

## B A B II

### TINJAUAN UMUM MENGENAI SISTEM KOMUNIKASI SATELIT

#### 2.1. ORBIT SATELIT

Dalam pembahasan tentang lintasan satelit, tidak terlepas dari penerapan ilmu mekanika benda langit secara spesifik yang membicarakan gerakan yang dipengaruhi oleh gaya gravitasi. Pada satelit buatan maka gaya gravitasi yang dominan adalah gaya gravitasi bumi yang mempengaruhi besar dan bentuk lintasan.

Bentuk dan besar lintasan ditentukan oleh keadaan permulaan yang harus ditentukan sebelumnya, berdasarkan peluncuran sebuah satelit ada 3 besaran yang diperlukan untuk mencapai tujuan atau lintasan yang diperlukan yaitu kecepatan dan arah peluncuran serta ketinggian dari permukaan bumi, apabila syarat tersebut terpenuhi maka sebuah satelit akan mulai meluncur dalam lintasannya.

Untuk menjelaskan gerakan satelit mengelilingi bumi dipergunakan hukum Newton, dimana gaya  $F$  adalah :

$$F = G \frac{m_1 \cdot m_2}{r^2} \dots \dots \dots \text{(pers.2.1)} \quad (11)$$

Bumi dan satelit dalam hal ini dapat dianggap sebagai suatu sistem yang terdiri dari 2 partikel yang saling tarik menarik satu sama lainnya. Sesuai dengan hukum gaya tarik menarik antara 2 partikel, maka besarnya gaya tersebut adalah :

$$F = G \frac{m_1 \cdot m_2}{(R+h)^2} \dots\dots\dots (\text{pers.2.2}) \quad (4)$$

dimana :

- F : besar gaya tarik menarik
- G : konstanta gravitasi bumi =  $6,67 \times 10^{-11} \text{ m}^3/\text{Kg-S}^2$
- $m_1$  : massa bumi (partikel 1) =  $5,98 \times 10^{24} \text{ Kg}$
- $m_2$  : massa satelit (partikel 2)
- R : jari-jari bumi = 6.376 Km
- h : tinggi satelit terhadap bumi  
(tinggi orbit dalam Km)

Agar satelit dapat berputar terus pada lintasannya tanpa jatuh ke bumi, maka harus ada gaya lain yang bekerja pada satelit, sehingga akan terjadi keseimbangan antara gaya tarik menarik di atas dengan gaya tersebut. Dalam hal ini gaya tersebut adalah gaya sentrifugal, yang besarnya dapat dihitung dengan menggunakan rumus :

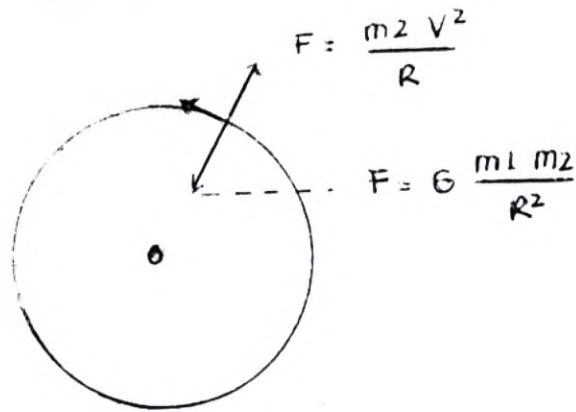
$$F_s = \frac{m_2 \cdot v^2}{(R+h)} \dots\dots\dots (\text{pers.2.3}) \quad (4)$$

dimana :

- $F_s$  : gaya sentrifugal (Newton)
- v : kecepatan (m/s)

satelit bergerak pada orbitnya karena terjadi keseimbangan antara gaya F dan gaya  $F_s$  maka  $F = F_s$  sehingga diperoleh :

$$v = \sqrt{\frac{G \cdot m_1}{(R+h)}} \dots\dots\dots (\text{pers.2.4}) \quad (4)$$



Gambar.2.1 gaya gravitasi dan sentrifugal dalam orbit lingkaran satelit (11)

Dari persamaan.2.1 dapat dihitung perioda untuk mengelilingi satu putaran orbit adalah :

