

**ANALISIS PENERIMAAN DAYA SATELIT LAPAN-A3 PADA
STASIUN BUMI PENGINDERAAN JAUH LAPAN PAREPARE**



OLEH :

IKHWAN EDY UMAR

K105 82 1311 14

MUSTAFA SUHRI

105 82 985 12

**JURUSAN TEKNIK ELEKTRO
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH MAKASSAR
MAKASSAR**

2017

**ANALISIS PENERIMAAN DAYA SATELIT LAPAN-A3 PADA STASIUN
BUMI PENGINDERAAN JAUH LAPAN PAREPARE**

Skripsi

Diajukan sebagai salah satu syarat
Untuk memperoleh gelar Sarjana
Program Studi Teknik Telekomunikasi
Jurusan Teknik Elektro
Fakultas Teknik

Disusun dan diajukan oleh

IKHWAN EDY UMAR

K105 82 1311 14

MUSTAFA SUHRI

105 82 985 12

PADA

UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH MAKASSAR

MAKASSAR

2017



UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH MAKASSAR

FAKULTAS TEKNIK

GEDUNG MENARA IQRA LT. 3

Jl. Sultan Alauddin No. 259 Telp. (0411) 866 972 Fax (0411) 865 588 Makassar 90221

Website: www.unismuh.ac.id, e_mail: unismuh@gmail.com

Website: <http://teknik.unismuh.makassar.ac.id>

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

HALAMAN PENGESAHAN

Tugas Akhir ini diajukan untuk memenuhi syarat ujian guna memperoleh gelar Sarjana Teknik (ST) Program Studi Teknik Elektro Jurusan Teknik Elektro Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Makassar.

Judul Skripsi : **ANALISIS PENERIMAAN DAYA SATELIT LAPAN-A3 PADA STASIUN BUMI PENGINDERAAN JAUH LAPAN PAREPARE**

Nama : 1. Ikhwan Edy Umar
2. Mustafa Suhri

Stambuk : 1. K105 82 1311 14
2. 105 82 985 12

Makassar, 16 Oktober 2017

Telah Diperiksa dan Disetujui
Oleh Dosen Pembimbing;

Pembimbing I

Dr. Ir. Hj. Hafsah Nirwana, M.T

Pembimbing II

Umar Katu, S.T.,M.T

Mengetahui,

Ketua Jurusan Elektro



Umar Katu, S.T., M.T.

NBM : 990 410



UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH MAKASSAR

FAKULTAS TEKNIK

GEDUNG MENARA IQRA LT. 3

Jl. Sultan Alauddin No. 259 Telp. (0411) 866 972 Fax (0411) 865 588 Makassar 90221

Website: www.unismuh.ac.id, e_mail: unismuh@gmail.com

Website: <http://teknik.unismuh.makassar.ac.id>

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

PENGESAHAN

Skripsi atas nama **Ikhwan Edy Umar** dengan nomor induk Mahasiswa K105 82 1311 14 dan **Mustafa Suhri** dengan nomor induk Mahasiswa 105 82 985 12, dinyatakan diterima dan disahkan oleh Panitia Ujian Tugas Akhir/Skripsi sesuai dengan Surat Keputusan Dekan Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Makassar Nomor : 003/SK-Y/20201/091004/2017, sebagai salah satu syarat guna memperoleh gelar Sarjana Teknik pada Program Studi Teknik Elektro Jurusan Teknik Elektro Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Makassar pada hari Kamis tanggal 12 Oktober 2017

Panitia Ujian :

Makassar,

26 Muharram 1439 H

16 Oktober 2017 M

1. Pengawas Umum

a. Rektor Universitas Muhammadiyah Makassar

Dr. H. Abdul Rahman Rahim, SE., MM.

b. Dekan Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin

Dr. -Ing. Ir. Wahyu H. Piarah, MSME.

2. Penguji

a. Ketua : Dr. Ir. Zahir Zainuddin, M.Sc

b. Sekertaris : Anugrah, S.T.,M.M

3. Anggota : 1. Dr. Eng. Ir. H. Zulfajri Basri Hasanuddin, M.Eng

2. Rahmania, S.T.,M.T

3. Rossy Timur Wahyuningsih, S.T.,M.T

Mengetahui :

Pembimbing I

Dr. Ir. Hj. Hafsah Nirwana, M.T

Pembimbing II

Umar Katu, S.T.,M.T

Dekan

Ir. Hamzah Al Imran, S.T., M.T
NBM / 855 500

KATA PENGANTAR

Syukur Alhamdulillah penulis panjatkan kehadiran Allah SWT, karena rahmat dan hidayah-Nyalah sehingga penulis dapat menyusun skripsi ini, dan dapat kami selesaikan dengan baik.

Tugas akhir ini disusun sebagai salah satu persyaratan Akademik yang harus ditempuh dalam rangka menyelesaikan Program Studi pada Jurusan Teknik Telekomunikasi Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Makassar. Adapun Judul tugas akhir kami adalah : "Analisis Penerimaan Daya Satelit Lapan-A3 Pada Stasiun Bumi Penginderaan Jauh Lapan Parepare".

Penulis menyadari sepenuhnya bahwa di dalam penulisan skripsi ini masih terdapat kekurangan-kekurangan, hal ini disebabkan penulis sebagai manusia biasa tidak lepas dari kesalahan dan kekurangan baik itu ditinjau dari segi teknis penulisan maupun dari perhitungan-perhitungan. Oleh karena itu, penulis menerima dengan ikhlas dan senang hati segala koreksi serta perbaikan guna penyempurnaan tulisan ini agar kelak dapat bermanfaat.

Skripsi ini dapat terwujud berkat adanya bantuan, arahan, dan bimbingan dari berbagai pihak. Oleh karena itu dengan segala ketulusan dan kerendahan hati, kami mengucapkan terima kasih dan penghargaan yang setinggi-tingginya kepada

1. Bapak Ir. Hamzah Al Imran, S.T., M.T. sebagai Dekan Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Makassar.
2. Bapak Umar Katu, S.T.,M.T. sebagai Ketua Jurusan Teknik Elektro Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Makassar.

3. Ibu Dr. Ir. Hafsah Nirwana, M.T. selaku Pembimbing I dan Bapak Umar Katu, S.T.,M.T selaku Pembimbing II yang telah banyak meluangkan waktu dalam membimbing kami.
4. Bapak dan Ibu dosen serta staf pegawai pada Fakultas Teknik atas segala waktunya telah mendidik dan melayani penulis selama mengikuti proses belajar mengajar di Universitas Muhammadiyah Makassar.
5. Bapak S.T.A. Munawar, B.Eng., Ahmad Luthfi Hadiyanto, S.T., M.Eng., Agus Suprijanto, S.T., M.Eng., dan seluruh pegawai serta karyawan Stasiun Bumi Penginderaan Jauh Lapan Parepare yang telah memberikan banyak kesempatan dan bimbingan selama penelitian.
6. Ayahanda dan Ibunda tercinta, penulis mengucapkan terima kasih yang sebesar-besarnya atas segala limpahan kasih sayang, doa dan pengorbanannya terutama dalam bentuk materi dalam menyelesaikan kuliah.
7. Saudara-saudaraku serta rekan-rekan mahasiswa Fakultas Teknik terkhusus Angkatan 2012 dan Nonreg 2012, 2013, 2014 yang dengan keakraban dan persaudarannya banyak membantu dalam menyelesaikan tugas akhir ini.

Semoga semua pihak tersebut di atas mendapat pahala yang berlipat ganda di sisi Allah SWT dan skripsi yang sederhana ini dapat bermanfaat bagi penulis, rekan-rekan, masyarakat serta bangsa dan negara. Amin.

Makassar, 2017

Penulis

Ikhwan Edy Umar¹, Mustafa Suhri²

¹Jurusan Teknik Elektro Fakultas Teknik Unismuh Makassar
email: ikhwanedyumar@gmail.com

²Jurusan Teknik Elektro Fakultas Teknik Unismuh Makassar
email: mustafasuhri@gmail.com

ABSTRAK

Abstrak; Ikhwan Edy Umar dan Mustafa suhri; (2017) Analisis Penerimaan Daya Satelit Lapan A3 pada Stasiun Bumi Pengineraan Jauh Lapan Parepare dibimbing oleh Hafsah Nirwana (pembimbing I) dan Umar Katu (pembimbing II). Satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB adalah satelit yang dirancang berdasarkan kerja sama antara Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) dan Institut Pertanian Bogor (IPB). Satelit ini berhasil diluncurkan bulan Juni 2016 yang berfungsi pada pada bidang pemantauan pertanian untuk melaksanakan klasifikasi lahan, observasi lingkungan, memantau lalu lintas laut global seperti mendeteksi kapal pencuri ikan, melacak lalu lintas kapal yang mengancam negara, dan kebutuhan sains lainnya. Penelitian ini bertujuan untuk dapat menganalisis parameter *downlink* satelit Lapan-A3 pada Stasiun Bumi Penginderaan Jauh Parepare yakni perubahan *Slant Range*, daya penerimaan sinyal satelit (*Pr / Power Receive*), dan perbandingan rasio *Carrier* sinyal terhadap *Noise* (*C/N – Carrier to Noise Ratio*). Metodologi penelitian dilakukan melalui proses perhitungan parameter *downlink* satelit yang komponennya diperoleh dari spesifikasi *downlink* antena Stasiun Bumi dan satelit Lapan-A3. Setelah itu, hasil perhitungan ini dibandingkan terhadap hasil pengukuran saat proses *downlink* pada kondisi *realnya*. Dari hasil penelitian diperoleh bahwa nilai *Slant Range*, *Power Receive*, dan *Carrier to Noise ratio* antena Stasiun Bumi terhadap satelit Lapan-A3 mengalami perubahan yang berkesinambungan berdasarkan perubahan nilai sudut elevasi antena. Hasil pengukuran nilai *Carrier to Noise ratio* mencapai sekitar 96% terhadap hasil perhitungan pada sudut elevasi maksimal antena. Dengan demikian dapat disimpulkan proses operasional *downlink* satelit Lapan-A3 pada Stasiun Bumi Penginderaan Jauh Parepare berjalan dengan baik.

