bumi mengubah bentuk, atmosfer, kehadiran bulan dan matahari serta faktor yang lain memberikan kenaikan pada rentetan gangguan orbital yang harus diambil kedalam catatan dalam perhitungan pada jangka waktu panjang evolusi pada orbit.

Gangguan orbital pada satelit buatan dapat digolongkan tiga kategori :

1. Seharusnya gangguan orbital pada kehadiran massa besar yang lain (matahari dan bulan).
2. Seharusnya dari hasil itu tidak mempunyai kemampuan untuk menganggap bumi sebagai suatu titik massa.

3. Seharusnya gangguan orbital untuk sumber nongravitasi :
 - a. Tekanan radiasi pada matahari.
 - b. Sisa tarikan atmosfer.

6.1 Matahari dan Bulan

Pada kategori pertama kita telah memiliki efek gangguan dari matahari dan bulan, secara kualitatif efek tersebut adalah sederhana dan dapat dinilai secara fisis. Kita mencatat bahwa suatu orbit geostasionary adalah dalam bidang equator, sedangkan orbit geosentrik pada bulan dan matahari cenderung positif dengan respect pada equator. Sejak bulan adalah dalam revolusi kira-kira pusat benda sama dengan suatu perioda yang panjangnya dibandingkan dengan satelit geostasionary. Setiap hari efek dari gravitasi bulan adalah meningkatkan sedikit inklinasi orbital (yaitu menariknya keluar pada bidang equator. Kenaikan sebenarnya pada kenaikan titik pada bidang orbit bulan dapat dinyatakan sebagai :

$$\Omega = -\frac{2\pi}{18.613}(T - 1969.244) \text{rad / y}$$

6.2 Oblate Bumi

Kategori kedua pada gangguan orbital seharusnya termasuk pada bentuk non spherical bumi. Sifat oblate pada bumi, dengan jari-jari polar kira-kira 21 km kurang dari jari-jari equatorial, telah diketahui sejak diprediksi oleh Newton pada asumsi keseimbangan hidrosstatik pada referensi kerangka rotasi. Gravitasi potensial pada bumi $U(r) = -\mu/r$ (nilai dari suatu sumber titik), dapat ditunjukkan sebagai :

$$U(r, \theta) = -\frac{\mu}{r} \left[1 - \sum_{n=2}^{\infty} j_n \left(\frac{RE}{r} \right)^n P_n(\cos \theta) \right]$$

r adalah jarak dari pusat bumi, $RE = 6378.137$ km adalah radius equatorial pada bumi, θ adalah colatitude, j_n adalah koefisien zonal harmonic pada derajat bumi n , dan adalah polynomial legendre pada derajat n (untuk $n = 1$ dihilangkan sebab pilihan pada asal pusat bumi. Legendre polynomial dapat didefinisikan sebagai :

$$P_n(x) = \frac{1}{2^n n!} \frac{d^n}{dx^n} [(x^2 - 1)^n], \quad -1 \leq x \leq 1$$

7. Geostationary Earth Orbit (GEO)

Orbit geostationary adalah orbit sinkron yang paling banyak digunakan. Periode rotasi bumi pada sumbunya adalah 23 jam dan 56 menit, dan sebuah satelit dalam orbit geostationary yang bergerak menurut arah yang sama seperti rotasi bumi, akan menyelesaikan satu revolusi (putaran) pada sumbu bumi dalam waktu yang sama. Karena itu bagi seorang pengamat di bumi satelit akan tampak diam (*stationer*). Untuk mengikuti jejak sebuah satelit geostationer adalah relatif mudah, dan satelit terus-menerus tampak dari dalam daerah pelayanannya di bumi. Keuntungan lain dari orbit geostationary ialah bahwa pergeseran Doppler dari frekuensi dapat diabaikan saja. Pergeseran Doppler pada frekuensi terjadi bila ada gerakan relatif antara sumber dan penerima. Jika v adalah kecepatan relatif antara sumber dan penerima, dan f frekuensi yang dipancarkan, maka frekuensi yang diterima kira-kira diberikan oleh

$$f' = f(1 + v/c) \quad (5.6)$$

Dengan c adalah kecepatan cahaya.