$$T = 2 \frac{\pi (R+h)}{v} \dots\dots\dots (\text{pers.2.5}) \quad (4)$$

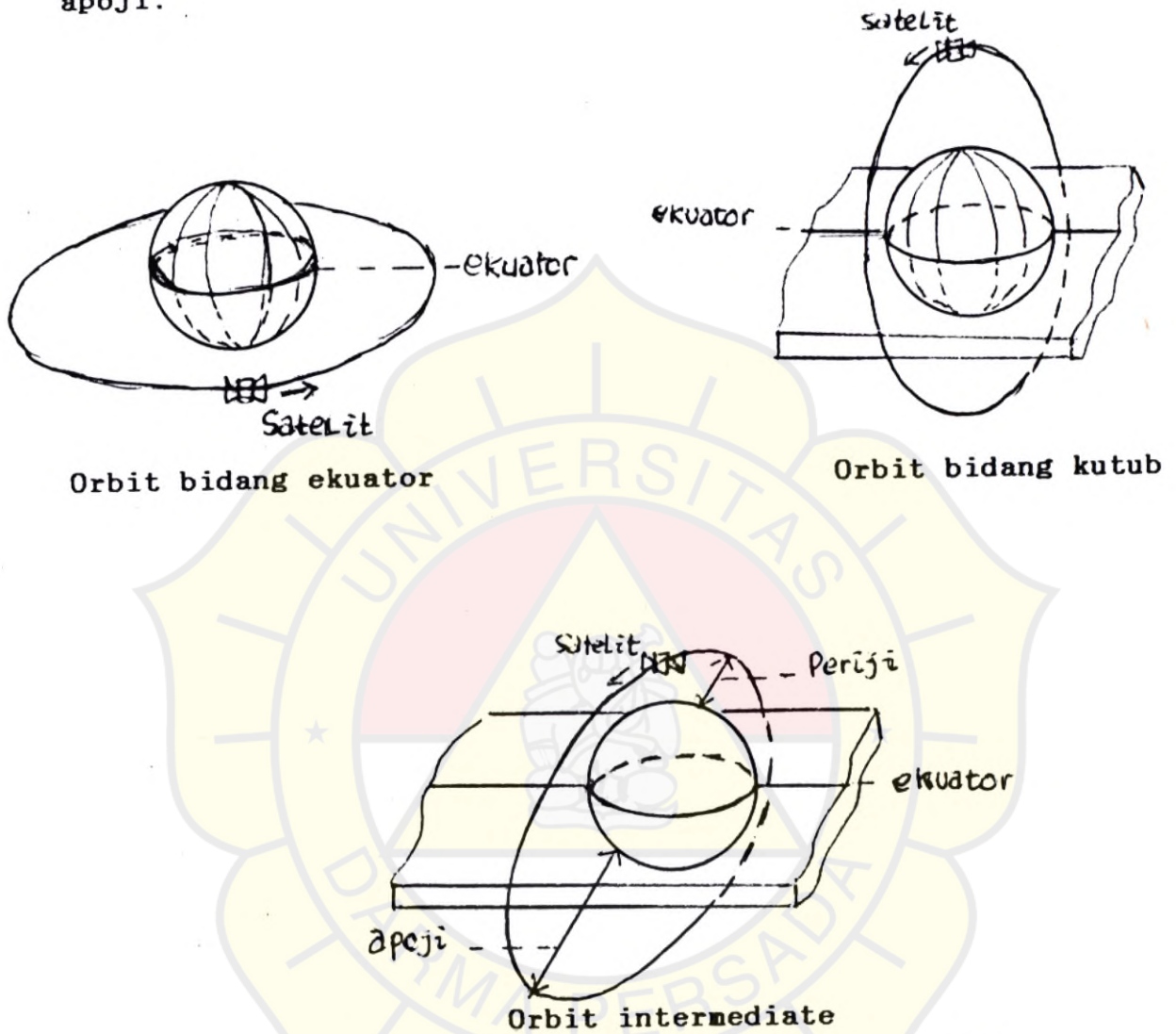
dimana :

- T : perioda untuk satu putaran orbit (jam)
- $G.m_1 = 3,986 \times 10^{14} \text{ m}^3 / \text{s}^2$
- R : jari-jari bumi (Km)
- h : tinggi orbit (Km)

Perhitungan sederhana di atas hanya berlaku untuk satelit orbit lingkaran. Tetapi karena satelit bergerak pada orbitnya mengelilingi bumi, satelit dapat diumpamakan sebagai partikel yang bergerak, sehingga dengan demikian sesuai dengan hukum Keppler (gerakan planet mengelilingi matahari).

Orbit satelit dibedakan dalam letak bidangnya yaitu bidang ekuator (orbit ekuator), bidang kutub (orbit polar) dan suatu bidang yang membentuk sudut dengan bidang ekuator (orbit intermediate). Jarak titik orbit

satelit tidak selalu sama terhadap bumi, titik yang paling dekat disebut periji sedang titik paling jauh disebut apoji.



Gambar.2.2 bidang orbit satelit. (10)

a. Ketinggian Orbit Satelit

Menurut tingginya dari permukaan bumi, orbit lingkaran dapat dibedakan menjadi :

Tabel.2.1 ketinggian orbit satelit (4)

Jenis	Tinggi Orbit h (Km)	Perioda T (Jam)
Orbit rendah	- 5.000	1 - 4
Orbit sedang	5.000 - 20.000	4 - 12
Orbit Subsinkron	- 10.000	6
	- 14.000	8
	- 20.000	12
	= 36.000	36

Satelit yang bergerak dalam orbit lingkaran di bidang ekuator sedikit sekali dipengaruhi oleh lonjong cepernya bumi atau dekat jauhnya matahari dan bulan. Sesuai dengan perhitungan di atas, tinggi satelit dari permukaan bumi menentukan kecepatan satelit bergerak dalam orbitnya dan dengan demikian juga menentukan perioda waktu untuk mengelilingi bumi.

Suatu satelit dengan orbit di bidang ekuator yang bergerak searah perputaran bumi, perioda relatif terhadap suatu titik di permukaan bumi ( $T_{sr}$ ) dapat dituliskan dengan rumus :

$$T_{sr} = \frac{T_b \cdot T}{T_b - T} = \frac{24 \cdot T}{24 - T} \dots\dots\dots (\text{pers.2.6}) \quad (4)$$

dimana :

$T_{sr}$  : perioda satelit relatif terhadap suatu titik dipermukaan bumi.