Kata Kunci : *Slant Range, Power Receive, Carrier to Noise Ratio*

DAFTAR ISI

Halaman Judul.....	i
Lembar Pengesahan	ii
Kata Pengantar	iii
Abstrak	v
Daftar Isi.....	vi
Daftar Gambar.....	viii
Daftar Tabel	xi
Daftar Lampiran.....	xii

BAB I PENDAHULUAN

A. Latar Belakang	1
B. Rumusan Masalah	2
C. Tujuan Penelitian	2
D. Batasan Masalah.....	3
E. Manfaat Penelitian	3
F. Sistematika Penulisan.....	3

BAB II TINJAUAN PUSTAKA

A. Satelit dan Penginderaan Jauh	5
B. Jenis - Jenis Satelit	5
C. Satelit Penginderaan Jauh	6
D. Orbit Satelit	8
E. Proses Penginderaan Jauh dari ruang angkasa	11
F. Satelit Penginderaan Jauh Lapan-A3	14
G. Parameter <i>Downlink</i> Satelit.....	16

BAB III METODOLOGI PENELITIAN

A. Tempat dan Waktu Penelitian	22
B. Objek Penelitian	23
C. Alat dan Bahan	23
D. <i>Flowchart</i> Penelitian	23
E. Metodologi Penelitian	25

BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

A. Pengumpulan data pengukuran	28
B. Perhitungan pada parameter <i>downlink</i> satelit.....	34
C. Perbandingan hasil perhitungan dan pengukuran.....	48

BAB V PENUTUP

A. Kesimpulan	55
B. Saran.....	56
Daftar Pustaka	57
Lampiran	58

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Proses Penginderaan Jauh melalui Satelit	6
Gambar 2.2	Pemanfaatan pada Lingkungan dan Cuaca	7
Gambar 2.3	Klasifikasi Ketinggian Orbit Satelit.....	8
Gambar 2.4	Orbit <i>Polar</i>	9
Gambar 2.5	Orbit <i>Sun Synchronous</i>	10
Gambar 2.6	Orbit <i>Geosynchronous</i>	10
Gambar 2.7	Lintasan Satelit dan Daerah Sapuan Sensornya	11
Gambar 2.8	Posisi Satelit saat Elevasi rendah di awal lintasan.....	12
Gambar 2.9	Posisi Satelit saat Elevasi Tinggi	12
Gambar 2.10	Posisi Satelit saat Elevasi rendah di akhir lintasan	13
Gambar 2.11	Posisi Satelit di luar angkasa saat Elevasi rendah awal lintasan. 13	
Gambar 2.12	Posisi Satelit di luar angkasa saat Elevasi Tinggi	13
Gambar 2.13	Posisi Satelit di luar angkasa saat Elevasi rendah akhir lintasan 14	
Gambar 2.14	Satelit LAPAN-A3	15
Gambar 2.15	Proses pemeriksaan dan pengujian sebelum satelit ditempatkan pada <i>payload</i> roket PSLV-C34.....	15
Gambar 2.16	Ilustrasi <i>Slant Range</i> Satelit	16
Gambar 2.17	Penjabaran <i>Slant Range</i>	17
Gambar 2.18	Ilustrasi Panjang Busur Bumi.....	18
Gambar 2.19	Ilustrasi Panjang Busur Bumi terhadap sudut pusat.....	19

Gambar 3.1	Lokasi Penelitian.....	22
Gambar 3.2	<i>Flowchart</i> Penelitian.....	24
Gambar 3.3	Blok Diagram Pengukuran.....	26
Gambar 4.1	Hasil pengukuran posisi geografis antena.....	29
Gambar 4.2	Proses input posisi geografis antena pada <i>software</i> stellarium ...	30
Gambar 4.3	Posisi Satelit pada <i>software</i> stellarium saat elevasi rendah di awal lintasan.....	31
Gambar 4.4	Posisi Satelit pada <i>software</i> stellarium saat elevasi tinggi.....	31
Gambar 4.5	Posisi Satelit pada <i>software</i> stellarium saat elevasi rendah di akhir lintasan.....	32
Gambar 4.6	Posisi satelit pada <i>software</i> JsatTrak saat elevasi rendah di awal lintasan.....	32
Gambar 4.7	Posisi satelit pada <i>software</i> JsatTrak saat elevasi tinggi.....	33
Gambar 4.8	Posisi satelit pada <i>software</i> JsatTrak saat elevasi rendah di akhir lintasan.....	33
Gambar 4.9	Hubungan segitiga sederhana antara elevasi dan tinggi satelit ...	34
Gambar 4.10	Hubungan trigonometri dengan mempertimbangkan lengkung bumi.....	35
Gambar 4.11	Hubungan trigonometri segitiga elevasi dan tinggi satelit.....	36
Gambar 4.12	Grafik Hasil Perhitungan <i>Slant Range</i> terhadap Sudut Elevasi Antena.....	38
Gambar 4.13	Titik Penerimaan Antena Stasiun Bumi.....	40
Gambar 4.14	Antena Stasiun Bumi.....	41

Gambar 4.15	Luas Daerah Cakupan Ideal	41
Gambar 4.16	Grafik Hasil perhitungan nilai <i>Free Space Loss</i> terhadap Sudut Elevasi Antena	43
Gambar 4.17	Grafik Hasil Perhitungan nilai <i>Power Receive</i> terhadap Sudut Elevasi Antena	45
Gambar 4.18	Grafik Hasil Perhitungan nilai <i>Carrier to Noise Ratio</i> terhadap Sudut Elevasi Antena	47
Gambar 4.19	Grafik Hasil Pengukuran Nilai <i>Carrier to Noise Ratio</i> Antena Stasiun Bumi terhadap Sudut Elevasi Antena.....	48
Gambar 4.20	Tampilan Pada <i>Operator Monitor</i> saat Elevasi Maksimal.....	49
Gambar 4.21	Tampilan Pada <i>Spectrum Analyzer</i> saat Elevasi Maksimal	49
Gambar 4.22	Grafik Perbandingan Nilai <i>Carrier to Noise Ratio</i> hasil pengukuran terhadap hasil perhitungan	50
Gambar 4.23	Pengamatan Kontur Topografi Bumi	52
Gambar 4.24	Kontur Topografi Bumi dari Titik Stasiun Bumi.....	52
Gambar 4.25	Pengukuran sudut kelurusan antena menggunakan <i>Inclinador</i>	53
Gambar 4.26a	Hasil pengukuran <i>Inclinador</i> saat diletakkan pada Pedestal antena (mode inclinador)	53
Gambar 4.26b	Hasil pengukuran <i>Inclinador</i> saat diletakkan pada pondasi pedestal antena (mode waterpass).....	53
Gambar 4.27	Pegunungan dan Pepohonan di sekitar lokasi antena.....	54

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Keterangan pada Penjabaran <i>Slant Range</i>	17
Tabel 2.2	Keterangan pada rumus Arc Length.....	18
Tabel 2.3	Keterangan pada rumus <i>Free Space Loss</i>	19
Tabel 2.4	Keterangan pada rumus <i>Power Receive</i>	20
Tabel 2.5	Keterangan pada rumus <i>Power Receive</i> terhadap EIRP.....	21
Tabel 2.6	Keterangan pada rumus C/N	21
Tabel 3.1	Waktu Perencanaan Penelitian	22
Tabel 4.1	Spesifikasi <i>Downlink</i>	28
Tabel 4.2	Perbandingan nilai slant range menggunakan Trigonometri Segitiga dengan Efek Kelengkungan Bumi.....	37
Tabel 4.3	Perbandingan Nilai C/N setiap Elevasi	50

DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran 1	Surat Keterangan Penelitian	59
Lampiran 2	Spesifikasi Umum Antena Stasiun Bumi	60
Lampiran 3	Spesifikasi <i>Downlink</i> Antena Stasiun Bumi.....	62
Lampiran 4	Spesifikasi <i>Downlink</i> Satelit Lapan-A3.....	64
Lampiran 5	Tabel perhitungan hasil parameter <i>downlink</i>	65
Lampiran 6	Tabel hasil pengukuran <i>log</i> antena	66
Lampiran 7	Dokumentasi lokasi penelitian	68
Lampiran 8	Dokumentasi ruang <i>operator monitor</i> stasiun bumi.....	70
Lampiran 9	Dokumentasi di lokasi antena.....	72

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Dunia perkembangan informasi di Indonesia mengalami peningkatan seiring perkembangan zaman khususnya dalam bidang penginderaan jauh. Penginderaan Jauh adalah teknik dan seni untuk memperoleh informasi tentang suatu sasaran/objek, wilayah atau fenomena alam tanpa menyentuh/kontak langsung dengan objek, wilayah atau fenomena tersebut. Dalam hal ini menggunakan Satelit Penginderaan Jauh.