Kecepatan ideal v dari satelit geostationer relatif terhadap bumi seharusnya adalah nol, meskipun dalam praktek ada saja terjadi fluktuasi-fluktuasi kecil. Ketinggian yang diperlukan untuk orbit geostationer dapat diturunkan dari dinamika gerak. Untuk suatu orbit lingkaran pada ketinggian h di atas tanah, alur kelilingnya adalah $2\pi(a + h)$, dimana $a = 6371$ km adalah jari-jari rata-rata dari bumi. Pergerakan dalam sebuah lingkaran berarti bahwa kecepatan keliling V adalah konstan, dan karena itu waktu untuk satu orbit adalah

$$T = \frac{2\pi(a+h)}{V} \quad (5.7)$$

Dari mekanika keadaan ini, gaya sentripetal pada sebuah satelit dengan massa M adalah $MV^2 / (a + h)$, dan gaya gravitasi adalah Mg' , dimana g' adalah percepatan gravitasi pada ketinggian satelit. Pada gilirannya, ini dihubungkan dengan percepatan gravitasi $g = 9,81$ m/det pada permukaan bumi oleh persamaan $g' = g(a / (a + h))^2$. Dengan membuat seimbang gaya sentripetal terhadap gaya gravitasi, diperoleh

$$Mg \left(\frac{a}{a+h} \right)^2 = \frac{MV^2}{a+h} \quad (5.8)$$

dan karena itu

$$V = a \sqrt{\frac{g}{a+h}} \quad (5.9)$$

Dengan memasukkan persamaan ini untuk V dalam persamaan (5.6) dan menyelesaikannya untuk h , dimana dimasukkan pula nilai-nilai angka untuk a dan g maka

$$h = (5075 T^{2/3} - 6371) \text{ km}$$

disini T adalah waktu dalam jam.

Dengan memasukkan nilai $T = 24$ jam diperoleh $h = 35,855$ km sebagai ketinggian dari orbit geostationer.

Pada orbit geostationer area layanan satelit (*footprint*) mencakup hampir 1/3 permukaan bumi. Dari sekitar 75 derajat ke arah lintang selatan dan kira-kira 75 derajat ke arah lintang utara. Dengan demikian daerah cakupan mendekati global dapat dicapai dengan menempatkan minimum tiga orbit satelit. Kekurangan atau kelemahan sistem satelit geostasioner bila digunakan untuk komunikasi suara adalah tunda perjalanan (*round trip delay*) yang besarnya kira-kira 250 m detik. Dimana waktu tunda komunikasi suara tidak diperbolehkan melebihi 250 m detik.

Disamping area layanan yang dicakup cukup luas orbit geostationer menggunakan *High Bandwidth*. Dengan menggunakan Ka-Band (20-30 GHz) sebuah satelit akan dapat menghantarkan suatu data dengan kecepatan dalam hitungan gigabit per detiknya. Selain itu GEO juga mempunyai karakteristik jaringan *Simple network topology*. Dibandingkan dengan jaringan interkoneksi terrestrial, satelit GEO mempunyai jaringan yang lebih sederhana dan dengan jaringan yang sederhana ini akan mempermudah perawatannya.

8. Low Earth Orbit (LEO)

Orbit LEO merupakan jenis orbit eliptis. Kelebihan utamanya terletak pada lingkup daerah-daerah kutub yang dapat diberikannya. Sebagai contoh, orbit ini digunakan untuk sistem siaran satelit Molniya/Orbita dari Rusia, dimana diperlukan lingkup bagi daerah-daerah terpencil dan jauh dari negara tersebut. Titik tertinggi dari orbit atau *apogee*, diatur agar terjadi pada daerah yang memerlukan lingkup terluas. Pada jenis orbit LEO mempunyai kemampuan untuk menahan tarikan atmosfer (*atmospheric drag*), selama cukup dibawah sabuk Van

Allen pertama. Ketinggian orbit LEO berkisar antara 750 sampai 1500 km. Keuntungan yang paling potensial dari LEO dibandingkan dengan GEO antara pengurangan daya satelit yang dibutuhkan, ukuran antena, waktu propagasi terkecil, kemampuan efek Doppler untuk posisi yang telah ditentukan, kemampuan untuk mengembangkan sistem secara inkremental dan konstelasi yang dibangun orbit LEO.