$T_b$  : perioda perputaran bumi ( = 24 jam )

Jadi jika satelit tersebut bergerak dengan perioda  $T = 24$  jam, maka perioda relatif terhadap suatu titik di permukaan bumi  $T_{sr}$  menjadi tak berhingga, artinya kedudukan

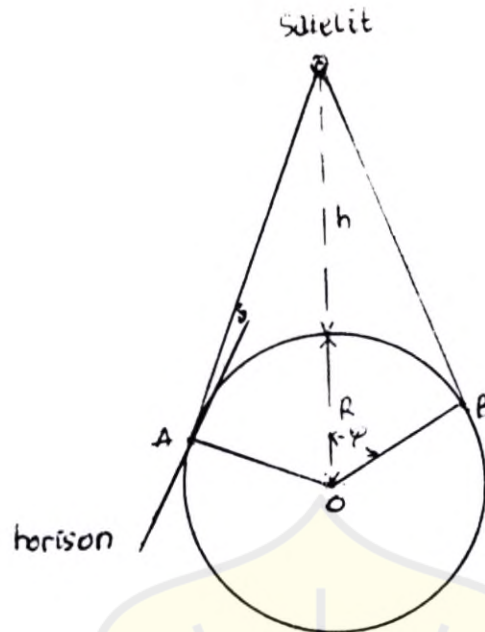
satelit tersebut dari suatu titik di permukaan bumi adalah tetap. Satelit ini dinamakan satelit geostasioner dengan ketinggian 35.860 Km ~ 36.000 Km.

Tabel.2.2 beberapa parameter orbit lingkaran (4)  
di bidang equator

Tinggi Orbit h (Km)	T (Jam)	Tsr (Jam)	$\phi$ (Derajat)
1.600	2,0	2,2	37,0
10.300	6,0	8,0	67,7
13.800	8,0	12,0	71,5
20.200	12,0	24,0	76,0
35.860	24,0	-	81,3

Setiap satelit dapat dilihat dari permukaan bumi pada daerah di dalam suatu lingkaran yang titik pusatnya terletak tepat di bawah satelit itu dan yang diameternya bergantung kepada ketinggian satelit. Makin tinggi satelit, makin besar diameter lingkaran tersebut. Tetapi pada titik - titik daerah dekat batas lingkaran ini sudut elevasinya menjadi kecil, sehingga pengaruh atmosfer bumi sangat besar yang menyebabkan derau temperatur efektif dan redaman karena frekuensi menjadi besar.

Untuk memperoleh kualitas yang baik dari komunikasi satelit, maka letak satelit harus berada sedikit beberapa derajat di atas horizon dari titik yang akan memakai satelit tersebut.



Gambar.2.3 faktor-faktor yang mempengaruhi daerah (4)  
lingkup satelit

Sudut elevasi  $\delta$  minimum antara  $5^{\circ}$  -  $10^{\circ}$ , tergantung kepada keadaan tempat, lokasi sumber - sumber gangguan, kualitas transmisi yang diharapkan dan peralatan yang dipergunakan. Dari Gambar.2.3 besar sudut lingkup adalah :

$$\varphi = \left[ \cos^{-1} \left[ \frac{R}{(R+h)} \right] \cos \delta \right] - \delta \quad (\text{pers.2.7}) \quad (4)$$

dimana :

$\delta$  : sudut elevasi

$\varphi$  : sudut lingkup

Makin tinggi satelit, makin besar sudut  $\varphi$  Sehingga makin besar luas daerah yang dapat dilihat satelit. Pada tabel.2.2 terlihat hubungan antara  $h$ ,  $\varphi$  pada  $\delta = 0^{\circ}$ .

Tetapi makin tinggi satelit dalam orbitnya di atas permukaan bumi makin besar tenaga roket yang diperlukan. Peluncuran satelit geostasioner mengikuti perputaran bumi langsung di bidang ekuator yaitu dari barat ke

timur membutuhkan lebih sedikit tenaga atau dengan perkataan lain dapat meluncurkan muatan yang lebih berat dengan roket yang sama.