Satelit penginderaan jauh dewasa ini memiliki orbit *polar* pada ketinggian LEO dimana satelit tersebut mengelilingi bumi secara 24 jam terus menerus mulai dari kutub utara hingga kutub selatan sambil bumi melakukan proses rotasi dan evolusinya terhadap matahari.

Pada bulan Juni 2016, Satelit Penginderaan Jauh buatan Indonesia yang terbaru yaitu Satelit Lapan-A3 diluncurkan di India. Fungsi utama Lapan-A3 ini digunakan pada bidang pemantauan pertanian untuk melaksanakan klasifikasi lahan dan observasi lingkungan. Selain itu Lapan-A3 juga berfungsi memantau lalu lintas laut global seperti mendeteksi kapal pencuri ikan, melacak lalu lintas kapal yang mengancam negara, dan kebutuhan sains lainnya.

Untuk itu, sebelum adanya proses penerimaan data dari Satelit Lapan-A3 perlu dilakukan analisis dari kalkulasi beberapa parameter penting pada *downlink*

Stasiun Bumi untuk memudahkan *engineer* menentukan acuan proses *downlink* satelit berjalan dengan baik, yaitu *Slant Range* (perubahan jarak titik terdekat hingga titik terjauh satelit terhadap Stasiun Bumi), daya penerimaan sinyal satelit ($Pr / Power Receive$), dan perbandingan *Carrier* sinyal terhadap *Noise* ($C/N - Carrier to Noise Ratio$).

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang yang telah dipaparkan diatas maka rumusan masalahnya sebagai berikut:

1. Bagaimana menganalisis perubahan *Slant Range* Stasiun Bumi terhadap satelit Lapan-A3.
2. Bagaimana menganalisis daya penerimaan sinyal ($Pr / Power Receive$) Stasiun Bumi terhadap satelit Lapan-A3.
3. Bagaimana menganalisis perbandingan *Carrier* sinyal terhadap *Noise* ($C/N - Carrier to Noise Ratio$) Stasiun Bumi terhadap satelit Lapan-A3.

1.3 Tujuan Penelitian

Berdasarkan rumusan masalah diatas maka tujuan yang dapat dicapai adalah:

1. Dapat menganalisis perubahan *Slant Range* Stasiun Bumi terhadap satelit Lapan-A3.
2. Dapat menganalisis daya penerimaan sinyal satelit ($Pr / Power Receive$) Stasiun Bumi terhadap satelit Lapan-A3.

3. Dapat menganalisis perbandingan *Carrier* sinyal terhadap Noise (*C/N – Carrier to Noise Ratio*) Stasiun Bumi terhadap satelit Lapan-A3.

1.4 Batasan Masalah

Untuk menghindari pembahasan yang melebar, penulis melakukan analisis penerimaan daya satelit Lapan-A3 pada satu jalur *downlink* antena penerima di Stasiun Bumi Penginderaan Jauh LAPAN Parepare.

1.5 Manfaat Penelitian

Hasil dari analisis ini diharapkan dapat memberikan manfaat bagi Stasiun Bumi Satelit Penginderaan Jauh LAPAN Parepare yaitu sebagai acuan atau referensi atas keberhasilan proses *downlink* satelit pada kondisi *real* nantinya.

1.6 Sistematika Penulisan

Bab I Menjelaskan tentang pendahuluan laporan yang meliputi latar belakang, rumusan masalah, tujuan, batasan masalah dan sistematika penulisan.

Bab II Menjelaskan tentang tinjauan pustaka yang mendukung pemahaman penulis untuk melaksanakan penelitian yang berkaitan dengan sistem satelit penginderaan jauh dan parameter *downlink* pada Stasiun Bumi Penginderaan Jauh.

Bab III Menjelaskan tentang metodologi penelitian, tahapan penelitian (*flowchart*) parameter *downlink* Stasiun Bumi Penginderaan Jauh.

Bab IV Menjelaskan tentang pengolahan data dan analisis nilai parameter penerimaan pada Stasiun Bumi Penginderaan Jauh.

Bab V Menjelaskan tentang kesimpulan dan saran penulis.

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

A. Satelit dan Penginderaan Jauh

Satelit adalah benda di angkasa yang bergerak mengelilingi bumi menurut orbit tertentu. Sistem komunikasi satelit dapat dikatakan sebagai sistem komunikasi dengan menggunakan satelit sebagai *repeater*.

B. Jenis - Jenis Satelit

1. Satelit astronomi adalah satelit yang digunakan untuk mengamati planet, galaksi, dan objek angkasa lainnya yang jauh.
2. Satelit telekomunikasi adalah satelit buatan yang dipasang di angkasa dengan tujuan telekomunikasi menggunakan radio pada frekuensi gelombang mikro. Kebanyakan satelit komunikasi menggunakan orbit geosinkron atau orbit *geostasioner*, meskipun beberapa tipe terbaru menggunakan satelit pengorbit Bumi rendah.
3. Satelit sumber daya alam/pengamat Bumi/penginderaan jauh adalah satelit yang dirancang khusus untuk mengamati Bumi dari orbit, yang ditujukan untuk penggunaan non-militer seperti pengamatan lingkungan, meteorologi, pembuatan peta, dll.
4. Satelit navigasi adalah satelit yang menggunakan sinyal radio yang disalurkan ke penerima di permukaan tanah untuk menentukan lokasi

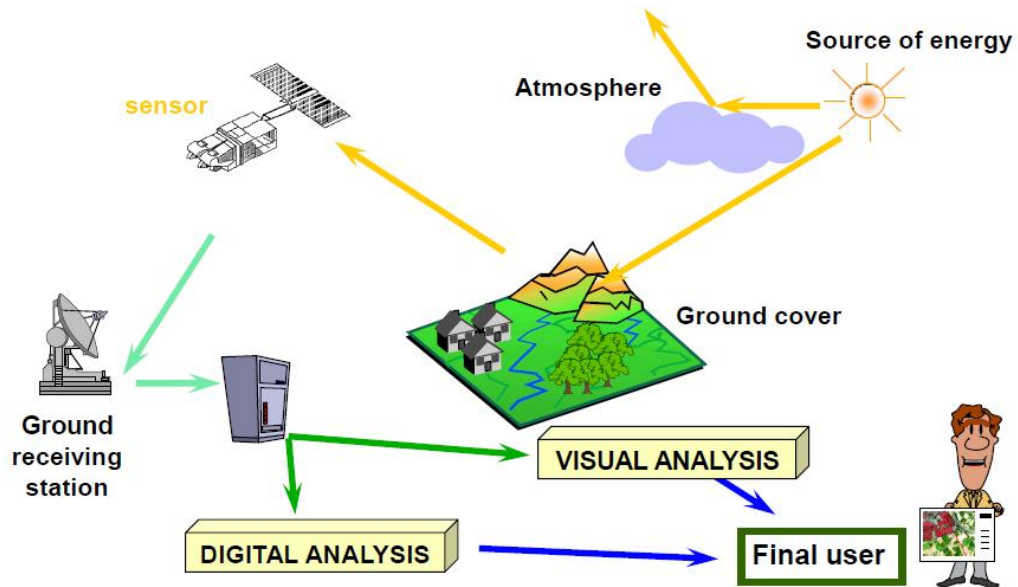
sebuah titik dipermukaan bumi. Salah satu satelit navigasi yang sangat populer adalah GPS milik Amerika Serikat selain itu ada juga Glonass milik Rusia. Bila pandangan antara satelit dan penerima di tanah tidak ada gangguan, maka dengan sebuah alat penerima sinyal satelit (penerima GPS), bisa diperoleh data posisi di suatu tempat dengan ketelitian beberapa meter dalam waktu nyata.

C. Satelit Penginderaan Jauh

Penginderaan Jauh (atau disingkat inderaja) adalah pengukuran atau akuisisi data dari sebuah objek atau fenomena oleh sebuah alat yang tidak secara fisik melakukan kontak dengan objek tersebut oleh sebuah alat dari jarak jauh (misalnya dari pesawat, pesawat luar angkasa, satelit). Teknologi penginderaan jauh merupakan pengembangan dari teknologi pemotretan udara yang mulai diperkenalkan pada akhir abad ke-19. Manfaat potret udara dirasa sangat besar dalam perang dunia pertama dan kedua, sehingga cara ini dipakai dalam eksplorasi ruang angkasa. Sejak saat itu istilah penginderaan jauh (remote sensing) dikenal dan menjadi populer dalam dunia pemetaan menggunakan satelit.