Dua pendukung utama dari konstelasi LEO yang kecil didesain untuk pesan data worldwide dan penentuan posisi adalah *STARSYS Global Positioning Inc.* of Lanham, MD dan *ORBCOMM*, yang merupakan cabang dari *Orbital Sciences Corp.*

Orbit LEO yang merupakan orbit eliptis atau lingkaran satelit mempunyai ketinggian kurang dari 2.000 km di atas permukaan bumi. Periode orbit pada ketinggian ini bervariasi antara sembilan puluh menit hingga dua jam. Radius cakupan lintasan satelit komunikasi LEO berkisar dari 3.000 hingga 4.000 km. Durasi waktu maksimum satelit orbit LEO saat berada di atas horison lokal -istilah yang sering digunakan dalam komunikasi satelit untuk menyatakan keadaan satelit dapat diamati dari ruas Bumi-pengamat di bumi adalah sampai 20 menit. Bila suatu sistem komunikasi global menggunakan jenis orbit LEO ini maka dibutuhkan satelit dengan jumlah banyak, dan dengan inklinasi yang berbeda-beda.

Ketika sebuah satelit memberikan suatu layanan ke seorang pelanggan yang sedang bergerak di bawah horison lokal, satelit tersebut harus mampu melakukan *hand over* untuk menjaga keberlangsungan layanan baik pada orbitnya sendiri maupun ke orbit tetangga. Gerakan satelit LEO relatif besar terhadap pengamat di bumi sehingga penggunaan sistem satelit tipe orbit ini mensyaratkan kemampuan sistem untuk mengatasi *pergeseran doppler* yang cukup besar. *Pergeseran doppler* adalah suatu pelayangan frekuensi yang terjadi karena dua benda - dalam hal ini satelit dan pengamat di Bumi - bergerak relatif dengan arah yang berlawanan. Satelit di LEO juga dipengaruhi oleh gaya tarik Bumi di atmosfer yang menyebabkan lingkaran orbit secara berangsur-angsur memburuk mengecil dengan arah ke Bumi. Makin lama makin mendekati Bumi. Untuk itu diperlukan pengendalian orbit satelit dari Bumi.

Ketika sebuah satelit memberikan suatu layanan ke seorang pelanggan yang sedang bergerak di bawah horison lokal, satelit tersebut harus mampu melakukan *hand over* untuk menjaga keberlangsungan layanan baik pada orbitnya sendiri maupun ke orbit tetangga. Gerakan satelit LEO relatif besar terhadap pengamat di bumi sehingga

penggunaan sistem satelit tipe orbit ini mensyaratkan kemampuan sistem untuk mengatasi pergeseran Doppler yang cukup besar. Pergeseran Doppler adalah suatu pelayangan frekuensi yang terjadi karena dua benda dalam hal ini satelit dan pengamat di bumi bergerak relatif dengan arah yang berlawanan.

Satelit di LEO juga dipengaruhi oleh gaya tarik bumi di atmosfer yang menyebabkan lingkaran orbit secara berangsur-angsur mengecil dengan arah ke bumi. Makin lama makin mendekati bumi. Untuk itu diperlukan pengendalian orbit satelit dari bumi.

Dengan membedakan jumlah satelit yang digunakan orbit LEO dapat dikategorikan menjadi Big LEO dan Small LEO. Contoh sistem Big LEO adalah Globalstar TM(48+8 satelit pada 8 ruang orbit), Iridium (66+6 satelit pada 6 ruang orbit di 780 km). Sedangkan sistem yang menggunakan Small LEO cukup banyak. Salah satu contohnya adalah PoSat, dibangun oleh SSTL di tahun 1993 dan diluncurkan pada orbit 822x800 km, diinklinasikan 98,6 derajat.

9. Medium Earth Orbit (MEO) atau *Intermediate Circular Orbit (ICO)*

Medium Earth Orbit mempunyai cakupan area dari 10000 km sampai 20.000 km. Konstelasi satelit ODYSSEYTM menyediakan TRW untuk pelayanan satelit secara *mobile* yang menggunakan 12 satelit pada ketinggian 10335 km (5600nmi) dengan periode revolusi 5.984 h. Tiap-tiap satelit mengitari bumi 4 kali perrotasi bumi. Empat satelit tersebut menempati kemiringan 55⁰.

Orbit pada ketinggian paling tinggi telah digunakan untuk aplikasi navigasi. ICO adalah orbit berbentuk lingkaran pada ketinggian sekitar 10.000 km di atas permukaan Bumi. Periodenya sekitar 6 jam. Durasi waktu maksimum satelit di atas horison lokal pengamat di bumi dalam orde beberapa jam. Untuk digunakan sebagai suatu sistem komunikasi global, tipe orbit ini membutuhkan satelit dengan jumlah paling sedikit yaitu 2 sampai 3 ruang orbit. Hal ini dilakukan supaya diperoleh cakupan yang global.