#### b. Bentuk Orbit Satelit

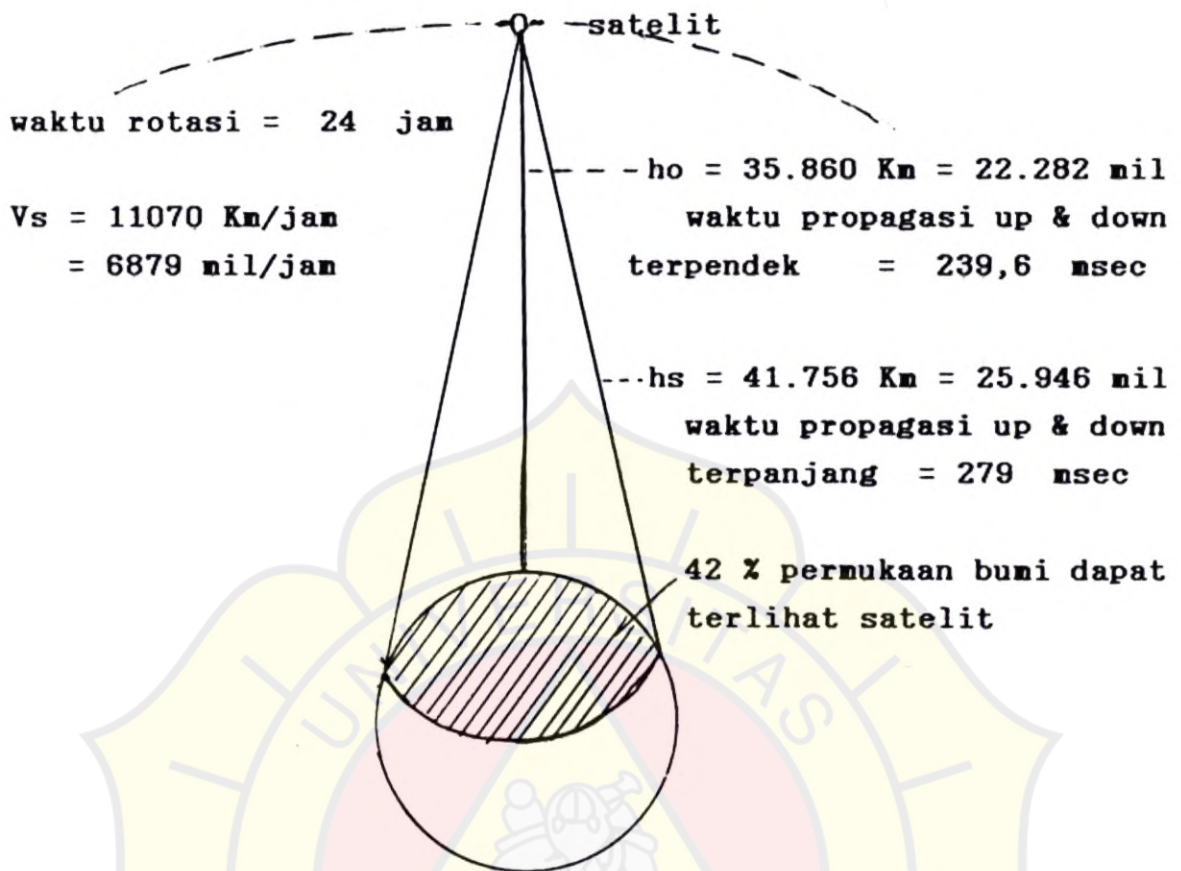
Bentuk lintasan juga dapat dijelaskan dengan dasar orientasi bidang lintasan terhadap ekuator bumi. Dua macam lintasan berdasarkan sudut inklinasinya adalah :

- Jika sudut inklinasi ( $i$ ) =  $0^\circ$ , maka lintasan tersebut adalah lintasan sinkron atau stasioner.
- Jika sudut inklinasi ( $i$ ) =  $90^\circ$ , tegak lurus pada bidang ekuator bumi maka lintasan polar (satelit bergerak melalui dua kutub bumi).
- Orbit lain dengan sudut inklinasi ( $i$ )  $0^\circ \leq i \leq 90^\circ$  diantara kedua hal tersebut di atas disebut lintasan intermediate.

##### b.1. Orbit Sinkron

Satelit bergerak dengan perioda 24 jam sama dengan perioda rotasi bumi pada sumbunya sehingga posisi satelit relatif tetap terhadap bumi dan kecepatan sudut satelit sama dengan kecepatan sudut rotasi bumi. Pada kondisi demikian satelit mengorbit secara sinkron dengan bumi dan disebut orbit geosinkronous.





Gambar.2.4 Orbit satelit geostasioner (9)

Manfaat atau keuntungan orbit geosinkronous ekuatorial untuk sistem komunikasi satelit :

- Satelit relatif tetap terhadap antena stasiun bumi, sehingga antena tersebut dapat berbentuk antena tetap (fixed antena) dan tidak perlu melacak satelit dengan pengaturan komputer (tracking satelit) dan dengan demikian biaya lebih murah.
- Tidak ada pemutusan transmisi.
- Karena jaraknya, satelit geosinkronous dapat dilihat serentak oleh stasiun bumi yang terletak dalam daerah seluas 42,4 % dari luas permukaan bumi, yang

memungkinkan komunikasi di antara stasiun bumi yang cukup banyak dan tersebar.

- Dengan 3 satelit dapat mencakup seluruh permukaan bumi kecuali daerah-daerah kutub.
- Hampir tidak terjadi pergeseran Doppler, yaitu perubahan frekuensi nyata dari sinyal dari satelit ke stasiun bumi dan sebaliknya. Hal ini mengurangi kerumitan penerima.

Kerugian orbit geosinkronous :

- Daerah-daerah kutub di atas Lintang  $81,25^{\circ}$  LU dan LS tidak dapat diliput oleh satelit geosinkronous.
- Redaman transmisi cukup besar dan juga adanya delay transmisi sebesar 270 m detik.

#### b.2. Orbit Polar

Perbedaan yang mendasar antara orbit polar dan orbit sinkron adalah sudut inklinasi ( $i$ ), dengan berbeda sudut inklinasi maka sifat lintasan satelit juga berbeda.

Orbit polar mempunyai sudut inklinasi  $90^{\circ}$ . Jika lintasan satelit tegak lurus terhadap ekuator ( $i = 90^{\circ}$ ), maka satelit akan melalui kedua buah kutub bumi. Satelit dengan orbit polar biasanya tidak diletakkan setinggi satelit dengan lintasan sinkron, melainkan dekat dengan permukaan bumi. Satelit orbit polar selalu mempunyai kesempatan melihat bagian-bagian bumi yang berbeda-beda.

Orbit polar ini sering dipergunakan oleh satelit-satelit militer yang membutuhkan penginderaan tempat 2 kali dalam 24 jam (misal satelit MIDAS).