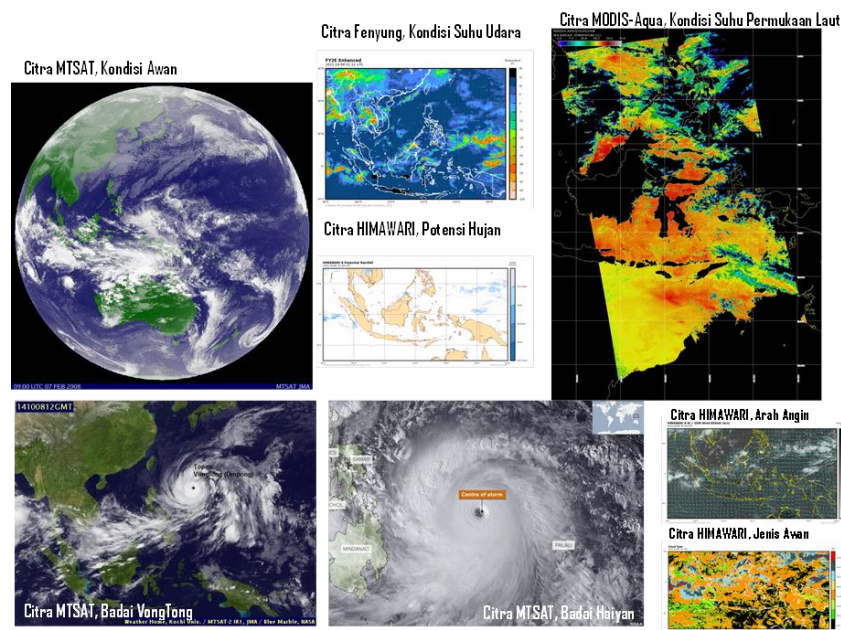
Satelit Penginderaan Jauh sendiri adalah satelit yang dirancang khusus dimana sensornya digunakan untuk mengamati bumi dari orbit di luar angkasa yang ditujukan untuk penggunaan militer maupun nonmiliter seperti pengamatan lingkungan, meteorologi, pembuatan peta, dll. Satelit ini dikenal sebagai satelit sumber daya alam karena fungsinya adalah untuk memetakan potensi sumber alam dan memantau kondisi lingkungan. Penggunaan data satelit penginderaan

jauh di bidang kebumihant telah banyak dilakukan di negara maju untuk keperluan pemetaan geologi, eksplorasi mineral dan energi, bencana alam dan sebagainya.



Gambar 2.1 Proses Penginderaan Jauh melalui Satelit

Salah satu contoh pemanfaatan Citra Satelit Penginderaan Jauh dapat dilihat pada gambar berikut :



Gambar 2.2 Pemanfaatan pada Lingkungan dan Cuaca

D. Orbit Satelit

Berdasarkan ketinggian orbitnya, orbit satelit terbagi atas tiga tingkat ketinggian yaitu

1. LEO (*Low Earth Orbit*)

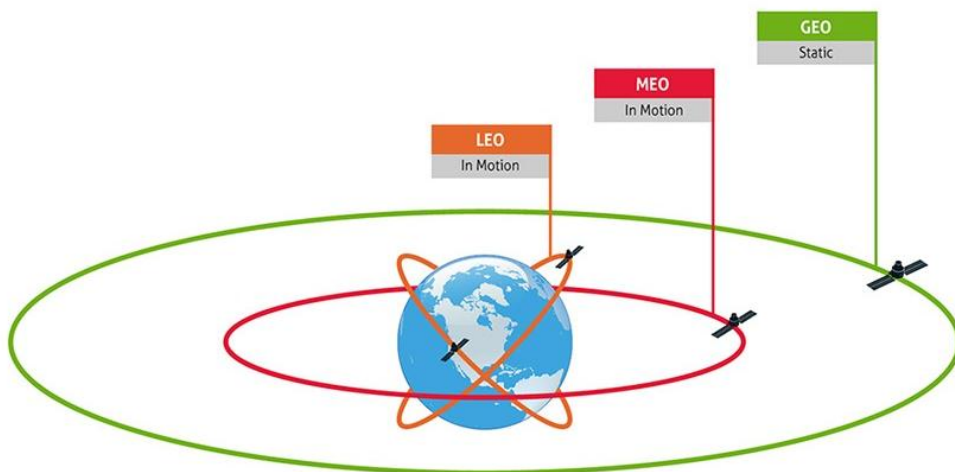
Satelit jenis LEO merupakan satelit yang mempunyai ketinggian 320 – 800 km di atas permukaan bumi.

2. MEO (*Medium Earth Orbit*)

Satelit pada orbit ini merupakan satelit yang mempunyai ketinggian di atas 10000 km dengan aplikasi dan jenis yang sama seperti orbit LEO.

3. GEO (*Geostationery Earth Orbit*)

Geostationery Earth Orbit (GEO), adalah orbit lingkaran yang berada 35.786 km (22.236 mil) di atas ekuator Bumi dan mengikuti arah rotasi bumi.



Gambar 2.3 Klasifikasi Ketinggian Orbit Satelit

Adapun jenis orbit satelit berdasarkan karakteristik geometri orbitnya, yaitu

1. Orbit *Polar*

Satelit yang mengorbit pada orbit *polar* merupakan satelit yang mempunyai inklinasi (penyimpangan) sebesar 90° dari orbit geostationer. Satelit berorbit *polar* sangat bermanfaat untuk mengamati permukaan bumi karena satelit mengorbit dalam arah utara-selatan dan bumi berputar dalam arah timur-barat, maka satelit berorbit *polar* akhirnya akan dapat “menyapu” seluruh permukaan bumi. Karena alasan tersebut maka satelit pemantau lingkungan global seperti satelit indera dan satelit cuaca, umumnya mempunyai orbit *polar*.

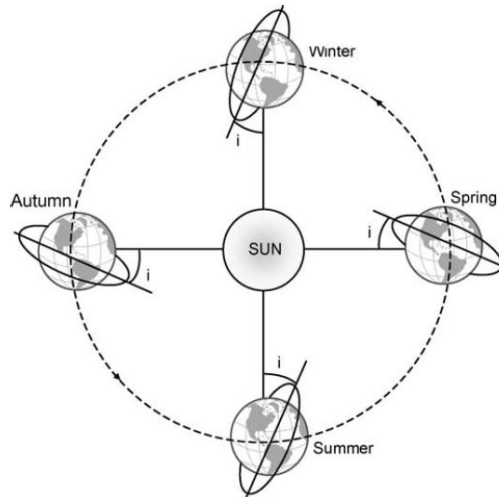


Gambar 2.4 Orbit *Polar*

2. Orbit *Sun-Synchronous*

Orbit *sun-synchronous* adalah orbit satelit yang mensinkronkan pergerakan satelit dalam orbit, presisi bidang orbit, dan pergerakan bumi mengelilingi matahari, sehingga satelit tersebut akan melewati lokasi tertentu di permukaan bumi selalu pada waktu lokal yang sama setiap harinya. Untuk itu,

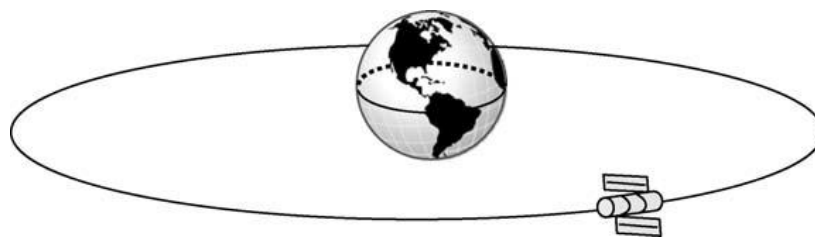
karena bumi berevolusi mengelilingi matahari, maka orbit satelit juga harus berpresesi terhadap sumbu rotasi bumi sebesar 360° pertahun. Orbit *sun-synchronous* umum digunakan oleh sistem satelit indera dan satelit cuaca.



Gambar 2.5 Orbit *Sun-Synchronous*

3. Orbit *Geosynchronous*

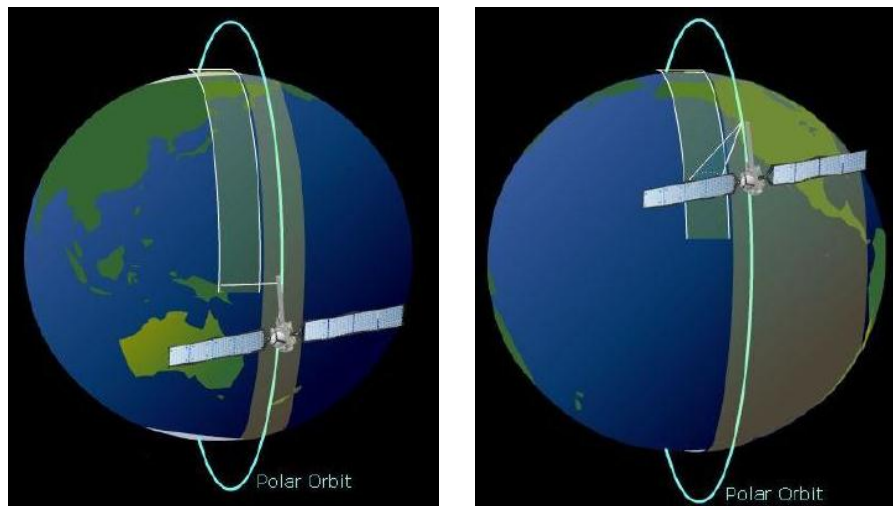
Orbit *geosynchronous* memiliki kesamaan seperti pada orbit *geostationer* dimana satelit ditempatkan dalam orbit yang posisinya tetap dengan posisi suatu titik di bumi. Posisi orbit satelitnya sejajar dengan garis khatulistiwa atau mempunyai titik lintang nol derajat. Karena mempunyai posisi yang tetap maka waktu edarnya pun sama dengan waktu rotasi bumi yaitu sekitar 23 jam 56 menit 4,09 detik.



