

## BAB 2

### DASAR TEORI

#### 2.1 KAJIAN PUSTAKA

Penelitian Vi Bauty Riska Utami, Imam MPB, Shinta Romadhona pada tahun 2021 yang berjudul “*Analysis the impact of sun outage and satellite orbit at performance of the Telkom 3S satellite communication system*” meneliti tentang performansi satelit Telkom 3S pada saat terjadinya *sun outage* dan menentukan periode *sun outage*. *Sun outage* menyebabkan sinyal yang diterima stasiun bumi penerima melemah bahkan hilang sesuai dengan lamanya *sun outage*. Sinyal yang hilang pada arah *downlink* sangat mempengaruhi kinerja satelit dari stasiun bumi penerima yang terkena *sun outage*. *Sun outage* juga menyebabkan peningkatan drastis *noise* sistem satelit di arah *downlink* sehingga dapat mempengaruhi kualitas transmisi dan membatasi *availability link*. Akibatnya selain terjadinya degradasi parsial atau peningkatan kesalahan transmisi dan gangguan berupa interferensi sinyal total di stasiun bumi. Penelitian ini dilakukan untuk menganalisis dampak dari *sun outage* untuk mengetahui kinerja sistem komunikasi satelit dengan membandingkan hasil perhitungan pada saat kondisi normal dan pada saat terjadinya *sun outage*. Analisis orbit satelit dilakukan untuk menentukan periode *sun outage* dengan menggunakan dua model perhitungan yaitu perhitungan manual berdasarkan *handbook* dan perhitungan berdasarkan standar ITU-R S.1525. Hasil yang diperoleh dari penelitian ini menunjukkan bahwa kualitas sinyal diwakili oleh penurunan *Carrier to Noise Ratio* dari 14,777 dB menjadi 6,0 dB, *Energy bits per Noise Ratio* dari 11,515 dB menjadi 2,738 dB, dan peningkatan BER dari  $8,29 \times 10^{-7}$  menjadi  $11,08 \times 10^{-3}$ . Selain itu, *sun outage* menyebabkan hilangnya trafik komunikasi satelit dan mempengaruhi ketersediaan *link* hingga 99,855324%. Dan hasil perhitungan orbit satelit untuk periode *sun outage* berdasarkan standar ITU-R S.1525 lebih mendekati data pengukuran dibandingkan berdasarkan satelit *handbook*[3].

Penelitian Lihua Ma, Chao Hu, Xianghua Ma & Yanben Han pada tahun 2018 yang berjudul “*A Novel Model for Predicting Sun outage in Satellite*

*Communication*” dilakukan penelitian mengenai prediksi *sun outage* yang efektif di sisi stasiun bumi dalam komunikasi satelit, serta berisi latar belakang terjadinya *sun outage*. Satelit komunikasi yang ditempatkan di orbit bumi *geostasioner* (GEO), sehingga antena satelit di stasiun bumi yang berkomunikasi harus berputar untuk melacaknya, tetapi dapat diarahkan secara permanen pada posisi di langit tempat satelit berada. *Sun outage* terjadi sebelum *equinox* Maret (Februari dan Maret) dan setelah *equinox* September (September dan Oktober) di belahan bumi utara, dan *sun outage* terjadi setelah *equinox* Maret dan sebelum *equinox* September pada belahan bumi selatan. Pada saat *sun outage*, matahari mengorbit tepat berada di belakang stasiun bumi dan satelit GEO. Selama *sun outage* berlangsung, untuk menghitung waktu gangguan matahari, posisi matahari yang tepat diperlukan. Penelitian ini menggunakan metode “*Ephemeris Swiss*” yang dikembangkan oleh *Astrodiens*t untuk memprediksi waktu terjadinya gangguan *sun outage*. Dari penelitian tersebut diperoleh hasil bahwa dengan menggunakan metode ini maka durasi waktu terjadinya *sun outage* dapat diprediksi dengan presisi yang tinggi di stasiun bumi[4].

Penelitian Jacek Lukaz Wilk-Jakubowski pada tahun 2018 yang berjudul “*Sun Transits in GEO Satellite Systems in The Aspect of Radio Waves Propagation*” yang meneliti dampak gangguan matahari pada kualitas transmisi satelit selama *equinox* musim semi dan musim gugur (dua kali dalam setahun). Selama *equinox* pada musim semi dan musim gugur, matahari melintasi khatulistiwa dan menelusuri busur yang berada tepat di belakang busur GEO satelit. Panas yang dipancarkan matahari menjadi sumber radiasi yang kuat di semua frekuensi, termasuk frekuensi gelombang mikro yang digunakan pada komunikasi satelit (*C-band*, *X-band*, *Ku-band*, dan *Ka-band*). Stasiun bumi penerima harus menerima gangguan pada saat *equinox*, termasuk gangguan matahari yang menyebabkan operasi yang tidak diinginkan. Akibatnya, penerimaan satelit dapat terganggu untuk sementara waktu, karena stasiun tidak mampu membedakan antara sinyal komunikasi yang diinginkan dan energi dari matahari. Oleh karena itu karena gangguan, fenomena ini nilai minimal dua kali lipat. Hasil interferensi matahari untuk satelit orbit geostasioner (untuk *equinox* musim semi dan musim gugur mengganggu penerimaan sinyal satelit geostasioner. Efek interferensi matahari mengakibatkan

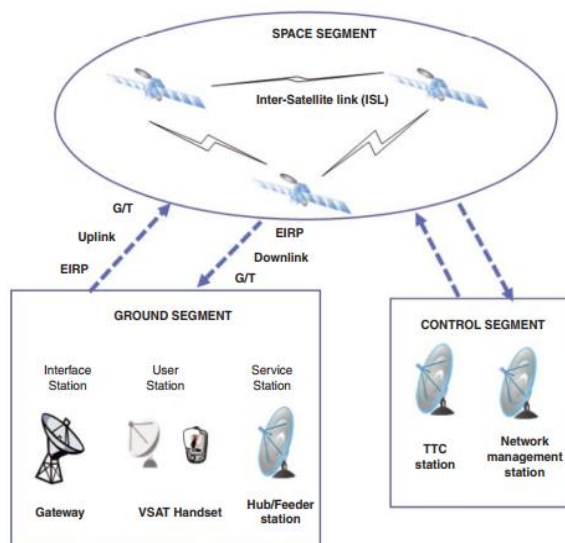
kenaikan BER hingga interferensi sinyal (kurangnya komunikasi antara terminal dan satelit). *Solar outage* terkadang dapat menyebabkan hilangnya sinyal secara total. Penelitian ini memberikan contoh hasil interferensi matahari untuk *Satellite Orbit Geostationer* pada *equinox* musim semi dan musim gugur pada tahun 2018 dari durasi *solar outage* dengan melakukan perbandingan pada *frequency equalling* dan *antenna aperture equalling*. Untuk nilai frekuensi dari 10,7 GHz sampai 12,75 GHz dan untuk *antenna aperture equalling* dari 0,6 m sampai 1,2 m. Dari analisis yang dilakukan faktor yang penting pada durasi *solar outage* adalah *antenna aperture*. Diameter mayor adalah pilihan yang lebih baik daripada diameter minor. Semakin besar *antenna aperture* maka semakin pendek durasi dan intensitas interferensi matahari dan sebaliknya[5].

Penelitian Jouko Vanka dan Antti Kastila pada tahun 2013 dengan judul “*Sun outage Calculator for Satellite Communications*” penelitian ini mengenai *aplikasi sun outage* kalkulator atau prediksi waktu terjadinya *sun outage* dengan menggunakan *Java Asrodynamics Toolkit* atau JAT. Penelitian yang dilakukan menjelaskan bahwa *sun outage* terjadi karena posisi matahari tepat berada di belakang satelit, jika dilihat dari posisi bumi. Kondisi ini terjadi selama periode *equinox* yang berlangsung selama beberapa hari dengan durasi waktu selama beberapa menit. Energi matahari mengganggu sinyal satelit dan mempengaruhi sinyal yang diterima oleh stasiun bumi. *Sun outage* mempengaruhi transmisi kualitas dan membatasi ketersediaan sistem. Stasiun bumi menggunakan polarisasi tunggal, umumnya linier atau melingkar, dan hanya menerima setengah radiasi insiden di pita frekuensi penggunaan. Hal tersebut terjadi karena pemblokiran polarisasi *orthogonal* dan dalam pengurangan 3 dB. Peneliti melakukan prediksi terjadinya *sun outage* pada dua stasiun bumi, yaitu di Afganistan (dengan diameter antena 1,8 meter) dan Finlandia (dengan menggunakan diameter antena 3,8 meter) dengan menggunakan frekuensi *Ku-band*. Dari penelitian tersebut, diperoleh hasil durasi *sun outage* lebih pendek terjadi di Finlandia, hal tersebut terjadi karena diameter antena yang digunakan pada stasiun bumi Finlandia lebih besar dibanding diameter antena stasiun bumi Afghanistan. Pada kedua stasiun bumi durasi *sun outage* tersebut diprediksi dengan menggunakan dua *outage angle* yang berbeda yaitu menggunakan *outage angle* 3 dB dan 12 dB pada setiap stasiun bumi. Dengan

menggunakan *outage angle* dengan nilai 12 dB menghasilkan prediksi *sun outage* lebih akurat dan mendekati nilai hasil dari *test ping*, sedangkan dengan menggunakan *outage angle* dengan nilai 3 dB tidak dapat memprediksi durasi dari *outage* nya (tidak ada hasil). Dari penelitian tersebut dihasilkan bahwa *calculator* yang digunakan di *Finnish Defense Forces Technical Research Center* dapat digunakan untuk memprediksi durasi dan kekuatan *sun outage* di seluruh dunia[8].