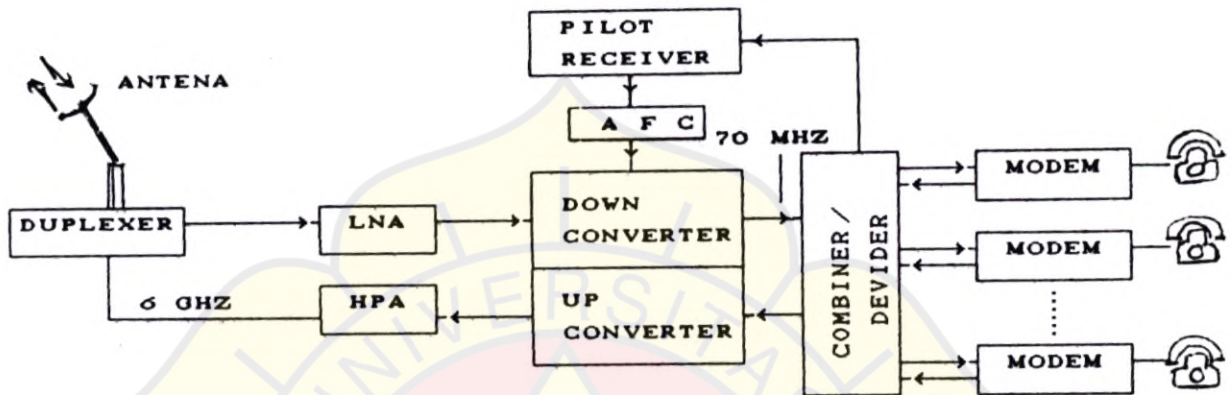
### b.3. Orbit Ellips

Satelit dengan menggunakan orbit ini tidak banyak gunanya untuk telekomunikasi, tetapi lebih sering dipergunakan untuk satelit-satelit ilmiah guna memperoleh informasi dalam ruang dalam (sabuk radiasi Van Allen, distribusi sinar X dan sinar kosmis, plasma di sekitar bumi dan lain sebagainya). Prototipe satelit yang mempunyai orbit ellips adalah EXPLORER 14 (1962).



## 2.2. RUAS BUMI

Bagian sistem komunikasi satelit yang berada di bumi disebut sebagai ruas bumi. Diagram blok suatu stasiun bumi digambarkan pada gambar.2.5.



LNA : Low Noise Amplifier  
HPA : High Power Amplifier  
Modem : Modulator - demodulator  
AFC : Automatic Frequency Control

Gambar.2.5 Diagram blok stasiun bumi (sistem SCPC) (9)

### a. Antena

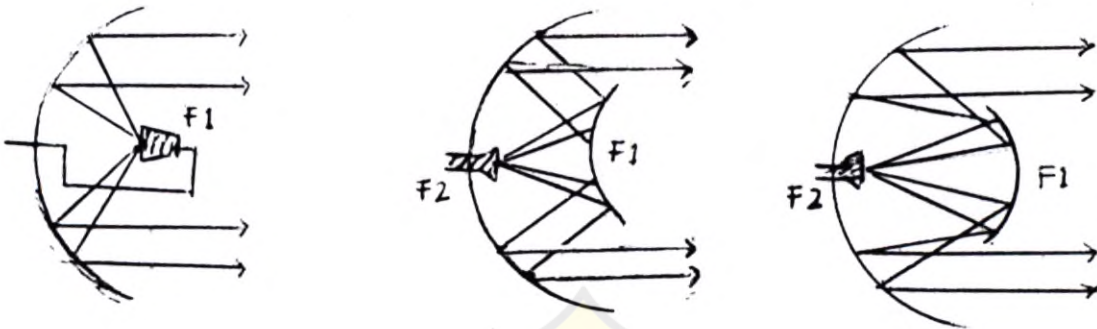
Pada sistem komunikasi satelit yang bekerja pada C-band dan Ku-band, antena stasiun bumi yang digunakan umumnya adalah antena parabolik dengan penguatan (gain) 40 - 60 dB.

Bentuk-bentuk feeder antenna :

front-fed

cassegrain

gregorian



F1 : primary focus

F2 : secondary focus

Gambar.2.6 bentuk -bentuk feeder antenna (9)

Karakteristik besaran antenna :

Redaman lintasan antara bumi dan satelit sinkron pada 36.000 Km bernilai kurang lebih 200 dB. Output transponder satelit sekitar 10 watt dengan gain antenna untuk "global coverage" 10 - 13 dB ( + 1/3 luas bumi). Supaya sinyal masih dapat dibaca, maka gain antenna stasiun bumi harus 60 dB dan derau yang diterima juga harus cukup kecil. Kedua besaran ini sering digabungkan sebagai suatu besaran G/T yang disebut figure of merit dari antenna dimana G : gain antenna dan T : temperatur derau (<sup>o</sup>K) yang berbanding lurus dengan daya noise antenna tersebut. Untuk sistem tersebut G/T harus lebih besar dari 40 dB.