Gambar 2.6 Orbit *Geosynchronous*

E. Proses Penginderaan jauh dari ruang angkasa

Proses pengambilan data satelit penginderaan jauh dimulai dari lintasan satelit yang bergerak mengelilingi bumi secara 24 jam terus menerus mulai dari kutub utara hingga kutub selatan sambil bumi melakukan proses rotasi dan evolusinya terhadap matahari.



Gambar 2.7 Lintasan Satelit dan Daerah Sapuan Sensornya

Dari lintasan tersebut satelit menggunakan perangkat sensor dengan spesifikasi tertentu yang diarahkan ke permukaan bumi, data sensor direkam lalu ditransmisikan dan diterima oleh antena parabola penerima yang terletak di *Ground Station* (Stasiun Bumi). Proses transmisi data ke *Ground Station* terjadi disaat satelit sudah berada pada titik *Acquisition of Signal* (AOS) terhadap *Ground Station* mulai dari derajat elevasi rendah menuju elevasi tinggi, hingga kembali ke elevasi rendah pada arah lain. Proses perekaman selesai saat satelit tak terlihat lagi pada titik *Loss of Signal* (LOS) antena penerima. Berikut

visualisasi lintasan satelit penginderaan jauh dalam proses *downlink* dengan menggunakan *software* Stellarium dan JsatTrak.

1. Posisi Satelit dari sudut pandang antena di *Ground Station*



Gambar 2.8 Posisi Satelit saat Elevasi rendah di awal lintasan

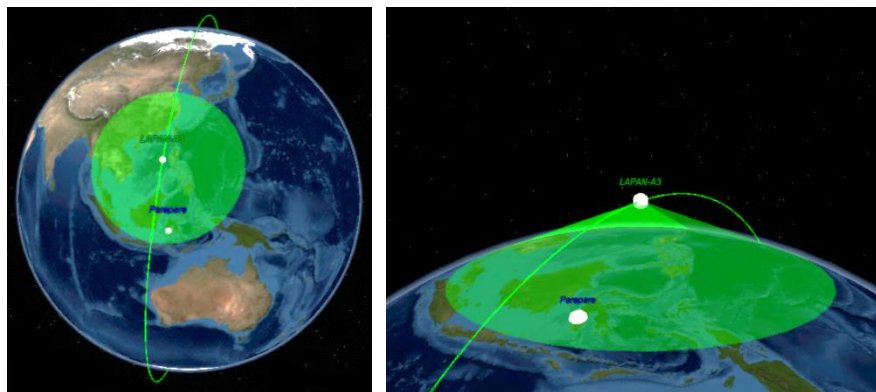


Gambar 2.9 Posisi Satelit saat Elevasi Tinggi

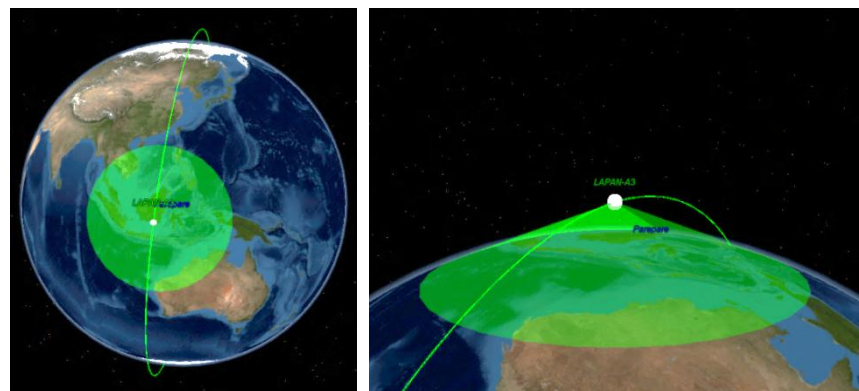


Gambar 2.10 Posisi Satelit saat Elevasi rendah di akhir lintasan

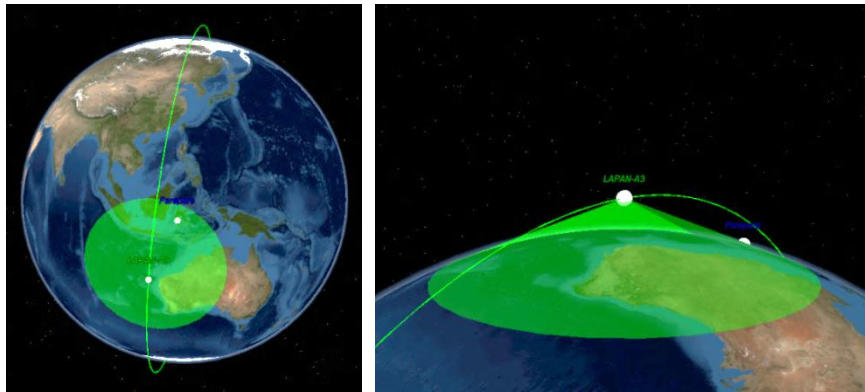
2. Posisi Satelit dari sudut pandang luar angkasa



Gambar 2.11 Posisi Satelit di luar angkasa saat Elevasi rendah awal lintasan



Gambar 2.12 Posisi Satelit di luar angkasa saat Elevasi Tinggi



Gambar 2.13 Posisi Satelit di luar angkasa saat Elevasi rendah akhir lintasan

F. Satelit Penginderaan Jauh Lapan-A3

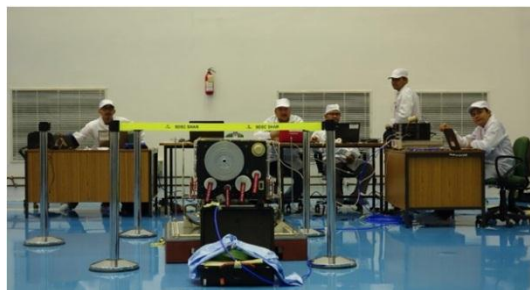
Satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB ini sesuai dengan namanya yaitu satelit yang dirancang bangun berdasarkan kerja sama antara Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) dan Institut Pertanian Bogor (IPB). Satelit berbobot 115 kilogram ini memiliki misi untuk pemantauan pertanian dan pertumbuhan padi dan aplikasi-aplikasi lain bekerja sama dengan Institut Pertanian Bogor (IPB). Satelit tersebut memiliki fungsi :

1. Pemantauan pada bidang pertanian untuk melaksanakan klasifikasi lahan dan observasi lingkungan.
2. Pemantauan pada lalu lintas laut global seperti mendeteksi kapal pencuri ikan, melacak lalu lintas kapal yang mengancam negara.
3. Kebutuhan sains lainnya



Gambar 2.14 Satelit LAPAN-A3

Kelebihan Satelit Lapan-A3 dibanding generasi sebelumnya Lapan-A2 adalah dalam pengorbitannya. Jika Lapan-A2 mengorbit bumi di sekitar khatulistiwa, Lapan-A3/IPB mengorbit bumi melintasi kutub utara dan kutub selatan bumi (orbit *polar*) sehingga data-data penginderaan jarak jauh yang tidak bisa ditangkap satelit Lapan-A2, bisa dilengkapi hasil jepretan satelit Lapan-A3. Disamping itu, satelit Lapan-A3 memiliki sensor tambahan yaitu magnetometer yang berfungsi mengukur medan magnet bumi sebagai tujuan penelitian ilmiah. Satelit Lapan-A3 juga memiliki sensor *imager* hingga *Near-Infrared* yang berfungsi untuk mendeteksi tingkat vegetasi pada daerah agrikultural yang memudahkan dalam penentuan musim tanam dan musim panen pada fase pertumbuhan padi.



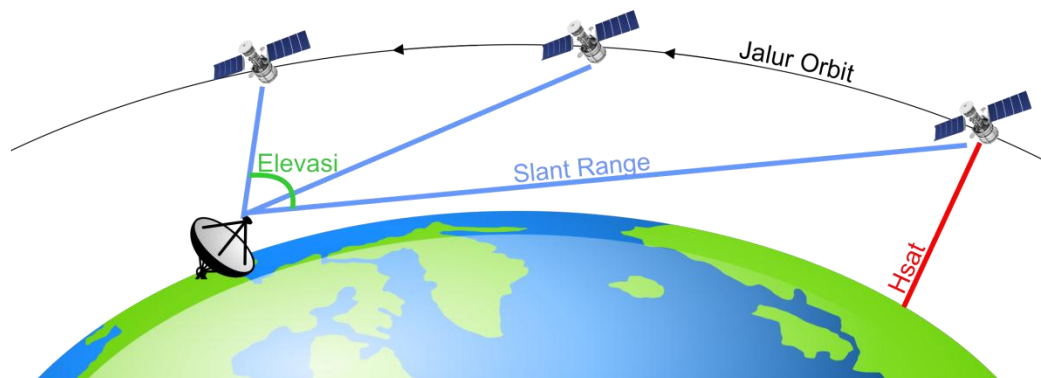
Gambar 2.15 Proses pemeriksaan dan pengujian sebelum satelit ditempatkan pada *payload* roket PSLV-C34

Generasi terbaru satelit eksperimen Lapan A3/IPB resmi diluncurkan dari Bandar Antariksa Sriharikota, India, 22 Juni 2016 melalui *payload* roket PSLV-C34 milik Indian Space Research Organisation (ISRO).