## 2.2 SISTEM KOMUNIKASI SATELIT

Satelit komunikasi adalah *spacecraft* yang mengorbit bumi serta menerima sinyal komunikasi dari stasiun bumi pemancar, memperkuat serta memprosesnya, kemudian mentransmisikannya kembali ke bumi untuk diterima oleh satu atau lebih stasiun bumi penerima. Satelit merupakan *relay* transmisi aktif, fungsinya mirip dengan menara *relay* yang digunakan dalam gelombang mikro terrestrial komunikasi. *Node* pertama informasi merupakan antarmuka terrestrial, yang kemudian mengarahkan informasi ke *uplink* satelit, yang menghasilkan gelombang radio RF (frekuensi radio) yang menyebar melalui *link* udara ke satelit yang mengorbit (atau satelit). Gelombang radio pembawa informasi diperkuat dan mungkin diproses di satelit, kemudian diformat ulang dan ditransmisikan kembali ke stasiun bumi penerima melalui gelombang radio RF kedua yang merambat melalui *link* udara[9]. Satelit komunikasi bertindak sebagai stasiun *repeater* yang menyediakan *point-to-point* dan *point-to-multipoint* atau *multipoint* layanan interaktif[10]. *Repeater* digunakan dalam satelit karena dapat menghubungkan satelit dengan *earth station* di bumi yang terpisah ribuan kilometer. *Repeater* pada satelit disebut transponder. Transponder dalam satelit komunikasi adalah rangkaian komponen yang menyediakan saluran komunikasi, atau penghubung, antara sinyal *uplink* yang diterima di antena *uplink*, dan sinyal *downlink* yang ditransmisikan oleh antena *downlink*. Satelit komunikasi berisi beberapa transponder dan beberapa peralatan untuk lebih dari satu transponder. Satelit komunikasi dapat memiliki 24 hingga 48 transponder, yang beroperasi di *C-band*, *Ku-band*, atau *Ka-band*[11].

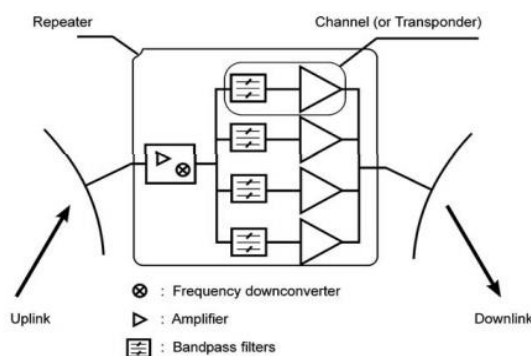


**Gambar 2. 1 Blok Diagram Konfigurasi Sistem Komunikasi Satelit[12]**

Gambar 2.1 memperlihatkan tentang konfigurasi sistem komunikasi satelit. Dalam menjalankan sistem komunikasi satelit terdapat segmen yang berperan didalamnya yaitu *Ground segment* dan *Space segment*[12].

### 2.2.1 *Space Segment*

*Space segment* berisi satu atau beberapa satelit aktif dan cadangan yang disusun menjadi sebuah benda yang saling terhubung. *Space segment* pada sistem komunikasi satelit termasuk dalam satelit di orbit dalam sistem dan stasiun bumi yang menyediakan kontrol operasional satelit di orbit[12]. Satelit terdiri dari *payload* dan *platform*. *Payload* terdiri dari antena penerima dan pemancar dan semua peralatan elektronik yang mendukung transmisi operator[12].



**Gambar 2. 2 Payload organization[12]**

Pada gambar 2.2 merupakan *payload* dimana daya pembawa diperkuat dan frekuensi diturunkan. Penguatan daya berkisar antara 100-130 dB, diperlukan untuk menaikkan tingkat daya *carrier* yang diterima dari beberapa puluh picowatt ke tingkat daya *carrier* yang diumpankan ke antena pemancar dari beberapa watt menjadi beberapa puluh watt. Konversi frekuensi diperlukan untuk meningkatkan isolasi antara *input* penerima dan transmisi *output*. Karena keterbatasan daya teknologi, *bandwidth* muatan satelit keseluruhan dibagi menjadi beberapa sub-*band*, dan pembawa di setiap sub-*band* diperkuat oleh *power amplifier*. Penguatan yang terkait dengan setiap sub-*band* disebut dengan *channels* satelit atau transponder. Pemisahan *bandwidth* dicapai dengan menggunakan satu set *filter* yang disebut *input multiplexer* (IMUX). *Carrier* yang diperkuat digabungkan kembali dalam *output multiplexer* (OMUX). *Payload* pada gambar 2.2 merupakan *payload organizations* yang dimiliki oleh satelit *single beam* dimana setiap *antenna* pengirim dan penerima hanya menghasilkan satu *beam*. *Payload* mempunyai *input* atau *output* sebanyak *upbeams* atau *downbeams*[12].

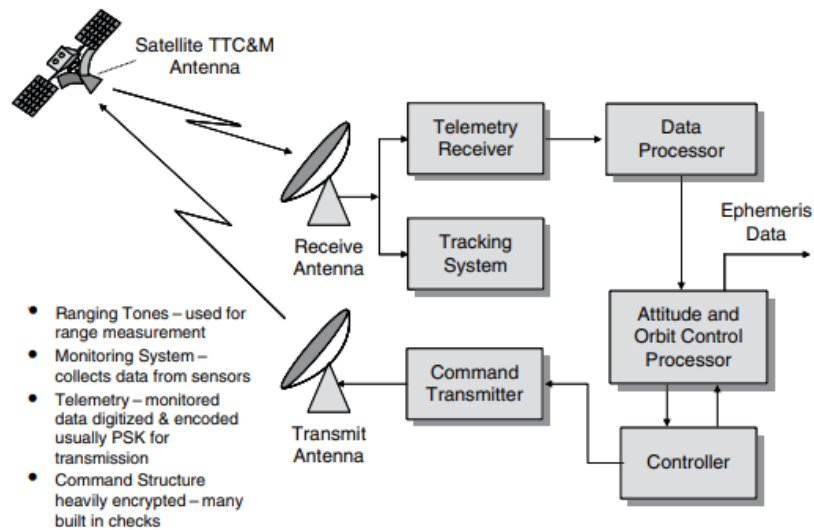
#### **2.2.1.1 Master Control**

*Master Control* berfungsi untuk mengendalikan satelit dari *ground* melalui fasilitas *control* satelit. Fungsi *tracking*, *telemetry*, *command*, dan monitoring untuk sistem tersedia pada *master control*[9]. Menerima data dari stasiun bumi dan memancarkan kembali data yang diterima ke tujuan, serta sebagai penghubung antar stasiun bumi merupakan fungsi dari *host processor* yang dihubungkan langsung pada stasiun bumi pengendali. *Master control* dan satelit merupakan kesatuan dari *space segment* yang tidak terpisahkan[12].

#### **2.2.1.2 Telemetry, Tracking, Command, and Ranging (TTC&R)**

Pada stasiun bumi terdapat stasiun *Tracking, Telemetry, Command* (TT&C) atau *Tracking, Telemetry, Command and Monitoring* (TTC&M). Stasiun TTC&M menyediakan fungsi manajemen dan kontrol *spacecraft* yang penting untuk menjaga satelit tetap beroperasi dengan aman di orbit. *Link* TTC&M antara *spacecraft* dan *ground* biasanya terpisah dari *link* komunikasi pengguna. *Link*

TTC&M dapat beroperasi di *frequency* band yang sama atau di *frequency* band lainnya[9].