ICO adalah orbit berbentuk lingkaran pada ketinggian sekitar 10.000 km di atas permukaan bumi. Periodenya sekitar 6 jam, durasi waktu maksimum satelit di atas horison lokal pengamat di bumi dalam orde beberapa jam. Untuk digunakan sebagai suatu sistem komunikasi global, tipe orbit ini membutuhkan satelit dengan jumlah paling

sedikit yaitu 2 sampai 3 ruang orbit. Hal ini dilakukan supaya diperoleh cakupan yang global

Satelit ICO dioperasikan dengan cara yang hampir sama dengan sistem satelit LEO. Bila dibandingkan dengan sistem LEO, *hand over* yang digunakan lebih sedikit. Akan tetapi tunda propagasi dan rugi - rugi ruang bebas (*Loss free space*)-nya lebih besar.

.Satelit ICO dioperasikan dengan cara yang hampir sama dengan sistem satelit LEO. Bila dibandingkan dengan sistem LEO, *hand over* yang digunakan lebih sedikit. Akan tetapi tunda propagasi dan rugi-rugi ruang bebas (*Loss free space*)nya lebih besar.

Contoh sitem ICO adalah Inmarsat-P dan Odyssey. Inmarsat-P menggunakan satelit berjumlah 10+2 satelit dalam 2 ruang inklinasi. Berada pada ketinggian 10.355 km. Dan satelit Odyssey berjumlah 12+3 satelit dalam 3 ruang inklinasi, juga berada pada ketinggian 10.355 km.

Konstelasi untuk gugusan satelit ICO yang berisi 10 satelit aktif dan 2 satelit cadangan pada orbit circular MEO atau *intermediate circular orbit* dengan ketinggian orbit 10.390 km dari atas permukaan bumi. Konstelasi satelit ICO dibagi menjadi 2 *plane* (bidang orbit) yang masing-masing *plane* berisi 5 satelit aktif dan 1 satelit cadangan. Kedua *plane* tersebut mempunyai sudut inklinasi 45° dan terpisah satu sama lain sejauh 180°. Satelit ICO akan bergerak mengelilingi orbit masing-masing terpisah sejauh 72° untuk 10 satelit dan 60° untuk 12 satelit. Parameter konstelasi satelit ICO dapat dilihat pada Tabel 1.

Tabel 1. Parameter Konstelasi Satelit ICO

Jumlah satelit	10 + 2
Jumlah plane	2
Jumlah satelit per plane	5 – 6
Ketinggian orbit	10390
Sudut inklinasi orbit	45°
Pemisahan ascending node antar plane	180°
Fase antara satelit dalam satu plane	60° / 72°

10. High Elliptical Orbits (HEO)

Seperti namanya orbit ini adalah eliptis. HEO biasanya mempunyai perigee sekitar 500 km dan apogee sekitar 50.000 km di atas permukaan bumi. Orbitnya berinklinasi pada 63,4 derajat. Inklinasi tersebut bertujuan agar dapat melayani komunikasi ke lokasi lintang utara ke atas. Harga inklinasi memang secara khusus harus ditentukan untuk menghindari terjadinya kerusakan rotasi. Kerusakan rotasi yang dimaksud dapat disebabkan misalnya karena interseksi (perpotongan) garis pusat bumi ke apogee dan permukaan bumi akan selalu terjadi di lintang 63,4 derajat sebelah utara.

Periode orbit bervariasi dari delapan hingga 24 jam. Eksentrisitas orbit satelit HEO sangat tinggi sehingga dua per tiga periodenya dihabiskan di wilayah apogee dan selama waktu tersebut satelit seolah-olah stasioner diamati dari bumi. Setelah melewati periode tersebut satelit akan switch over ke satelit berikutnya pada jalur orbit yang sama untuk menghindari terjadinya loss (terputusnya) komunikasi.

Bila dibandingkan dengan satelit geostasioner rugi-rugi ruang bebas dan tunda propagasi yang terjadi lebih kecil. Karena gerakan satelit HEO relatif cukup besar terhadap pengamat di bumi, maka satelit tipe ini harus dilengkapi dengan kemampuan mengatasi pergeseran Doppler yang besar.