G. Parameter *Downlink* Satelit

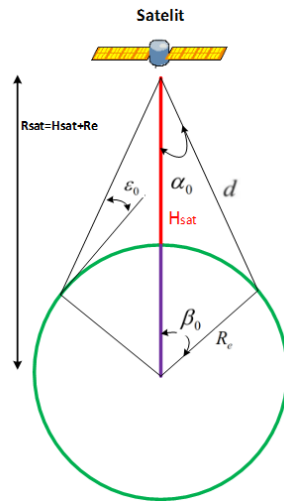
1. *Slant Range*

Slant Range adalah jarak yang terukur antara antena penerima stasiun bumi terhadap satelit (d), bukan jarak antara satelit terhadap bumi (H_{sat}). Selama satelit berjalan sesuai orbitnya meskipun jarak satelit ke bumi tetap, namun tetap akan menghasilkan jarak yang berbeda-beda antara satelit ke stasiun bumi seiring dengan berubahnya sudut elevasi antena. Ilustrasinya dapat diperhatikan pada gambar berikut:



Gambar 2.16 Ilustrasi *Slant Range* Satelit

Untuk memudahkan memahami perhitungan parameter, maka posisi Satelit terhadap bumi dapat dijabarkan secara geosentris seperti pada gambar berikut:



Gambar 2.17 Penjabaran *Slant Range*

Tabel 2.1 Keterangan pada Penjabaran *Slant Range*

Simbol	Keterangan
α_o	Sudut nadir
ϵ_o	Sudut elevasi antenna penerima di bumi.
β_o	Sudut pusat
d	<i>Slant range</i> (jarak titik stasiun bumi/antena di permukaan bumi terhadap satelit)
Hsat	Ketinggian satelit dari permukaan bumi
Re	Radius Bumi atau Jari – jari bumi
Rsat	Ketinggian satelit secara geosentris=Hsat+Re

Sesuai dengan sifat sifat segitiga dapat dirumuskan nilai penjumlahan sudut nadir, sudut elevasi dan sudut pusat adalah 90 derajat.

$$\epsilon_o + \alpha_o + \beta_o = 90^\circ \quad (2-1)$$

Nilai sudut terhadap *slant range* dapat dilihat dari persamaan 2-2 dan 2-3

$$d \cos \epsilon_o = R_{sat} \sin \beta_o \quad (2-2)$$

$$d \sin \alpha_o = R_e \sin \beta_o \quad (2-3)$$

Hubungan antara sudut nadir (α_o), sudut pusat (β_o) dan *slant range* (d), dapat dilihat pada fungsi elevasi (ε_o), Radius bumi (R_e) dan ketinggian satelit geosentris (R_{sat}), dapat didefinisikan dengan :

$$\alpha_o = \sin^{-1} \left[\frac{R_e}{R_{sat}} \cos \varepsilon_o \right] \quad (2-4)$$

$$\beta_o = \cos^{-1} \left[\frac{R_e}{R_{sat}} \cos \varepsilon_o \right] - \varepsilon_o \quad (2-5)$$

$$d = \sqrt{R_{sat}^2 - R_e^2 \cos^2 \varepsilon_o} - R_e \sin \varepsilon_o \quad (2-6)$$

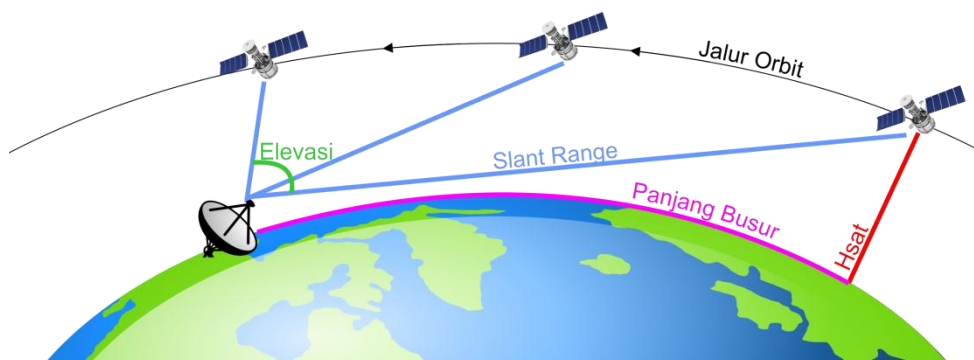
2. Arc Length (Panjang Busur Bumi)

Mengingat satelit penginderaan Jauh pada orbitnya bergerak melintasi daerah Indonesia, maka perlu diketahui Panjang busur buminya dalam hal ini jarak darat stasiun bumi terhadap lintasan satelit. Panjang busur bumi diketahui setelah memperoleh sudut pusat (β_o) dan radius bumi atau Jari – jari bumi (R_e).

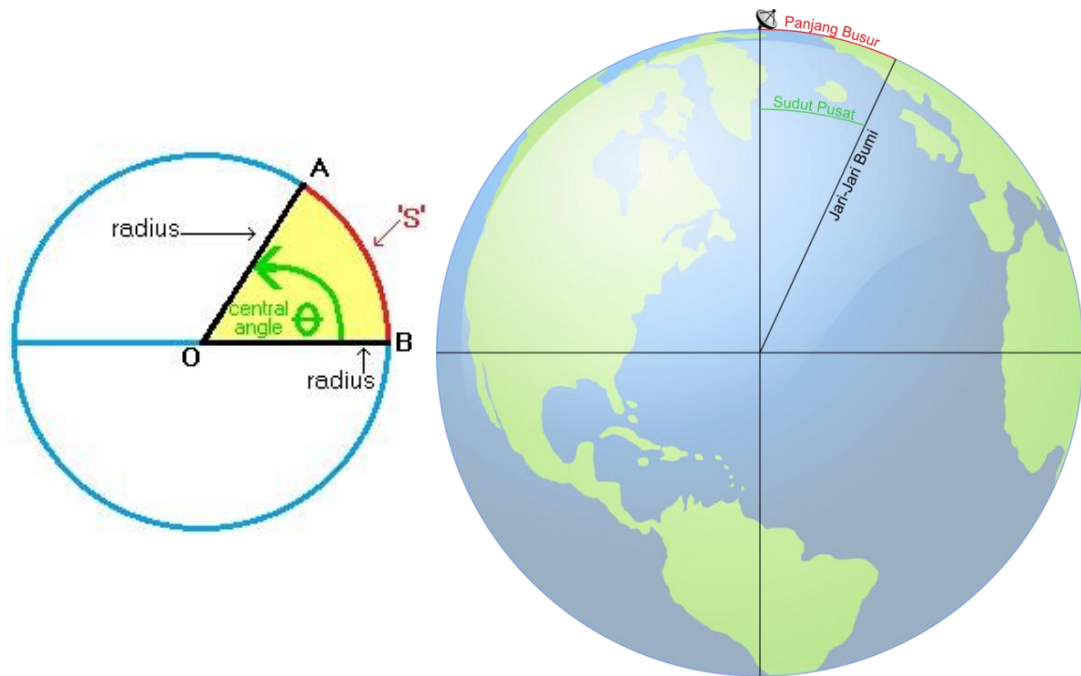
$$s = R_e \cdot \beta_o \quad (2-7)$$

Tabel 2.2 Keterangan pada rumus *Arc Length*

Simbol	Keterangan
s	<i>Arc Length</i> (Panjang Busur Bumi)
R_e	Radius Bumi atau Jari – jari bumi
β_o	Sudut Pusat



Gambar 2.18 Ilustrasi Panjang Busur Bumi



Gambar 2.19 Ilustrasi Panjang Busur Bumi Terhadap Sudut Pusat

3. Free Space Loss (FSL)

Free Space Loss adalah rugi-rugi hilangnya kekuatan sinyal yang dihasilkan dari jalur *line-of-sight* melalui ruang bebas, dari pengirim ke penerima. *Free Space Loss* dapat didefinisikan pada rumus berikut

$$\begin{aligned}
 \text{FSL(dB)} &= 10 \log (4\pi R/\lambda)^2 \\
 &= 20 \log (4\pi R/\lambda) \\
 &= 22 + 20 \log (R/\lambda) \\
 &= 22 + 20 \log R - 20 \log \lambda \\
 &= 22 + (20 \cdot 3) + 20 \log R \text{ (km)} - 20 \log C + (20 \cdot 6) + 20 \log F \text{ (MHz)} \\
 &= 22 + 60 + 20 \log R \text{ (km)} - 169,5 + 120 + 20 \log F \text{ (MHz)}
 \end{aligned}$$

$$\text{FSL(dB)} = 32.5 + 20 \log R \text{ (km)} + 20 \log F \text{ (MHz)} \quad (2-8)$$

Tabel 2.3 Keterangan pada rumus *Free Space Loss*

Simbol	Keterangan
FSL	<i>Free space loss</i> (dB)
F	Frekuensi yang digunakan (MHz)
R	<i>Slant Range</i> (km)

4. Power Receive (Pr)

Untuk mengetahui kualitas penerimaan data satelit Lapan-A3 di Stasiun Bumi Parepare, maka perlu dihitung besarnya daya yang diterima dari satelit. Besar daya yang diterima ini menunjukkan keandalan (*performance*) sistem stasiun bumi secara keseluruhan untuk disiapkan dalam penerimaan data satelit.