**Gambar 2. 3 Subsystem TTC&M antena[9]**

Seperti gambar 2.3 diatas, subsistem TTC&M satelit terdiri dari *antenna*, *command receiver*, *tracking*, *telemetry transmitter*, dan terdapat *tracking sensors*. TTC&M merupakan fasilitas *earth station* terpisah yang dirancang khusus untuk operasi kompleks yang berfungsi untuk mempertahankan *spacecraft* di orbit. *Telemetry*, *Tracking*, *Command and Ranging* (TTC&R) merupakan proses pengambilan data yang dilakukan untuk *update* semua respon dari kondisi satelit, agar satelit tetap berada dalam kondisi yang baik dan dapat beroperasi sesuai dengan usia yang diprediksikan. Pada stasiun pengendali utama satelit juga melakukan:

1. *Telemetry*

Pengumpulan data dari sensor di *spacecraft* dan menyampaikan informasi ke darat merupakan fungsi dari *telemetry*. Data *telemetry* mencakup parameter seperti tegangan dan kondisi arus di *subsystem* daya, suhu *subsystem* kritis, status saklar dan *relay* di *subsystem* komunikasi dan *antena*, tekanan tangki bahan bakar, dan status sensor control. *Link telemetry* satelit komunikasi dapat melibatkan lebih dari 100 *channel* informasi sensor, biasanya dalam bentuk digital namun terkadang dalam bentuk analog untuk evaluasi diagnostik. Modulasi *telemetry carrier* biasanya frekuensi atau *phase shift keying* (FSK atau PSK), dengan *telemetry*

*channels* ditransmisikan dalam format *time division multiplex* (TDM). Kecepatan data saluran *telemetry* rendah biasanya hanya beberapa kbps.

## 2. *Tracking*

*Tracking* mengacu pada penentuan orbit, posisi, dan pergerakan *spacecraft* saat ini. Fungsi *tracking* dilakukan dengan sejumlah teknik, biasanya melibatkan sinyal *beacon* satelit, yang diterima di stasiun bumi satelit TTC&M. Pergeseran *doppler* dari *beacon* (atau *telemetry carrier*) dipantau untuk menentukan tingkat di mana jangkauan berubah (tingkat jangkauan). Pengukuran sudut dari satu atau lebih terminal bumi dapat digunakan untuk menentukan lokasi *spacecraft*. Jangkauan dapat ditentukan dengan mengamati waktu tunda *pulse* atau urutan *pulse* yang ditransmisikan dari satelit. Sensor akselerasi dan kecepatan pada satelit dapat digunakan untuk memantau lokasi orbit dan perubahan lokasi orbit.

## 3. *Command*

*Command* adalah fungsi pelengkap *telemetry*. Sistem *command* menyampaikan secara spesifik informasi kontrol dan operasi dari darat ke *spacecraft*, seringkali sebagai respon terhadap informasi *telemetry* yang diterima dari *spacecraft*. Parameter yang termasuk dalam *link command* yaitu perubahan dan koreksi dalam *attitude control* dan *orbital control*, *antenna pointing* dan *control*, *transponder mode operation*, *battery voltage control*[9].

## 4. *Ranging*

*Ranging* merupakan proses pengukuran jarak dari satelit ke permukaan bumi dengan tetap mengacu pada jarak satelit terhadap stasiun bumi. Satelit dikatakan tidak dalam kondisi baik apabila posisi satelit tidak dalam posisi orbitnya atau keluar dari orbitnya[13].

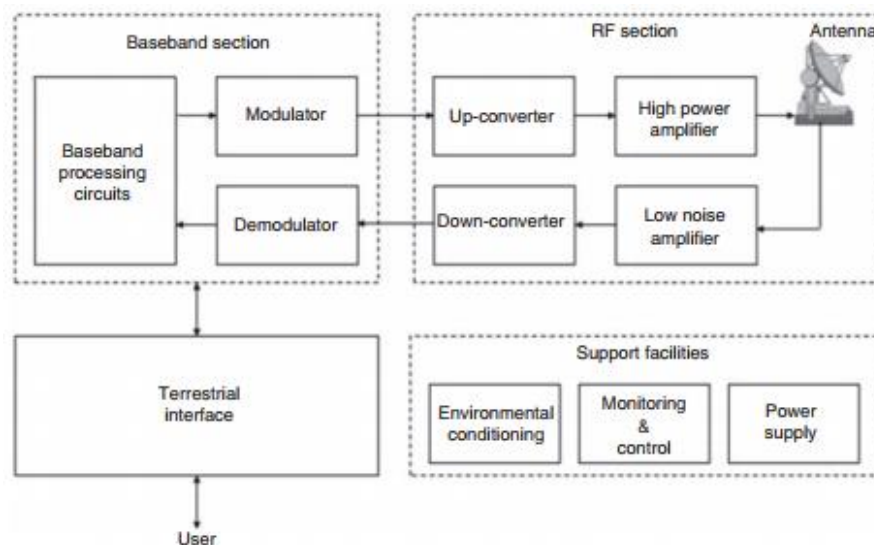
### 2.2.2 *Ground Segment*

*Ground segment* pada sistem komunikasi satelit terdiri dari terminal berbasis luas permukaan bumi yang memanfaatkan kemampuan komunikasi *space segment*[9]. *Ground segments* terdiri dari semua *traffic* stasiun bumi. Tergantung pada jenis layanan yang dipertimbangkan, stasiun-stasiun ini dapat memiliki ukuran yang berbeda, dari beberapa centimeter hingga puluhan meter[12].



### 2.2.3.1 Earth Station (Stasiun Bumi)

*Earth station* atau Stasiun bumi adalah stasiun terminal terrestrial yang sebagian besar terletak di permukaan bumi. *Earth station* yang terletak di bumi bisa tetap atau bergerak. Sebagian besar aplikasi yang terkait dengan satelit komunikasi, *earth station* mengirim dan menerima dari satelit. Dalam beberapa aplikasi khusus, *earth station* hanya mengirim atau menerima dari satelit. Terminal *earth station* yang hanya menerima terutama relevansinya dalam hal transmisi siaran. Sedangkan terminal *earth station* khusus pemancar relevan dengan aplikasi pengumpulan data. *Earth station* umumnya dikategorikan berdasarkan jenis dan layanan atau fungsi yang disediakan meskipun kadang-kadang dapat diklasifikasikan menurut ukuran antena parabola. Berdasarkan jenis layanan yang disediakan oleh *earth station* dapat diklasifikasikan menjadi 3 kategori yaitu *Fixed Satellite Service* (FSS), *Broadcast Satellite Service* (BSS), dan *Mobile Satellites Service* (MSS)[10].



**Gambar 2. 4 Blok diagram *earth station*[10]**

Pada gambar 2.4 merupakan blok diagram *earth station*. Berikut penjelasan masing-masing subsistem dari gambar di atas adalah.

#### 1. Antena parabola

Antena parabola pada komunikasi satelit berfungsi sebagai penguat daya dan mengubah menjadi gelombang RF (*Radio Frequency*) bebas dan sebaliknya.

#### 2. HPA (*High Power Amplifier*)

*High Power Amplifier* merupakan penguat akhir dari sinyal RF sebelum dipancarkan ke satelit melalui antena parabola. Sinyal RF dari *Up converter* dengan daya yang rendah di *inputkan* pada HPA, sehingga dikuatkan oleh HPA. Sinyal RF yang *diinputkan* tersebut mempunyai daya yang cukup untuk diberikan ke antena selanjutnya dan dapat dipancarkan ke satelit dengan nilai EIRP yang telah disesuaikan.

### 3. LNA (*Low Noise Amplifier*)

*Low Noise Amplifier* merupakan penguat pada arah terima yang berfungsi untuk memperkuat sinyal yang diterima dari antena parabola. LNA dan antena harus ditempatkan sedekat mungkin, hal ini bertujuan untuk nilai G/T (*Gain to Noise Temperature Ratio*) yang diterima lebih baik.

### 4. *Up/Down Converter*

*Up/down converter* terdiri dari bagian *up converter* yang berfungsi mengubah sinyal IF 70 Mhz menjadi sinyal RF 6 Ghz, sedangkan bagian *down converter* berfungsi mengubah sinyal RF 4 Ghz menjadi sinyal IF 70 Mhz. Kedua bagian tersebut menggunakan *common transponder synthesizer* 5 Ghz, sehingga *up/down converter* ini dapat dioperasikan pada *transponder* yang diinginkan.

### 5. Perangkat IF (*Intermediate Frequency*)

Perangkat IF berfungsi untuk memodulasi sinyal suara atau data menjadi sinyal IF 70 Mhz dan sebaliknya. Perangkat ini biasanya disebut MODEM (Modulator Demodulator). Jenis-jenis modem tersebut berbeda sesuai dari sistem yang digunakan, sebagai contoh :

- Sistem SCPC : Modem SCPC.
- Sistem IDR : Modem IDR.
- Sistem VSAT : Modem VSAT[13].

## 2.2.3 **Arsitektur Sistem Komunikasi Satelit**

Sistem komunikasi satelit mempunyai dua elemen dasar, yaitu stasiun bumi (*ground segment*) dan satelit (*space segment*). Stasiun bumi pada sistem komunikasi satelit berfungsi untuk mengirimkan sinyal informasi ke arah satelit dengan menggunakan frekuensi yang dinamakan frekuensi *uplink*, dan satelit berfungsi sebagai *repeater* tunggal yang bertugas untuk meneruskan sinyal

informasi ke arah tujuan dengan menggunakan frekuensi *downlink* ke stasiun bumi penerima. Konfigurasi sistem komunikasi satelit dapat dilihat di gambar 2.1.