Contoh sistem HEO adalah :

- a. Sistem Molninya Rusia. Menggunakan tiga satelit dalam tiga kali 12 jam orbit terpisah dengan sudut 120 derajat di bumi dengan jarak apogee pada 39.354 km dan perigee pada 1000 km.
- b. Sistem Tundra Rusia, memperkerjakan dua satelit dalam 2 kali 24 jam orbit terpisah dengan sudut 180 derajat di bumi, dengan jarak apogee di 53.622 km dan perigee pada 17.951 km.
- c. Sistem loopus yang telah diajukan dengan menggunakan 3 satelit dalam 3 kali 8 jam orbit dipisahkan 120 derajat di bumi dengan apogee 39.117 km dan perigee di 1.238 km.
- d. Sistem Archimedes milik The Europa Space Agency's (ESA's). Archimedes menggunakan orbit yang disebut "M-HEO" 8 jam orbit. Mempunyai apogee yang dipisahkan dengan sudut 120 derajat. Masing-masing apogee berkorespondensi ke area pelayanan di daerah pusat populasi terbesar seperti daratan eropa, Timur jauh, dan Amerika Utara.

11. Gerakan Orbit

Gerakan orbit kadang-kadang penting untuk merubah parameter orbit untuk melengkapai perjalanan yang khusus atau untuk mengkoreksi *error* orbit. Gerakan bisa dinaikkan dengan mengikuti kenaikan kecepatan. Kenaikan kecepatan bisa diexpresikan dengan komponen vektor

$$\Delta v = \Delta v_r e_r + \Delta v_v e_v + \Delta v_z k \quad (6.0)$$

Dimana Δv_r dan Δv_v adalah komponen radial dan trasfer dalam orbit dan Δv_z komponen yang tegak lurus terhadap orbit. Perubahan elemen orbit sejalan dengan kenaikan kecepatan, dihitung dengan metode variasi parameter

$$\Delta a = \frac{2a^2}{h} [e \sin v \Delta v_r + (1 + e \cos v) \Delta v_v] \quad (6.1)$$

$$\Delta e = \frac{r}{h} [(1 + e \cos v) \sin v \Delta v_r + (e + 2 \cos v + e \cos^2 v) \Delta v_v] \quad (6.2)$$

$$\Delta i = \frac{r}{h} \cos (\omega + v) \Delta v_z \quad (6.3)$$

$$\Delta \Omega = \frac{r}{h \sin i} \sin (\omega + v) \Delta v_z \quad (6.4)$$

$$\Delta \omega = \frac{r}{he} [-(1 + e \cos v) \cos (\omega + v) \Delta v_r + (2 + e \cos v) \sin v \Delta v_v] \quad (6.5)$$

Persamaan diatas mengimplikasikan kenaikan kecepatan Δv_z tegak lurus terhadap orbit yang akan berpengaruh terhadap *inclination* I dan *right ascension of ascending* Ω . Sedangkan kenaikan Δv_r dan Δv_v tanpa orbit akan berpengaruh pada *semimajor* a , kemiringan e dan perubahan perigee ω . Kemudian I juga akan berubah jika impuls diaplikasikan pada titik ($v + \omega = 0^\circ$ atau 180°) dan Ω juga akan berubah jika impuls diaplikasikan setengah antara titik ($v + \omega = 90^\circ$ atau 270°).

1. Orbit Polar

Orbit polar(kutub) diinklinasikan kira-kira 90 derajat terhadap ruang ekuator untuk mencakup wilayah dua kutub utara dan selatan. Orbit dibuat diam dalam ruang, dan bumi berjalan berotasi di bawahnya. Dengan demikian, satelit tunggal dalam orbit polar secara prinsip mampu mencakup permukaan bumi secara keseluruhan. Meskipun ada durasi periode yang panjang disaat satelit berada di luar pandangan stasiun bumi tertentu. Hal ini tidak akan menjadi masalah bila menggunakan tipe sistem komunikasi

penyimpan dan penerus (store and forward). Kemampuan akses dapat ditingkatkan dengan menggelar lebih dari satu satelit di ruang orbit yang berbeda.

Kebanyakan sistem small LEO menggunakan orbit polar, atau mendekati polar. Contoh khusus dari sistem yang menggunakan tipe orbit ini adalah sistem search and rescue di lautan COSPAS-SARSAT. Sistem ini menggunakan 8 satelit dalam 8 orbit mendekati polar. Empat satelit SARSAT bergerak dalam orbit 860 km, diinklinasikan pada 99 derajat yang membuat mereka sun-synchronous. Empat satelit COSPAS bergerak dalam orbit 1000 km dan diinklinasikan 80 derajat.