Daya yang diterima oleh antena dengan luas area *aperture* efektif (A_e) pada jarak (R) dari sumber daya adalah:

$$Pr = P_t G_t A_e / 4 \pi R^2 \text{ Watt} \quad (2-9)$$

Tabel 2.4 Keterangan pada rumus *Power Receive*

Simbol	Keterangan
Pr	Daya antena penerima (W)
Pt	Daya antena pengirim (W)
Gt	Gain antena pengirim (dB)
Ae	Aperture Efektif (m ²)
Pr	Power Receive di Stasiun Bumi (W)

Sehingga daya yang diterima oleh stasiun bumi hanya bergantung pada EIRP satelit, luas area efektif *aperture* antena dan jarak ruang bebas. *Gain* dan luas area efektif *aperture* antena penerima juga berkaitan dengan

$$G/A_e = 4\pi/\lambda^2$$

$$A_e = (\lambda^2/4\pi)G_r$$

$$\begin{aligned} Pr &= (P_t G_t) G_r (\lambda/4\pi R)^2 \\ &= \text{EIRP} + G_r - \text{Free Space Loss} \end{aligned}$$

$$Pr = \text{EIRP} + G_r - [32.5 + 20 \log R \text{ (km)} + 20 \log F \text{ (MHz)}] \text{ dBW} \quad (2-10)$$

Tabel 2.5 Keterangan pada rumus *Power Receive* terhadap EIRP

Simbol	Keterangan
EIRP	<i>Effective Isotropic Radiated Power</i> (dBW)
R	<i>Slant Range</i> (km)
Gr	<i>Gain</i> antena penerima (dB)
F	Frekuensi Kerja (MHz)
Pr	<i>Power Receive</i> di Stasiun Bumi (dBW)

5. *Carrier to Noise Ratio* (C/N)

Setelah memperoleh nilai daya penerimaan atau *Power Receive*, maka parameter penting selanjutnya adalah nilai *Carrier to Noise Ratio* (C/N) yaitu perbandingan antara nilai daya *carrier* yang diterima terhadap nilai daya *noise* yang diterima. Adapun hubungan antara daya penerimaan dengan C/N dapat dilihat pada persamaan berikut

$$C/N = Pr - k - T - B \text{ [dB]} \quad (2-11)$$

Tabel 2.6 Keterangan pada rumus C/N

Simbol	Keterangan
Pr	Daya <i>Carrier</i> Penerimaan (dBW)
C/N	<i>Carrier to Noise Ratio</i> (dB)
k	konstanta <i>boltzman</i> = -228,6 (dB/Hz•K)
B	<i>Bandwidth</i> (MHz)
T	<i>Noise</i> temperatur antena penerima (dBK)

BAB III

METODOLOGI PENELITIAN

1.7 Tempat dan Waktu Penelitian

Penelitian ini dilakukan pada tanggal 1 Mei - 26 Mei 2017 yang berlokasi di Stasiun Bumi Penginderaan Jauh Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) Parepare. Beralamat di Jl. Jend Ahmad Yani, Km.6 Parepare.



Gambar 3.1 Lokasi Penelitian

Tabel 3.1 Waktu Perencanaan Penelitian

NO	Kegiatan	Minggu Ke-			
		I	II	III	IV
1	Studi Literatur	■			
2	Pengumpulan Alat dan Bahan Penelitian		■		
3	Perhitungan nilai <i>Slant Range</i> , Daya Penerimaan Satelit, dan <i>Carrier to Noise Ratio</i>			■	
4	Pembandingan hasil perhitungan dan pengukuran serta analisis Data				■
5	Kesimpulan				■

1.8 Objek Penelitian

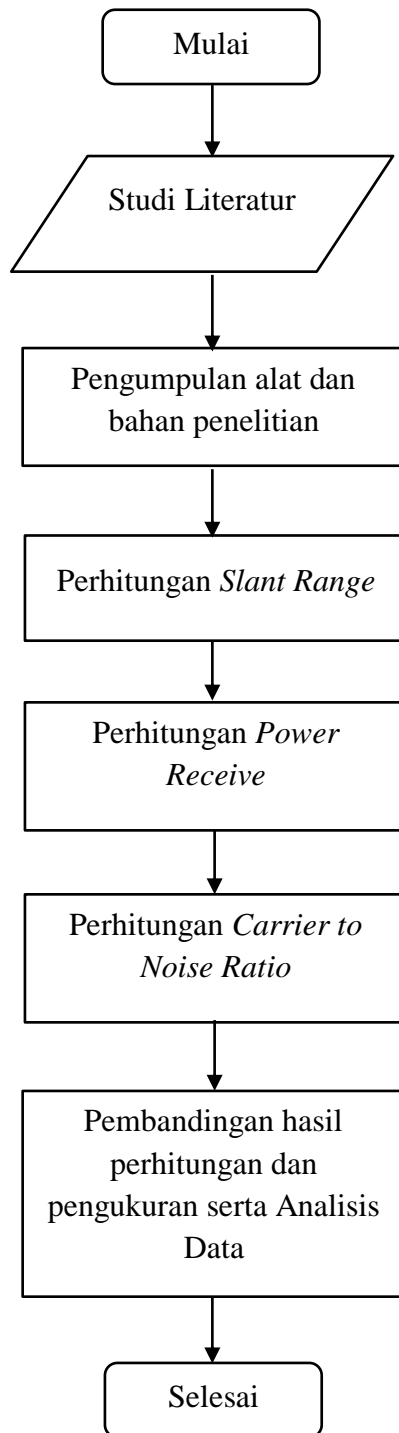
Objek dari penelitian ini adalah parameter *downlink* yaitu *Slant Range*, Daya Penerimaan Sinyal / *Power Receive*, dan *Carrier to Noise Ratio* Satelit Lapan-A3 terhadap salah satu antena Stasiun Bumi Penginderaan Jauh Parepare.

1.9 Alat dan Bahan

1. Spesifikasi *Downlink* Satelit Lapan-A3
2. Spesifikasi *Downlink* antena Stasiun Bumi
3. Laptop
4. Microsoft Excel
5. JsatTrak
6. Stellarium
7. Google Earth.

1.10 Flowchart Penelitian

Flowchart adalah suatu metode untuk menggambarkan tahap-tahap pemecahan masalah dengan mempresentasikan simbol – simbol tertentu yang mudah dimengerti. Tujuan utama dari penggunaan *flowchart* adalah untuk menggambarkan suatu tahapan penyelesaian masalah secara sederhana, terurai dan jelas menggunakan simbol – simbol yang standar.



Gambar 3.2 *Flowchart* Penelitian

1.11 Metodologi Penelitian

1. Studi Literatur

Kegiatan studi pustaka dilakukan dengan mempersiapkan literatur pada berbagai sumber yang berhubungan dengan topik penelitian berupa dokumen, buku teks, jurnal, *web* hingga media elektronik seperti video.

2. Pengumpulan alat dan bahan

Pengumpulan alat dan bahan pada penelitian ini meliputi laptop sebagai alat untuk menjalankan *software* yang dibutuhkan seperti JsatTrak, Stellarium, Google Earth dan Microsoft Excel. Pengumpulan alat dan bahan yang lain meliputi datasheet dari satelit Lapan-A3 sebagai masukan parameter dari *space segment* dan *datasheet* antenna stasiun bumi sebagai masukan parameter *ground segment* dimana antenna ini digunakan pada Stasiun Bumi Penginderaan Jauh Parepare

3. Perhitungan parameter penerimaan data satelit Lapan-A3.

a. Perhitungan *Slant Range*

Perhitungan *slant range* diperoleh melalui hasil perhitungan sesuai rumus (2-1), (2-3) dan (2-4) pada salah satu lintasan orbit satelit saat proses *tracking*.

b. Perhitungan *Power Receive* (Pr)

Perhitungan *Power Receive* dilakukan dengan menghitung nilai *Free Space Loss* (FSL) terlebih dahulu menggunakan rumus (2-8). Nilai *Free Space Loss* (FSL) ini membutuhkan nilai *Slant range* dan parameter satelit yang diperoleh dari *datasheet*. Selanjutnya,

nilai hasil perhitungan daya penerimaan sinyal diperoleh melalui rumus (2-10) yang menggunakan nilai dari FSL dan parameter antenna stasiun bumi (diperoleh dari *datasheet*).

c. Perhitungan *Carrier to Noise Ratio* (C/N)

Nilai perhitungan *Carrier to Noise Ratio* diperoleh melalui perhitungan rumus (2-11) yang menggunakan nilai daya penerimaan satelit, konstanta *boltzman*, *Bandwidth*, dan *Loss* total pada antenna penerima stasiun bumi.

d. Perbandingan hasil perhitungan dan pengukuran

Pengukuran dilakukan menggunakan *PC Operator Monitor* yang terhubung ke ACU (*Antenna Control Unit*) dengan mengambil *log* antenna stasiun bumi. *Log* ini berisi tabel yang format filenya dapat dibaca oleh software Microsoft Excel dimana pada *log* terdapat nilai *Carrier to Noise* pada proses *downlink*.