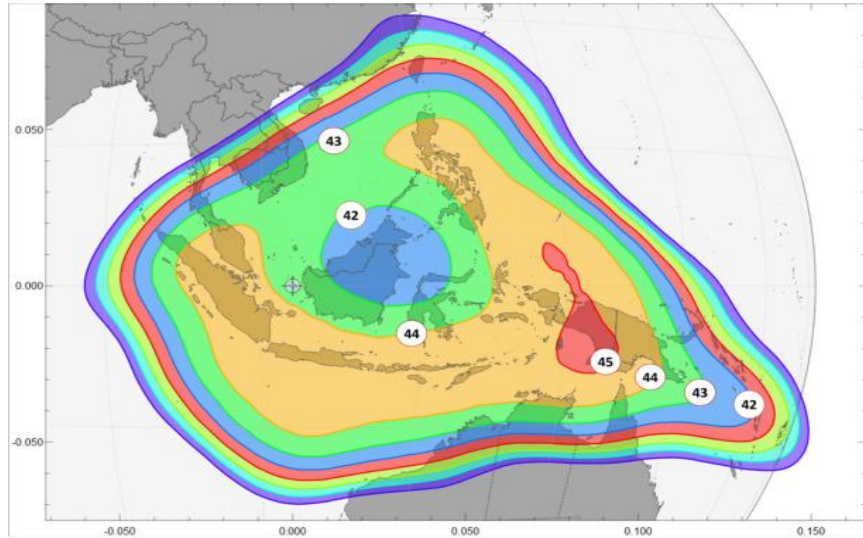
Besaran frekuensi *uplink* dan *downlink* mempunyai besaran masing-masing dan tetap mengikuti aturan standarisasi ITU-T dengan mengkategorikan besarnya frekuensi sesuai dengan *band*-nya. Aturan standarisasi *band* frekuensi ini berlaku di seluruh dunia[13]. Adapun berikut besaran *band* frekuensi komunikasi satelit yang berlaku di seluruh dunia.

**Tabel 2. 1 Alokasi Frekuensi Satelit Komunikasi[10]**

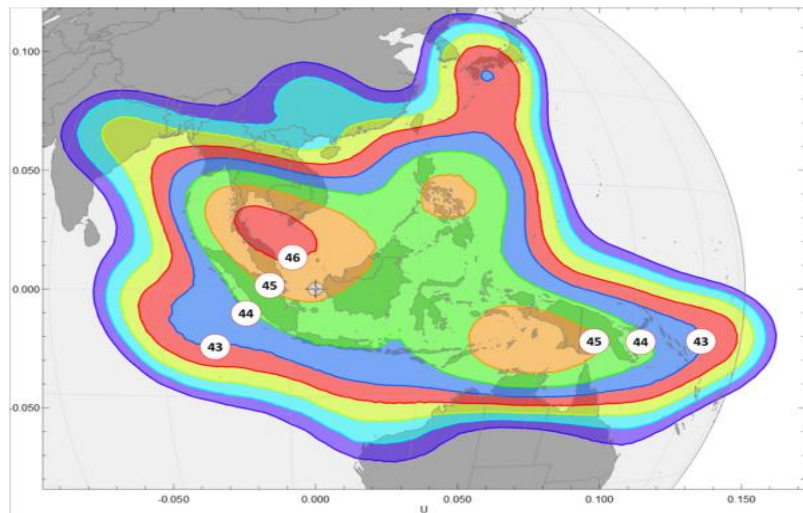
<i>Frequency band</i>	<i>Frequency (GHz)</i>	<i>Satellite Service</i>
<i>L-band</i>	2-1 GHz	MSS dan <i>positioning</i>
<i>S-band</i>	2-4 GHz	MSS
<i>C-band</i>	4-8 GHz	FSS
<i>X-band</i>	8-12 GHz	<i>Military applications</i> (EHF, UHF, dan SHF)
<i>Ku-band</i>	12-18 GHz	FSS, BSS, dan Telecom
<i>K-band</i>	18-27 GHz	FSS
<i>Ka-band</i>	27-40 GHz	BSS
<i>Q-band</i>	33-46 GHz	FSS dan BSS
<i>V-band</i>	40-75 GHz	FSS dan BSS
<i>W-band</i>	75-110 GHz	

#### 2.2.4 Satelit Merah Putih

Satelit Merah Putih dibangun oleh perusahaan pembuat satelit komersial dan perangkat antariksa asal Amerika, *Space System Loral (SSL)*. Satelit Merah Putih diharapkan dapat memenuhi *demand* transponder nasional, mengingat satelit merupakan infrastruktur komplemen yang dibutuhkan untuk menjangkau wilayah-wilayah dengan karakteristik topografi negara kepulauan seperti Indonesia. Satelit Merah Putih akan berperan penting dalam menghadirkan layanan komunikasi *broadband* di area-area yang tidak dapat dijangkau oleh teknologi *fiber optic* maupun sistem komunikasi lainnya, khususnya di wilayah terdepan, terluar, dan tertinggal (3T). Kehadiran Satelit Merah Putih akan melengkapi dua satelit Telkom lainnya yang masih aktif beroperasi, yaitu Telkom 2 dan Telkom 3S[7].



(a)



(b)

**Gambar 2. 5 Coverage Satelit Merah Putih**

**(a) Coverage Satelit Merah Putih C-band**

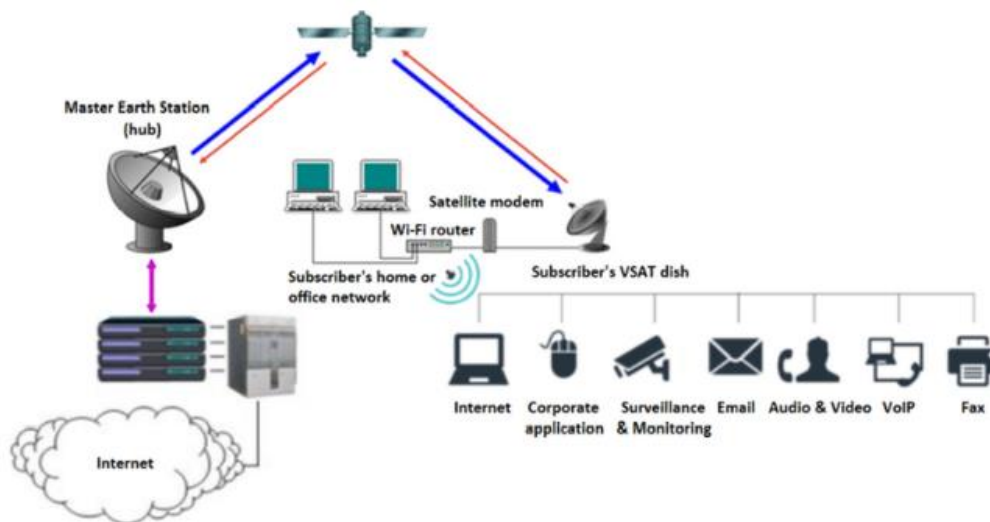
**(b) Coverage Satelit Merah Putih Ext C-band[14]**

Satelit Merah Putih menempati slot orbit  $108^{\circ}\text{E}$  atau di atas wilayah sekitar Selat Karimata. Kehadiran Satelit Merah Putih akan melengkapi dua satelit Telkom lainnya yang masih aktif beroperasi, yaitu Telkom 2 dan Telkom 3S. Satelit Merah Putih akan menambah jumlah transponder milik Telkom dari 73 menjadi 133 transponder. Satelit Merah Putih merupakan satelit telekomunikasi yang memiliki kapasitas lebih besar dan jangkauan lebih luas dibandingkan satelit milik Telkom sebelumnya. Satelit Merah Putih memiliki kapasitas 60 *active transponders*, terdiri

dari 24 *Standard C-band* yang menjangkau Asia Tenggara seperti pada gambar 2.6 (a) serta 12 *Extended C-band* yang menjangkau Asia Tenggara seperti pada gambar 2.6 (b), dan 24 *Standard C-band* yang menjangkau Asia Selatan[7].

### 2.2.5 VSAT (*Very Small Aperture Terminal*)

VSAT atau *Very Small Aperture Terminal* adalah istilah yang terkenal untuk stasiun bumi kecil dan biaya rendah yang terhubung langsung ke pengguna. Aplikasi yang paling penting dari sistem VSAT adalah dalam bentuk jaringan komunikasi kelompok pengguna *private* dimana VSAT jarak jauh dipasang langsung di tempat setiap pengguna jarak jauh. Sebagian besar jaringan VSAT beroperasi dengan stasiun bumi pusat yang lebih besar (*hub*) yang mendistribusikan, mengontrol dan bertukar informasi menuju atau diantara VSAT jarak jauh. Stasiun bumi VSAT secara fungsional dibagi menjadi tiga elemen utama: antena, ODU (*outdoor unit*) dan IDU (*indoor unit*)[15]. Konfigurasi jaringan VSAT dengan menggunakan *wireless LAN* ditunjukkan pada gambar 2.6.