2. Orbit Sun-Synchronous

Dalam orbit Sun-Synchronous atau Helio-synchronous sudut ruang orbit terhadap matahari konstan, sehingga memberikan kondisi pencahayaan yang konsisten terhadap satelit. Nilai eksentrisitas dan inklinasi menentukan perkiraan harga sudut ke arah timur setiap harinya secara presisi sesuai dengan pergerakan matahari. Kondisi ini hanya dapat dipenuhi oleh suatu satelit dalam orbit yang baik. Orbit Sun-Synchronous memotong garis khatulistiwa dan setiap lintang tertentu pada waktu yang sama setiap hari. Kelebihan tipe ini adalah bila digunakan sebagai satelit pengamat bumi karena selalu mendapat kondisi pencahayaan matahari yang konstan.

Penggunaan tipe orbit satelit didasarkan atas pertimbangan tujuan satelit akan diperuntukkan. Masing-masing tipe orbit mempunyai kelebihan dan kekurangan dalam jumlah satelit yang harus digunakan, durasi waktu di atas horison lokal, waktu tunda, cakupan, bahkan umur satelit.

Tabel 2 orbit satelit :

Jenis Orbit	Bentuk	Ketinggian	Periode	Jumlah Satelit	Inklinasi	Satelit	Kelebihan Kekurangan
LEO	Eliptis	<2000km	20mnt	- 48+8 pada 8 ruang orbit (Globalstar TM) - 66+6 pada 6 ruang orbit (Iridium)	98,6 derajat	PoSat	Satelit banyak, inklinasi berbeda – beda
MEO	Lingka ran	10000km	6jam	2 – 3 ruang orbit	2 ruang inklinasi	Inmars at- P,Odys sey	Tunda propagasi & rugi ruang bebas besar
HEO	Eliptis	Pr=500km A=50000k m	24jam		63,4 derajat	Molni Tundra Loopus	Tunda propagasi & rug i ruang bebas kecil
GEO	Lingka ran	35786km	Sama dengan bumi	3 orbit satelit	66,107 (ekuator)		Tunda perjalanan besar (250ms)
Polar	Polar		Besar	8 satelit	90 derajat	SARS AT	Mencakup permukaan bumi secara keseluruhan

KESIMPULAN

1. Hukum –hukum dasar yang berkaitan dengan masalah orbit satelit adalah hukum Newton tentang gerak dan gaya gravitasi bumi.
2. Satelit adalah suatu radio repeater di udara dimana sistem satelit berisi transponder, stasiun bumi untuk mengontrol operasinya dan pengguna dari stasiun bumi yang dilengkapi dengan pemancar dan penerima dari jalur komunikasi yang menggunakan sistem satelit.
3. Jarak suatu satelit di dalam orbit untuk berputar mengelilingi bumi di dalam pola lingkaran, dengan kecepatan sudut yang paling besar disebut *prograde* sedangkan yang terkecil disebut *retrograde*. Jarak maksimum orbit satelit dengan permukaan bumi disebut dengan *apogee*, sedangkan jarak minimum dari orbit satelit disebut dengan *perigee*.
4. Untuk sebuah batasan, orbit elips, total energi adalah negative. Untuk orbit yang berbentuk parabola E adalah nol dan untuk hiperbola E adalah positif.
5. Penggunaan tipe orbit satelit didasarkan atas pertimbangan tujuan satelit akan diperuntukkan. Masing-masing tipe orbit mempunyai kelebihan dan kekurangan dalam jumlah satelit yang harus digunakan, durasi waktu di atas horizon lokal, waktu tunda, cakupan, bahkan umur satelit.

DAFTAR PUSTAKA

1. Dennis,Roddy.1996. *Satellite Communications*. USA :Mc.Graw Hill Company Inc
2. Henry G, Robert A, Wilbur L.1993. *Satellite Communication Systems Engineering*, Prentice Hall PTR, New Jersey
3. Roody, Denis and John Coolen. 1997. *Electronic Communication, Third Edition* . Alih bahasa : Kamal Idris, Penerbit Erlangga. Jakarta
4. Kusmaryanto, Sigit. *Komunikasi Satelit:Diktat*, Jurusan Teknik Elektro Universitas Brawijaya, Malang