Hubungan antara gain dan luas aperture antenna adalah :

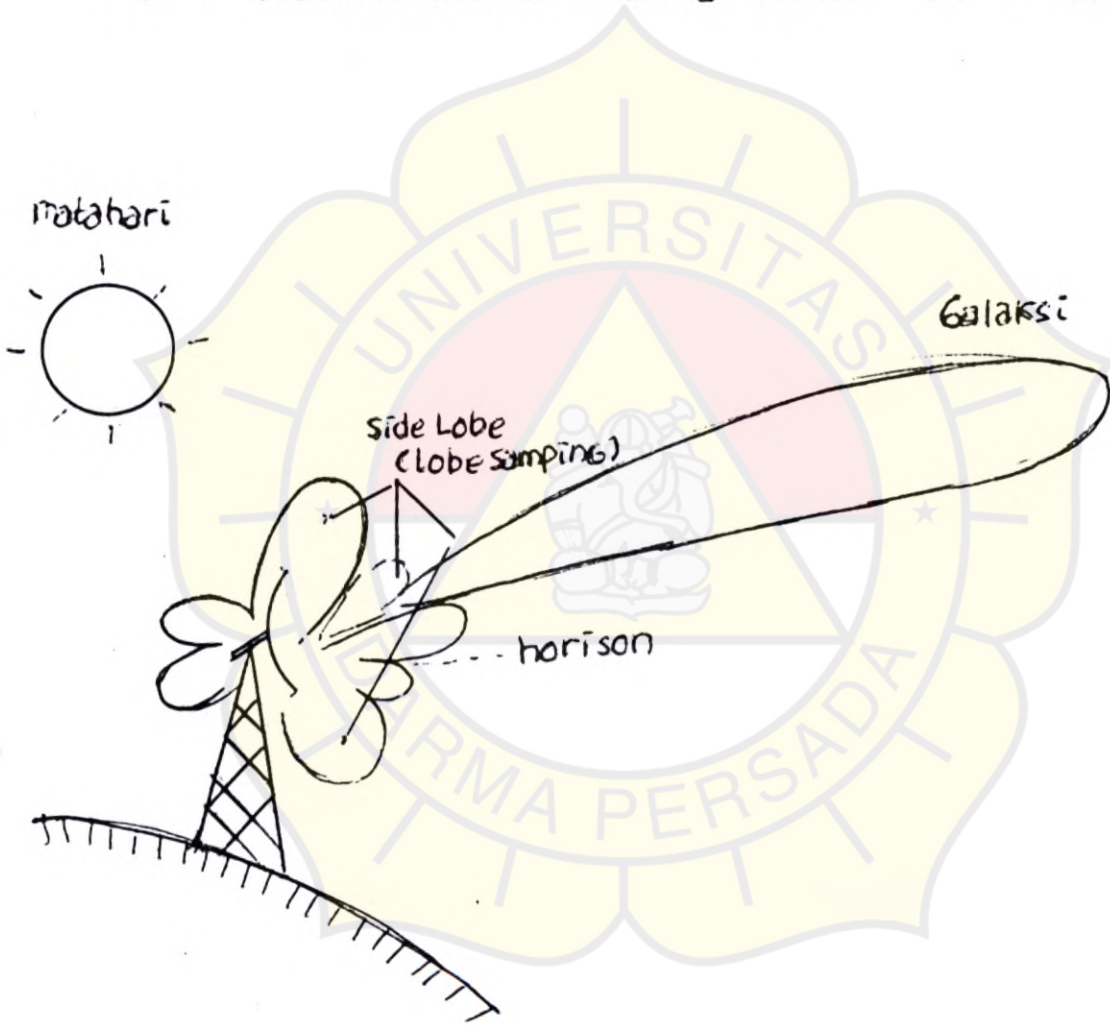
$$G = \eta \frac{4 \pi A}{\lambda^2} \dots \dots \dots (\text{pers.2.8}) \quad (9)$$

atau

$$G = \eta \left[ \frac{\pi D}{\lambda} \right]^2 \dots\dots\dots (\text{pers.2.9}) \quad (9)$$

dimana :

- G : gain antenna = 60 dB
- $\lambda$  : panjang gelombang = 6 cm =  $6 \times 10^{-2}$  m ( $f = 5$  GHz)
- $\eta$  : efisiensi = 0,70
- A : luas aperture antenna  $A = 450 \text{ m}^2$ , sehingga
- D : diameter antenna = kurang lebih 24 - 30 m



Gambar.2.7 Sumber derau sekeliling antenna (2)

b. LNA (Low Noise Amplifier)

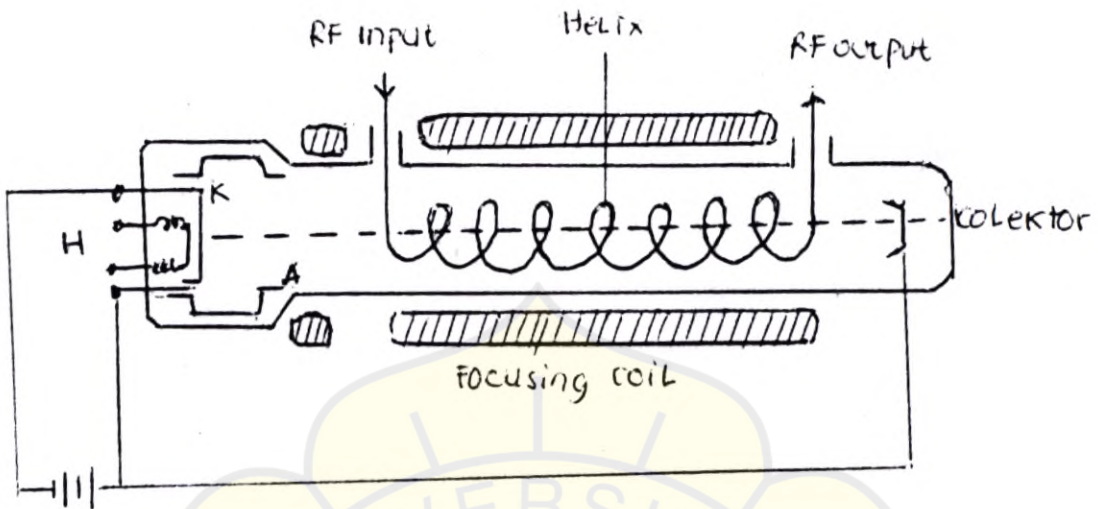
LNA ini menentukan keseluruhan penampilan stasiun bumi. LNA merupakan RF Amplifier tahap pertama pada suatu