**Gambar 2. 6 Jaringan VSAT dengan *wireless LAN*[16]**

Antena parabola kecil dengan diameter 1 hingga 2 meter biasanya digunakan secara luas. ODU biasanya berisi elektronik RF seperti *noise converter* rendah (*noise amplifier* rendah dengan *down converter*) dan *power converter tinggi*

(*amplifier* daya tinggi dengan *up converter*) yang dipasang di belakang fokus antena titik. Antena dengan ODU dapat dipasang dengan sangat mudah di atap, di dinding, atau di parkir mobil gedung perkantoran pengguna, tempat terminal data pengguna berada. IDU biasanya berisi sirkuit IF, modem dan prosesor sinyal *baseband*. Terkadang sirkuit modulator terkandung dalam ODU bukan di IDU[15].

## **2.2.6 Jenis VSAT**

VSAT dibagi menjadi 2 kategori berdasarkan layanannya yaitu VSAT *Link* (SCPC) dan VSAT IP. Masing-masing layanan VSAT memiliki keuntungan dalam pengoperasiannya. Perbedaan antara layanan VSAT adalah sebagai berikut[2].

### **2.2.6.1 VSAT IP**

VSAT IP adalah layanan komunikasi data yang menggunakan media akses satelit dengan *Time Division Multiplex* (TDM) atau *Time Division Multiple Access* (TDMA) teknologi berdasarkan standar *Internet Protocol* (IP). Layanan VSAT IP cocok untuk:

1. Transaksi dan aplikasi interaktif antara lain, reservasi tiket hotel/pesawat, ATM (*Automated Teller Machines*), lalu lintas data kecil.
2. Sebagai remote terminal/telnet/terminal pada aplikasi dengan sentralisasi dalam *database*, termasuk *input data*, *inventory control* dan *payment poin*.
3. *Web Surfing*, termasuk *e-mail*, *Instant Messaging*, *File Transfer Protokol* (FTP)[2].

### **2.2.6.2 VSAT SCPC**

VSAT *Link* adalah layanan komunikasi data yang menggunakan media akses satelit dengan SCPC (*Single Channel per Carrier*) teknologi. Jenis hubungan VSAT *Link* dapat berupa hubungan *Point to Point* atau *Point to Multipoint Relationships*. Layanan VSAT *Link* cocok untuk:

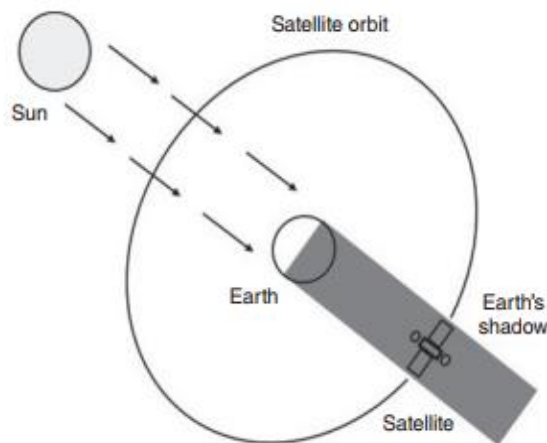
1. Komunikasi data termasuk LAN ke Koneksi LAN berdasarkan protokol IP, mengirim besar file dan gambar seperti CAD/CAM dan file video.

2. Komunikasi Suara termasuk suara langsung komunikasi melalui telepon antara dua lokasi (*direct line*). Selain komunikasi suara melalui jaringan *private local central network* (PABX).
3. Video komunikasi.
4. Komunikasi interaktif melalui video dan suara (konferensi video dan suara)[2].

### 2.3 GANGGUAN ORBIT SATELIT

Gangguan orbit satelit merupakan gangguan alami yang tidak dapat dihindari pada saat kejadian. Terdapat dua gangguan orbit pada satelit yaitu *eclipse* (yang disebabkan oleh bulan) dan *sun outage* (yang disebabkan oleh matahari).

#### 2.3.1 Gerhana (*Eclipse*)

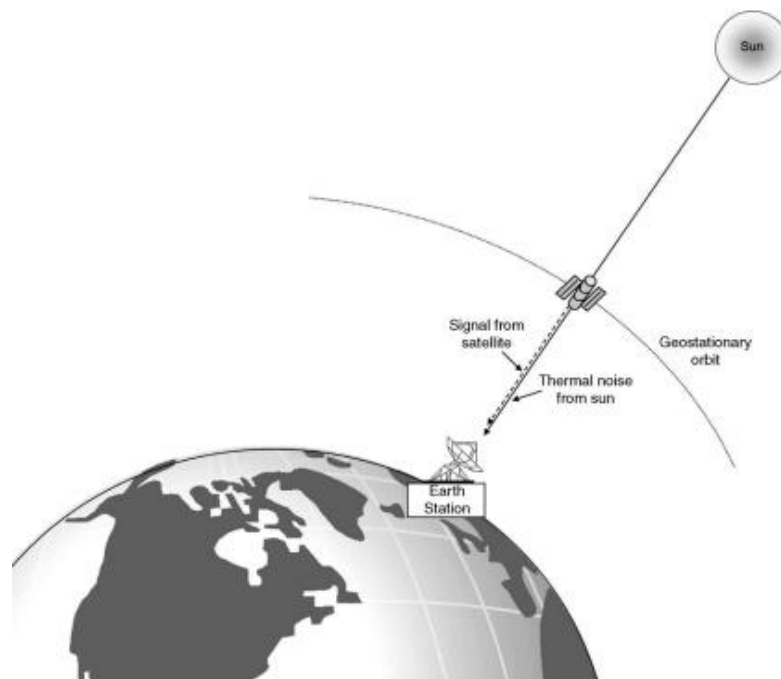


**Gambar 2. 7 Gerhana satelit[10]**

Gerhana merupakan sebuah kejadian dimana posisi satelit terhalang oleh posisi bumi dari sinar matahari. Akibat dari gerhana ini, maka catu daya satelit yang mengandalkan sinar matahari akan terganggu. Satelit akan mendapat catu daya dari baterai selama gerhana berlangsung. Perpindahan catuan dari *solar cell* ke baterai terkadang menyebabkan gangguan pada satelit[13].

### 2.3.2 Sun outage

*Sun outage* adalah gangguan atau distorsi sinyal komunikasi yang disebabkan oleh gangguan radiasi matahari. Gangguan serius terhadap layanan komunikasi satelit dalam jangka waktu tertentu. Matahari adalah sumber gelombang mikro yang kuat dengan suhu yang setara sekitar 6000 K - 10.000 K, sedangkan frekuensi yang digunakan oleh satelit komunikasi adalah 4-50 GHz. Matahari memancar kuat di seluruh spektrum, termasuk frekuensi gelombang mikro (seperti *C-band*, *Ku-band* dan *Ka-band*) yang digunakan untuk berkomunikasi dengan satelit, dan untuk mengirim radiasi elektromagnetik tingkat tinggi ke satelit. Oleh karena itu, *antenna earth station* tidak hanya menerima sinyal dari satelit tetapi juga *noise temperature* yang ditransmisikan oleh matahari[11]. Maka akan mengakibatkan gangguan atau distorsi sinyal satelit. Efek dari *sun outage* berkisar dari *partial degradation* (peningkatan BER) hingga interferensi sinyal. Ketika sinyal elektromagnetik interferensi kuat dari matahari dan sinyal satelit berada dalam arah yang sama, spektrum elektromagnetik matahari yang luas merupakan sumber kebisingan yang sangat besar untuk antenna penerima di stasiun bumi. Sinyal komunikasi diliputi oleh radiasi Matahari, dan sistem demodulasi tidak dapat membedakan antara sinyal satelit dan sinyal interferensi matahari[5].



**Gambar 2. 8 Fenomena Sun Outage[10]**



*Sun outage* terjadi ketika satelit berada di tengah-tengah antara matahari dan stasiun penerima bumi, ketika matahari, bumi, dan satelit bergerak garis lurus selama orbit satelit mengelilingi bumi. Pada saat ini, parabola antena di ujung penerima diarahkan ke satelit, yang menghasilkan interferensi dari matahari[17]. Atau dengan kata lain bahwa pada posisi *sun outage* ini, jarak satelit dengan matahari mencapai jarak terdekat. Jarak yang sangat dekat diantara matahari dan satelit tersebut menyebabkan perangkat yang ada di *space segment* akan mengalami panas yang meningkat drastis, akibatnya performa atau kinerja satelit akan berkurang[13]. Energi matahari mengganggu sinyal satelit dan mempengaruhi sinyal yang diterima oleh stasiun bumi. Efek utama dari *sun outage* adalah peningkatan *noise* pada sistem di arah *downlink*. *Sun outage* sangat mempengaruhi transmisi kualitas dan membatasi ketersediaan sistem[8].