stasiun bumi. Agar didapatkan temperatur noise yang kecil biasanya LNA ditempatkan dekat dengan antena. Untuk stasiun bumi yang besar diperlukan very low noise amplifier, biasanya digunakan parametric amplifier dengan pendingin Helium cair, agar didapat noise temperatur antara  $20 - 40^{\circ}$  Kelvin pada 4 GHz. Untuk stasiun bumi sedang atau kecil cukup digunakan Ga As FET (Galium Arsenida Field Effect Transistor) - low noise amplifier tanpa pendingin, dengan noise temperatur  $50 - 120^{\circ}$  K pada 4 GHz, gain = 50 dB dan band width = 500 MHz.

c. HPA (High Power Amplifier)

HPA merupakan penguat daya RF tahap akhir dari suatu stasiun bumi. Pada stasiun bumi yang besar biasanya digunakan beberapa buah HPA dengan level output = 8,5 K.Watt. HPA mempunyai band width = 40 - 80 MHz, dengan menggunakan TWT (Travelling Wave Tube) dengan pendingin udara atau klystron yang menggunakan pendingin air. Lebar pita TWT dapat mencapai 500 MHz, yang dapat mencakup 1 transponder.

TWT dipergunakan untuk membangkitkan frekuensi - frekuensi gelombang mikro atau di atas UHF.



Gambar 2.8 Travelling Wave Tube (TWT) (10)

#### d. Up/Down Converter

Konverter naik/turun dapat dibagi menjadi unit-unit konversi tunggal dan ganda, Up Converter menaikkan frekuensi pancar base band 70 MHz menjadi 6 GHz. Down Converter menurunkan frekuensi terima 4 GHz menjadi frekuensi IF 70 MHz.

Konverter tunggal lebih sederhana karena hanya memiliki satu oskilator lokal yang dicampur dengan RF yang datang untuk menterjemahkan frekuensi down link 4 GHz menjadi 70 MHz IF. Konverter tunggal digunakan untuk jalur C-band.

Konverter ganda melakukan hal yang sama dalam dua langkah, dengan selisih frekuensi mula ratusan MHz dan yang keduanya turun ke 70 MHz. Oskilator lokalnya harus ditala untuk memilih pembawa down link tepat yang diinginkan.



Konverter ganda digunakan untuk jalur K-band.

**e. Devider/Combiner**

Pada sistem SCPC merupakan unit pencampur dan pembagi sinyal base band voice atau telex/data.

**f. Sistem Modulasi**

Sistem modulasi yang umum digunakan pada sistem komunikasi satelit adalah FM dan PCM.

- Frequency Modulation (FM)
- Pulse Code Modulation (PCM)

PCM digunakan untuk memodulasikan sinyal analog ke sinyal digital.

**g. Multipleksing**

Sistem multipleksing yang banyak digunakan pada komunikasi satelit adalah :

- Frequency Division Multiplexing - Frekuensi Modulation (FDM - FM)
- Single Channel Per Carrier - Frequency Modulation (SCPC - FM)
- Time Division Multiplexing - Phase Code Modulation (TDM - PCM)

### 2.3. RUAS ANGKASA

#### a. Satelit

Satelit merupakan pesawat ruang angkasa yang kompleks dan rumit. Teknologi yang digunakan cukup canggih sehingga harga sebuah satelit sangat mahal. Untuk mempertahankan satelit dari posisinya (orbit) dan mampu beroperasi selama 7 - 8 tahun diperlukan beberapa sub sistem, yaitu :

a.1. Attitude and Orbit Control System (AOCS), berfungsi mengatur posisi satelit agar tetap berada pada orbit dan posisi yang ditentukan, terdiri dari motor-motor roket.

#### a.2. Telemetry, Tracking and Command (TT&C)

\* Telemetry, mengumpulkan data dari semua sensor di dalam satelit dan mengirimkan data-data tersebut ke stasiun bumi pengendali satelit. Pada sebuah satelit umumnya terdapat tidak kurang dari 100 macam sensor, yang memonitor antara lain tekanan tanki bahan bakar, tegangan dan arus pada sistem daya listrik dan lain-lain. Data telemetry dikirim dalam bentuk digital dengan modulasi FSK dan PSK.

\* Tracking, berfungsi mengirimkan data posisi satelit ke stasiun pengendali. Sensor kecepatan dan percepatan pada satelit dapat digunakan untuk penentuan posisi. Stasiun bumi dapat mengontrol pergeseran Doppler dari frekuensi pembawa sinyal telemetry untuk menentukan laju perubahan jarak (posisi), bersama dengan pengukuran sudut, selanjutnya dapat ditentukan parameter - parameter orbit satelit.