*Sun outage* menyebabkan sinyal melemah bahkan hilang pada stasiun bumi penerima sesuai dengan durasi berlangsungnya *sun outage*. Akibatnya kinerja satelit dan stasiun bumi *downlink* mengalami kehilangan sinyal pada saat terjadi *sun outage*. *Sun outage* terjadi setiap hari selama kurang lebih 6 hari, dan waktu maksimum untuk *sun outage* normal sekitar 10 menit. *Sun outage* terjadi sebelum *equinox* Maret (Februari dan Maret) dan setelah *equinox* September (September dan Oktober) di belahan bumi utara, dan *sun outage* terjadi setelah *equinox* Maret dan sebelum *equinox* September pada belahan bumi selatan[3]. Periode terjadinya *sun outage* dapat diprediksi namun untuk durasi waktu gangguannya berbeda pada setiap lokasi *ground station* yang terdampak. Durasi dan waktu terjadinya *sun outage* juga tergantung pada banyak parameter seperti level sinyal, karakteristik antena, *pointing accuracy* dan model matematika yang digunakan untuk menghitung durasi dan waktu[4]. Durasi *sun outage* juga tergantung dengan ukuran antena yang digunakan. Apabila antena yang digunakan berukuran besar maka durasi *sun outage* yang berlangsung akan singkat, dan apabila *antena* yang digunakan berukuran kecil maka durasi *sun outage* akan berlangsung lama[3].

## **2.4 PERHITUNGAN LINK BUDGET**

Perhitungan *link budget* dalam sistem komunikasi satelit dilakukan untuk mengetahui kualitas pada suatu *link* komunikasi[2]. Tujuan dari perhitungan *link*

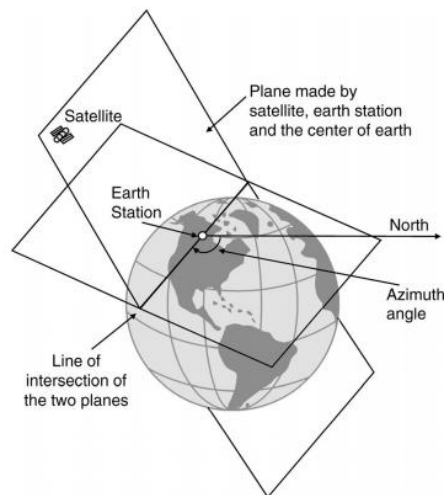
*budget* adalah untuk menjaga keseimbangan *gain* dan *loss* dari antenna pengirim (Tx) ke antenna penerima (Rx)[3].

### 2.4.1 Pointing Antena

Stasiun bumi mempunyai peranan penting sebagai pemancar dan penerima pada sistem komunikasi satelit, maka stasiun bumi harus berada di posisi yang tepat. Antena stasiun bumi harus diarahkan pada cakupan satelit agar sinyal yang dikirim dan dipancarkan dapat diterima dengan baik dan tidak banyak terjadi *loss* pada stasiun penerima, maka dibutuhkan sudut *elevasi* dan *azimuth*[13].

#### 2.4.1.1 Azimuth Angle (Sudut Azimuth)

Sudut *azimuth* adalah sudut rotasi terhadap sumbu vertical melalui stasiun bumi yang dihitung searah dengan jarum jam dari arah utara[18].



**Gambar 2. 9 Sudut Azimuth[10]**

Sudut *azimuth* ( $A$ ) secara teoritis berada di antara 0 dan 360 , namun tergantung dari lokasi stasiun bumi dengan mengambil acuan pada titik sub satelit, yakni sebagai berikut.

1. Sebelah utara khatulistiwa

Stasiun bumi berada di barat satelit :  $A = A'$

Stasiun bumi berada di timur satelit :  $A = 180 + A'$

2. Sebelah selatan khatulistiwa

Stasiun bumi berada di barat satelit :  $A=A'$

Stasiun bumi berada di timur satelit :  $A=360-A'$

Dengan,  $A$  adalah sudut *azimuth* ( $^{\circ}$ )

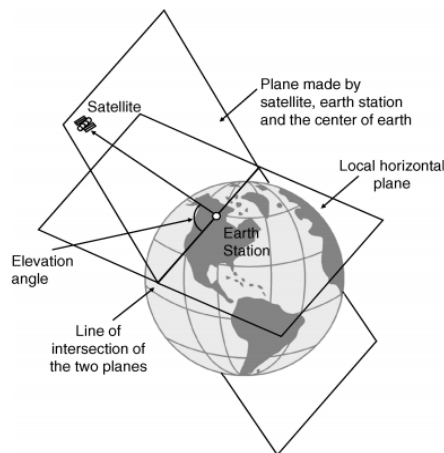
Dalam mengarahkan posisi antenna stasiun bumi ke arah antenna satelit diperlukan perhitungan sudut *azimuth* dan *elevasi*, sehingga tidak terjadi *pointing loss* pada saat pengiriman atau penerimaan sinyal dari satelit. Perhitungan sudut *azimuth* ( $A'$ ), dapat menggunakan persamaan berikut[13].

Dengan,  $A'$  adalah sudut positif ( $^{\circ}$ )

$$A' = \tan^{-1} \left( \frac{\tan |\theta_s - \theta_l|}{\sin \theta_l} \right) \quad (2.1)$$

$$= \tan^{-1} \left[ \frac{\tan |long_{SB} - long_{Sat}|}{\sin lat_{SB}} \right]$$

#### 2.4.1.2 Elevation Angle (Sudut Elevasi)



**Gambar 2. 10 Sudut Elevasi[10]**

Sudut *elevasi* merupakan sudut rotasi terhadap sumbu horizontal yang tegak lurus terhadap bidang vertikal dari  $0^{\circ}$  hingga  $90^{\circ}$  pada satelit dan antenna[18]. Sudut *elevasi* dapat diperoleh menggunakan persamaan berikut[13].

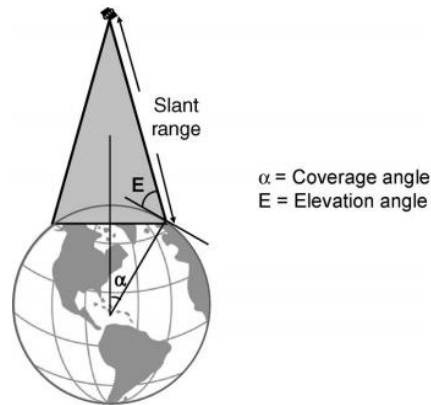
$$E = \tan^{-1} \left[ \frac{\cos l \cdot \cos L - 0,151}{\sqrt{1 - (\cos l \cdot \cos L)^2}} \right] \quad (2.2)$$

Dimana:

$E$  = Sudut *elevasi* ( $^{\circ}$ )

- $L$  = Selisih *longitude* stasiun bumi dengan satelit ( $^{\circ}$ )  
 $l$  = Nilai *latitude* stasiun bumi ( $^{\circ}$ )

### 2.4.2 *Slant Range*



Gambar 2. 11 *Slant Range*[10]

*Slant range* merupakan daerah kemiringan antar stasiun bumi dengan satelit, jarak sebenarnya dapat diukur dari stasiun bumi ditarik lurus menuju posisi satelit[3]. Untuk menghitung nilai *slant range* maka menggunakan persamaan berikut[12].

$$R = \sqrt{R_0^2 + 2R_E (R_E + R_0) (1 - \cos l \cos L)} \quad (2.3)$$

Dimana:

- $R$  = *Slant range* (km)  
 $R_0$  = Orbit satelit Geostasioner (35786 km)  
 $R_e$  = Jari-jari bumi (6.378 km)  
 $\cos l$  = Selisih *longitude* stasiun bumi dengan satelit ( $^{\circ}$ )  
 $\cos L$  = Nilai *latitude* dari stasiun bumi ( $^{\circ}$ )

### 2.4.3 *Delay Propagasi*

*Delay propagasi* adalah waktu yang diperlukan untuk mengirim informasi dari pemancar ke penerima[3]. Nilai *delay propagasi* dihitung menggunakan persamaan berikut[12].

$$t_{SL} = \frac{R}{c} \text{ (s)} \quad (2.4)$$

Dengan:

$t_{SL}$  = Delay propagasi (ms)

$R$  = Slant range (km)

$c$  = Kecepatan cahaya ( $3 \times 10^8$  m/s)

#### 2.4.4 Gain Antenna

*Gain* atau penguatan merupakan penguatan daya pada *antenna* baik *transmitter* (Tx) maupun *receiver* (Rx)[3]. Persamaan untuk penguatan *antena* adalah sebagai berikut[12].

$$G = 10 \log \eta \left( \frac{\pi D f}{c} \right)^2 \quad (2.5)$$

Dengan:

$G$  = Gain antena (dBi)

$D$  = Diameter antena (m)

$\eta$  = Efisiensi *antenna* (%)

$c$  = Kecepatan cahaya ( $3 \times 10^8$  m/s)

$\pi$  = Nilai *phi* (3,14)

$f$  = Frekuensi (GHz)

#### 2.4.5 Figure of Merit (G/T)

*Figure of merit* atau G/T menunjukkan perbandingan antara *gain* penerimaan antena dan temperatur *noise* dari sistem penerimaan yang menunjukkan kualitas dari suatu sistem penerimaan sinyal[3]. G/T dapat dihitung dengan menggunakan persamaan berikut[12].

$$\frac{G}{T} = G_r - 10 \log_{10}(t_s) \quad (2.6)$$

Dengan:

$G/T$  = *Figure of Merit* (dB/°K)

$G_r$  = Gain antenna receiver (dBi)  
 $t_s$  = Temperature sistem receiver (°K)

#### 2.4.6 Effective Isotropic Radiated Power (EIRP)

EIRP (*Effective Isotropic Radiated Power*) adalah besarnya daya *carrier* yang dipancarkan oleh suatu antena[13]. EIRP dapat dihitung dengan menggunakan persamaan berikut[19].

$$EIRP = 10 \log P_T - L_T + G_T \text{ dBW} \quad (2.7)$$

Dengan:

$EIRP$  = *Effective Isotropic Radiated Power* (dBW)

$P_T$  = *Transmitter power* (dBW)

$L_T$  = *Transmitter losses* (dB)

$G_T$  = *Gain antenna pemancar* (dBi)

#### 2.4.7 Redaman Propagasi

##### 2.4.7.1 Redaman Ruang Bebas (*Free Space Loss*)

FSL (*Free Space Loss*) adalah hilangnya kekuatan sinyal karena jarak dari pemancar[11]. *Free space loss* dapat dihitung dengan persamaan berikut[9].

$$L_{FS}(dB) = 20 \log f + 20 \log r + 92,44 \quad (2.8)$$

Dengan :

$L_{FS}$  = *Free space loss* (dB)

$r$  = jarak antara stasiun bumi ke satelit (km)

$f$  = Frekuensi (GHz)

##### 2.4.7.2 Rain Attenuation

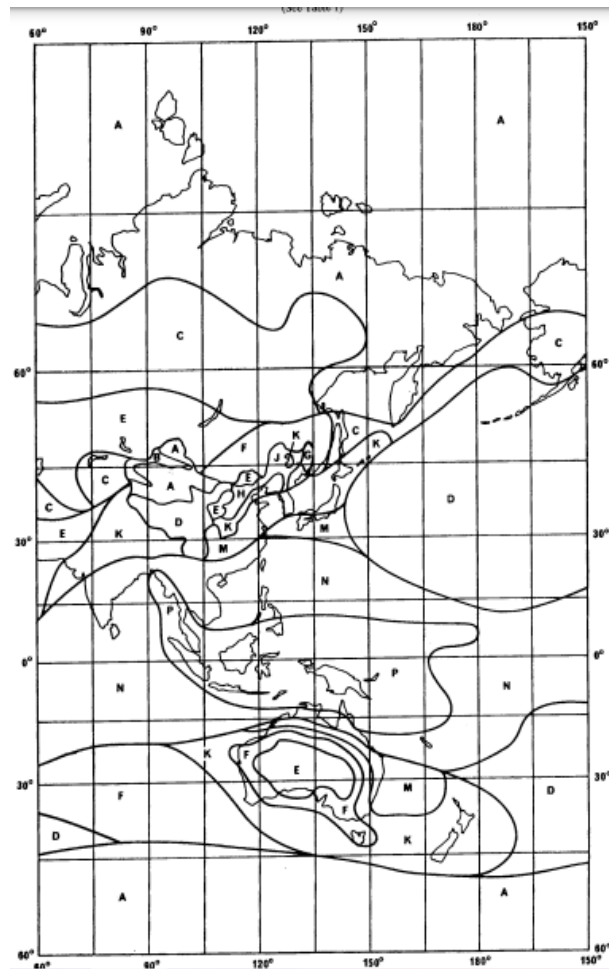
Hujan merupakan efek cuaca utama yang menjadi perhatian komunikasi bumi dan luar angkasa yang beroperasi di band frekuensi di atas 3 GHz. Masalah hujan sangat signifikan untuk frekuensi operasi di atas 10 GHz. Tetesan hujan

menyerap dan menyebarkan energi gelombang radio, menghasilkan redaman hujan (pengurangan amplitudo sinyal yang ditransmisikan), yang dapat menurunkan keandalan dan kinerja tautan komunikasi[12].

Untuk mencari besarnya redaman hujan, maka menggunakan persamaan berikut

a. Menentukan curah hujan 0,01% dari rata-rata per tahun

Dapatkan tingkat curah hujan,  $R_{0,01}$ , melebihi 0,01% dari rata-rata tahun (dengan waktu integrasi satu menit) untuk lokasi tanah yang diinginkan. Jika laju curah hujan ini tidak tersedia dari statistik jangka panjang data lokal, pilih nilai laju hujan pada rate 0,01% dari peta intensitas hujan[12].



**Gambar 2. 12 Intensitas Hujan Berdasarkan Recommendation ITU-R PN.837-1[20]**

**Tabel 2. 2 Intensitas Hujan (mm/h)[20]**

Percentage of time (%)	A	B	C	D	E	F	G	H	J	K	L	M	N	P	Q
1,0	<0.1	0.5	0.7	2.1	0.6	1.7	3	2	8	1.5	2	4	5	12	24
0,3	0.8	2	2.8	4.5	2.4	4.5	7	4	13	4.2	7	11	15	34	49
0,1	2	3	5	8	6	8	12	10	20	12	15	22	35	65	72
0,03	5	6	9	13	12	15	20	18	28	23	33	40	65	105	96
0,01	8	12	15	19	22	28	30	32	35	42	60	63	95	145	115
0,003	14	21	26	29	41	54	45	55	45	70	105	95	140	200	142
0,001	22	32	42	42	70	78	65	83	55	100	150	120	180	250	170

Berdasarkan gambar dan tabel intensitas hujan di atas, wilayah Indonesia berada di *region rain zone* “P” dengan nilai intensitas hujan pada persentase 0,01% per tahun di Indonesia adalah 145 mm/h.

b. Ketinggian Hujan ( $h_R$ )

Ketinggian hujan untuk lokasi tertentu dapat ditentukan dengan menggunakan interpolasi bilinear pada nilai-nilai di empat titik *grid* terdekat[12].

$$h_R = h_o + 0.36 (km) \tag{2. 9}$$

Dengan:

$h_R$  = ketinggian hujan (km)

$h_o$  = ketinggian atmosfer (km)

c. Panjang *slant path* yang terpengaruhi hujan ( $L_S$ )

Panjang *slant path* merupakan panjang jarak stasiun bumi dengan satelit yang dibatasi oleh ketinggian hujan (panjang lintasan hujan efektif) . Panjang *slant path* yang terpengaruh hujan ( $L_s$ ) dapat diketahui dengan menggunakan persamaan berikut[12].



$$L_S = \frac{h_R - h_S}{\sin E} \quad (2.10)$$

Dengan:

$L_S$  = Panjang *slant path* yang terpengaruh hujan (km)

$h_R$  = ketinggian hujan (km)

$h_S$  = ketinggian stasiun bumi dari permukaan laut (km)

$E$  = sudut *elevasi* ( $^\circ$ )

$R_E$  = jari-jari bumi (8500 km)

d. Panjang proyeksi horizontal dari panjang *slant path*

Panjang proyeksi horizontal adalah panjang *slant path* yang diproyeksikan menjadi horizontal (jarak lintasan hujan). Panjang proyeksi horizontal dapat diketahui dengan menggunakan persamaan berikut[12].

$$L_G = L_S \cos E \quad (2.11)$$

Dengan:

$L_G$  = Jarak lintasan hujan (km)

$L_S$  = Panjang *slant path* yang terpengaruh hujan (km)

$E$  = Sudut *elevasi* ( $^\circ$ )

Berdasarkan informasi yang diterbitkan ITU, intensitas hujan yang dapat menimbulkan *link* komunikasi terputus dalam persentase 0.01% per tahun di wilayah Indonesia berdasarkan gambar 2.11 adalah 100 mm/h.

e. Menghitung redaman spesifik.