\* Command, sistem ini digunakan untuk memberikan perintah pada satelit terutama untuk koreksi posisi orbitnya dan mengontrol sistem komunikasinya. Perintah diberikan dari stasiun bumi pengendali.

#### a.3. Catu daya (Power)

Sumber daya listrik untuk satelit didapat dari solar cell yang menghasilkan energi listrik dan disimpan pada batere (akumulator). Pada satelit militer banyak digunakan juga tenaga nuklir untuk membangkitkan sumber listriknya.

#### a.4. Transponder

Transponder merupakan bagian yang paling penting dari sub sistem komunikasi pada satelit. Transponder berfungsi sebagai pengulang (repeater) yaitu menerima, memperkuat, mengkonversi dan memancarkan kembali sinyal yang diterima dari stasiun bumi. Pada satelit C band ( 4/6 GHz ), transpondernya menggunakan sistem single conversion.

Penguatan transponder dapat diatur dari stasiun bumi dengan mengontrol attenuator melalui sistem komando (TT&C). Untuk memberikan keandalan operasi satelit yang tinggi, umumnya disediakan cadangan TWT, terutama untuk power amplifier. Pada satelit yang bekerja pada frekuensi Ku band (14/11 GHz), umumnya digunakan sistem double conversion.



a.5. Antena

Pada satelit yang sangat kompleks, umumnya diperlukan sistem antena yang kompleks juga. Pada dasarnya ada 4 tipe antena yang banyak digunakan pada satelit, yaitu :

- \* wire, monopole dan dipole.
- \* horn
- \* reflektor
- \* array

b. Penentuan Sudut Elevasi dan Azimuth

- S : satelit
- S<sup>1</sup> : titik sub satelit
- P : stasiun bumi

$S - S^1 = h$

$S - P = d$

$S^1 - A = \lambda$

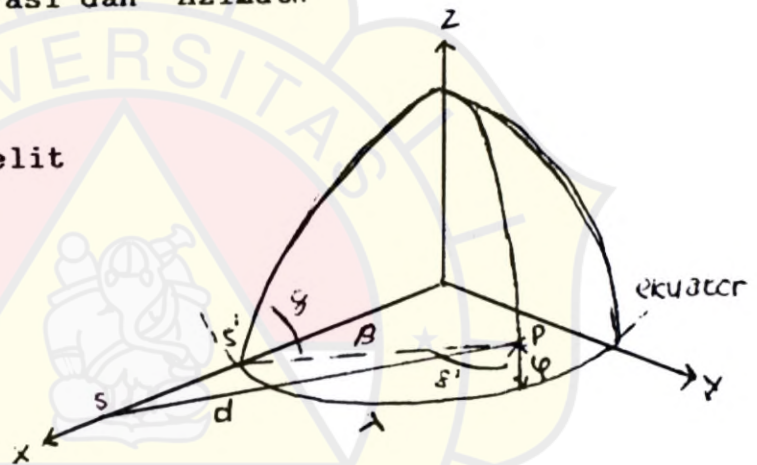
$S^1 - P = \beta$

$P - A = \varphi$

$\varphi$  : busur lintang titik P - ekuator

+ : untuk LU      - : untuk LS

$\lambda$  : beda busur antara bujur st.bumi - satelit



Gambar.2.9 Sudut elevasi dan azimuth

$\text{Cos } \beta = \text{Cos } \varphi \text{ Cos } \lambda \dots\dots\dots (\text{pers.2.10})$

- Azimuth

$\tan \delta^1 = \frac{\tan \lambda}{\tan \varphi} \dots\dots\dots (\text{pers.2.11}) \quad (9)$

- Elevasi

$\tan \theta = \frac{\text{Cos } \beta - 0,151269}{\sin \beta} \dots\dots\dots (\text{pers.2.12}) \quad (9)$

- Jarak satelit - stasiun bumi

$$d = 35.786 \sqrt{1 + 0,41999 (1 - \cos \beta)} \quad (\text{Km}) \dots\dots\dots$$

\dots\dots (pers.2.13) (9)

c. Sudut Deklinasi dan Sudut Jam

Penentuan posisi stasiun bumi terhadap satelit, terutama untuk rancangan transmisi umumnya menggunakan parameter sudut elevasi, azimut dan jarak. Namun untuk pengarahannya antena stasiun bumi terhadap satelit, lebih praktis apabila digunakan sistem deklinasi dan sudut jam (hour angle), karena sistem ini lebih mudah dan efisien.

Dengan sistem perubahan arah antena stasiun bumi dari satu satelit ke satelit yang lain pada orbit geostasioner hanya diperlukan pengaturan sudut jam saja, karena perubahan sudut deklinasi relatif kecil dan dapat diabaikan.

Menghitung sudut jam ( $\beta$ )

$$\sin \beta = \frac{\sin \alpha}{\sqrt{1 - 0,32 \cos \alpha (\cos \chi - 0,08 \cos \alpha)}} \dots\dots$$

\dots\dots\dots (pers.2.14) (9)

Menghitung sudut deklinasi

$$\tan \delta = \frac{0,15 \sin \alpha}{\sqrt{1 - 0,32 \cos \alpha (\cos \chi - 0,08 \cos \alpha)}} \dots\dots$$

\dots\dots\dots (pers.2.15) (9)

$\chi$  : bujur (bujur lokasi stasiun bumi - bujur satelit)  
 $\alpha$  : lintang lokasi stasiun bumi  
 $\beta$  : sudut jam