Adapun untuk mengetahui redaman spesifik dengan menggunakan persamaan berikut[12].

$$\gamma_R = k R_{0.01} \alpha \quad (2.12)$$

Dengan:

$\gamma_R$  = Redaman hujan spesifik (dB/km)

$R_{0.01}$  = Curah hujan

$k, \alpha$  = fungsi frekuensi, sudut *elevasi*, dan sudut kemiringan polarisasi

**Tabel 2. 3 Koefisien Regresi Untuk Penentuan Redaman Spesifik ITU-R P.838-3[12]**

Frekuensi (GHz)	$k_H$	$k_V$	$\alpha_H$	$\alpha_V$
1	0.0000259	0.0000308	0.9691	0.8592
2	0.0000847	0.0000998	1.0664	0.9490
3	0.0001390	0.0001942	1.2322	1.0688
3,5	0,0001155	0.0002346	1.4189	1.1387
4	0.0001071	0.0002461	1.6009	1.2476
6	0.007056	0.0004878	1.5900	1.5882
7	0.001915	0.001425	1.4810	1.4745
8	0.004115	0.003450	1.3905	1.3797
10	0.01217	0.01129	1.2571	1.2156

$k$  dan  $\alpha$  dihitung menggunakan koefisien regresi  $k_H$ ,  $k_V$ ,  $\alpha_H$ , dan  $\alpha_V$  pada frekuensi dari :

$$k = [k_H + k_V + (k_H - k_V) \cos^2 E \cos 2\tau]/2 \quad (2.13)$$

$$\alpha = [k_H \alpha_H + k_V \alpha_V + (k_H \alpha_H - k_V \alpha_V) \cos^2 E \cos 2\tau]/2 k \quad (2.14)$$

Dimana :

$E$  = sudut elevasi ( $^\circ$ )

$\tau$  = sudut kemiringan polarisasi ( $^\circ$ )

f. Menghitung faktor reduksi horizontal

Faktor reduksi horizontal ( $r_{0,01}$ ) dari rain rate  $R_{0,01}$ [12].

$$r_{0,01} = \frac{1}{1 + 0.78 \sqrt{\frac{L_G \gamma_R}{f}} - 0.38(1 - e^{-2L_G})} \quad (2.15)$$

Dengan:

$L_G$  = Jarak lintasan hujan (km)

$\gamma_R$  = Redaman hujan spesifik (dB/km)

g. Menghitung faktor penyesuaian vertical

Dalam penyesuaian faktor vertical,  $v_{0,01}$ , pada 0.01% dapat menggunakan persamaan sebagai berikut[12].

$$v_{0.01} = \frac{1}{1 + \sqrt{\sin E} \left[ 31 \left( 1 - e^{-\left(\frac{E}{1+x}\right)} \right) \frac{\sqrt{L_R \gamma_R}}{f^2} - 0.45 \right]} \quad (2.16)$$

dimana,

$$L_R = \frac{L_G r_{0.01}}{\cos E} \text{ km for } \frac{(h_R - h_S)}{\sin E} \text{ km for } \leq \quad (2.17)$$

dan

$$= \tan^{-1} \left( \frac{h_R - h_S}{L_G r_{0.01}} \right) \text{ deg} \quad (2.18)$$

$$x = 36 - |\text{latitude}| \text{ deg for } |\text{latitude}| < 36$$

$$= 0 \quad \text{for } |\text{latitude}| \geq 36$$

h. Menentukan *path length* efektif

Path length efektif dapat ditentukan menggunakan persamaan berikut[12].

$$L_E = L_R v_{0.01} \text{ km} \quad (2.19)$$

i. Menghitung redaman untuk 0,01% dari rata-rata per tahun

Atenuasi yang diprediksi terlampaui untuk 0,01% rata-rata per tahun  $A_{0.01}$ , dapat ditentukan menggunakan persamaan berikut[12].

$$A_{0.01} = \gamma_R L_E \text{ dB} \quad (2.20)$$

#### 2.4.8 Carrier to Noise Ratio (C/N)

*Carrier to Noise Ratio* menunjukkan nilai perbandingan sinyal pembawa (*carrier*) terhadap *noise* pada sistem penerima. Salah satu tolak ukur untuk mengindikasikan suatu *link* memiliki kualitas sinyal baik atau buruk dapat dilihat dari nilai hasil perhitungan C/N. Untuk mengetahui nilai C/N dilakukan perhitungan yang masih terbagi dalam C/N *Uplink*, C/N *Downlink*, dan C/N Total.

Untuk menghitung  $C/N$  *Uplink* dan  $C/N$  *Downlink* dapat menggunakan persamaan berikut[9].

$$\left(\frac{C}{N}\right) = EIRP + \left(\frac{G}{T}\right) - (L_{FS} + \text{Other Losses}) - k - B_N \quad (2. 21)$$

Dengan:

$EIRP$  = EIRP stasiun bumi pemancar (dBw)

$G/T$  = *Figure of merit* (dB/°K)

$L_{FS} + \text{Other Losses}$  = Redaman total (dB)

$k$  = Konstanta *Boltzman* (-228,6 dBw/K/Hz)

$B_N$  = *Noise Bandwidth* (Hz)

Dimana untuk mengetahui nilai dari *noise bandwidth* dapat menggunakan persamaan sebagai berikut[21].

$$B_N = 10 \log BW \quad (2. 22)$$

Adapun untuk mengetahui nilai dari *bandwidth* dapat menggunakan persamaan sebagai berikut[21].

$$BW = \frac{R_{info}}{FEC} \left(\frac{1+a}{m}\right) \quad (2. 23)$$

Dimana:

$B_N$  = *Noise Bandwidth* (dB/Hz)

$BW$  = *Bandwidth* yang digunakan (Hz)

$R_{info}$  = *Information rate* (bps)

$FEC$  = *Forward error correction*

$a$  = *roll of factor* ( $0 \leq a \leq 1$ )

$m$  = jumlah bit untuk satu simbol

Setelah diperoleh hasil nilai  $C/N$  *uplink* dan  $C/N$  *downlink* maka untuk mengetahui sinyal secara keseluruhan dilakukan perhitungan  $C/N$  total. Untuk mengetahui nilai  $C/N$  total maka dapat menggunakan persamaan[22].

$$\left(\frac{C}{N}\right)_c = \frac{1}{\left(\frac{C}{N}\right)_u^{-1} + \left(\frac{C}{N}\right)_d^{-1}} \quad (2.24)$$

Dengan:

$C/N_u$  = *Carrier to Noise Ratio uplink*

$C/N_d$  = *Carrier to Noise Ratio downlink*

#### 2.4.9 Energy Per Bit to Noise Ratio (Eb/No)

*Energy Per Bit to Noise Ratio (Eb/No)* menunjukkan perbandingan energi per bit per kepadatan derau. Dengan menggunakan parameter nilai perhitungan  $C/No$ . Maka besarnya  $Eb/No$  dapat dihitung dengan menggunakan persamaan[9].

$$\frac{Eb}{No} = \frac{C}{N_{Total}} + 10 \log \frac{BW}{R_b} \quad (2.25)$$

Dimana:

$C/N_{Total}$  =  $C/N$  total (dB)

$BW$  = *Bandwidth* yang dibutuhkan (Hz)

$R_b$  = *Date rate* (bps)

#### 2.4.10 Bit Error Rate (BER)

*Bit Error Rate (BER)* merupakan perbandingan antara jumlah bit pada informasi yang diterima secara tidak benar dengan jumlah bit informasi yang ditransmisikan pada selang waktu tertentu[3]. Untuk mengetahui nilai BER dapat dihitung dengan menggunakan persamaan[19].

$$BER = \frac{e^{-\left(\frac{Eb}{No}\right)}}{\sqrt{4\pi \left(\frac{Eb}{No}\right)}} \quad (2.26)$$

Dimana:

$E_b/N_0 = \text{Energy Bit to Noise Ratio (dB)}$

#### 2.4.11 Link Availability

*Link availability* atau ketersediaan sistem didefinisikan sebagai ketersediaan tautan dari stasiun bumi pengirim (pemancar) ke satelit dan turun ke stasiun bumi penerima[3]. Untuk mengetahui probabilitas ketersediaan pada *link* satelit, gunakan berikut ini[18].

$$A = \frac{100 (\text{total usage time} - \text{down time})}{\text{total usage time}} \% \quad (2. 27)$$

Dua periode waktu yang paling sering digunakan untuk spesifikasi *availability link* adalah persentase tahunan dan bulan. Berikut adalah tabel waktu *outage* (penghentian) tahunan dan bulanan dalam spesifikasi *availability* yang tersedia dalam *link* komunikasi[9].

**Tabel 2. 4 Waktu *outage* tahunan dan bulanan untuk persentase *outage availability* tertentu[9]**

<i>Outage (%)</i>	<i>Availability</i> atau <i>Reliability (100%)</i>	<i>Outage Time</i>	
		Tahunan (hr/min per tahun)	Bulanan (hr/min per bulan)
0	100	0 hr	0 hr
10	90	876 hr	73 hr
1	99	87.6 hr	7.3 hr
0.1	99.9	8.76 hr	44 min
0.05	99.95	4.38 hr	22 min
0.01	99.99	53 min	4 min
0.005	99.995	26 min	2 min
0.001	99.999	5min	0.4 min