Gambar 3.3 Blok Diagram Pengukuran

Setelah nilai *Carrier to Noise Ratio* diperoleh maka selanjutnya dilakukan perbandingan antara hasil perhitungan dengan hasil pengukuran dalam kondisi *realnya*.

4. Teknik Analisis Data

Teknik analisis terhadap data yang diperoleh adalah melalui analisa deskriptif yaitu menjelaskan hasil perhitungan *Slant Range*, daya penerimaan sinyal / *Power Receive* (Pr), dan *Carrier to Noise Ratio* (C/N). Nilai C/N ini merupakan parameter akhir pada proses *downlink* sehingga setelah mendapatkan hasil perhitungannya, akan dibandingkan dengan nilai C/N pada kondisi realnya. Data hasil perhitungan disajikan dalam bentuk grafik yang menunjukkan hubungan dan perubahan nilai ketiga parameter tersebut mulai pada saat satelit berada pada elevasi rendah di awal lintasan hingga satelit berada pada elevasi maksimal sampai kembali ke elevasi rendah di akhir lintasan. Ilustrasi posisi stasiun bumi akan ditampilkan melalui *software* Google Earth dimana nantinya Stasiun Bumi Penginderaan Jauh Parepare melakukan proses penerimaan dari satelit Lapan-A3. Lintasan orbit satelit Lapan-A3 akan ditampilkan menggunakan *software* JsatTrak untuk menggambarkan posisi satelit dari sudut pandang luar angkasa terhadap lokasi stasiun bumi. Sedangkan, *software* Stellarium untuk menggambarkan posisi satelit dari sudut pandang antena di Stasiun Bumi Penginderaan Jauh Parepare. Baik *software* JsatTrak maupun Stellarium akan menampilkan posisi satelit mulai dari elevasi rendah di awal lintasan ke elevasi maksimal hingga kembali ke elevasi rendah di akhir lintasan.

BAB IV

HASIL DAN PEMBAHASAN

Analisis dan pembahasan terhadap hasil percobaan dilakukan berdasarkan perhitungan yang menunjukkan karakteristik perubahan nilai parameter *downlink* pada antena Stasiun Bumi Penginderaan Jauh Parepare terhadap satelit Lapan-A3. Karakteristik ini dihubungkan dengan nilai perhitungan dari *slant range*, daya penerimaan sinyal, hingga *Carrier to Noise ratio* pada satu lintasan satelit.

1.12 Pengumpulan data pengukuran

1. Spesifikasi *Downlink*

Berikut spesifikasi *downlink* masing - masing baik dari satelit Lapan-A3 maupun dari antena stasiun bumi Parepare yang diperoleh saat proses penelitian.

Tabel 4.1 Spesifikasi *Downlink*

Spesifikasi	Nilai	Satuan
Re (Jari - jari bumi)	6.378,14	km
Hsat (<i>Altitude</i> Satelit)	650	km
Rsat (Radius Total)	7.028,14	km
Frekuensi Kerja Satelit Lapan-A3	8.200	MHz
EIRP Satelit Lapan A3	11	dBW
<i>Bandwidth</i> (Bw) Satelit Lapan-A3	168.000.000	Hz
<i>Bandwidth</i> (Bw) Satelit dalam Log	82,2530928	dBHz
Gain Antena Stasiun Bumi (Gr)	52	dB
T-noise Antena Stasiun Bumi	16	dB
Konstanta <i>Boltzman</i>	-228,6	dBW/Hz•K
Los <i>Pointing</i> dan Atmosfer	2	dB
Los Kabel dan Konektor	2	dB

Perhitungan dan analisis ini akan dibagi dalam dua bagian yaitu perhitungan terhadap parameter *downlink* dari satelit dan perbandingan hasil perhitungan dan pengukuran terhadap satelit.

2. Posisi geografis antena

Posisi geografis antena diperoleh melalui pengukuran menggunakan perangkat *GPS-Receiver*. Posisi geografis antena ini dibutuhkan sebagai penanda lokasi pada *software* JsatTrak, Stellarium dan Google Earth.

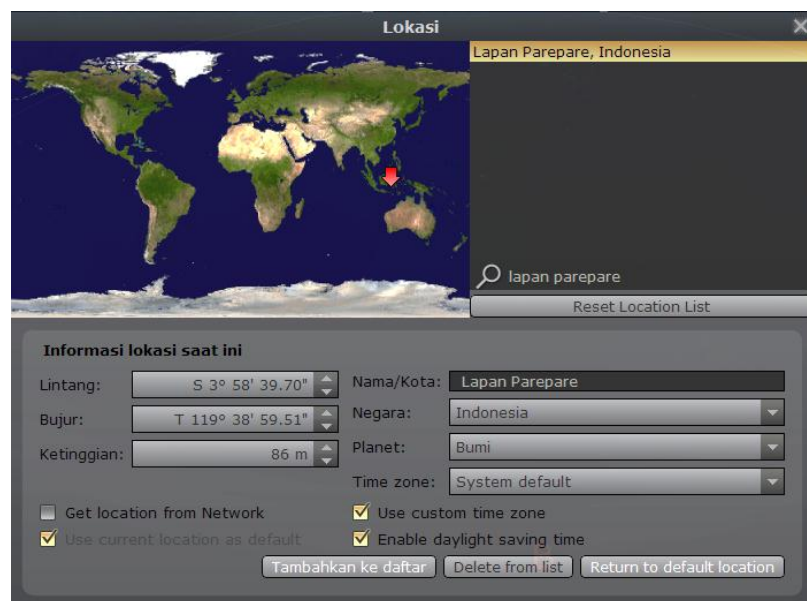


Gambar 4.1 Hasil pengukuran posisi geografis antena

Dapat terlihat pada perangkat *GPS-Receiver* bahwa posisi geografis antena berada pada $3^{\circ}58'39.7''$ lintang selatan dan $119^{\circ}38'59.51''$ bujur timur dengan ketinggian 86 meter dari permukaan laut.

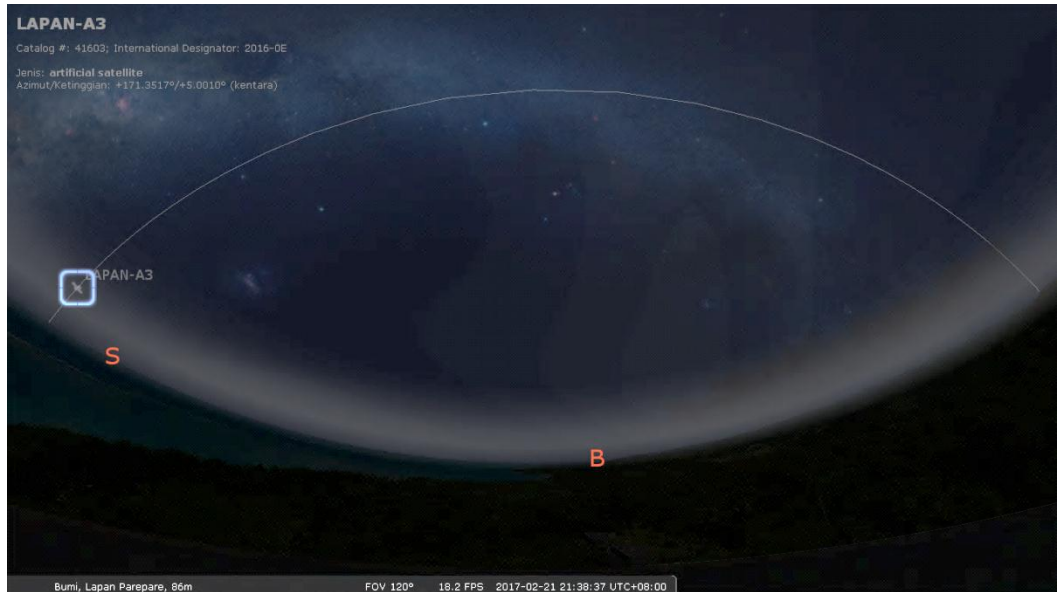
3. Lintasan orbit satelit

Lintasan orbit satelit dapat dilihat dari dua sisi yaitu dari sudut pandang luar angkasa maupun dari sudut pandang di bumi. Lintasan orbit satelit dari sudut pandang luar angkasa dapat diketahui melalui *software* JsatTrak dan lintasan orbit satelit dari sudut pandang di bumi menggunakan *software* Stellarium. Kedua *software* ini digunakan sebagai simulasi pergerakan satelit pada orbitnya untuk memudahkan pengamatan.



Gambar 4.2 Proses input posisi geografis antenna pada *software* stellarium

Pada *software* stellarium dapat terlihat pergerakan satelit selama melintasi orbitnya mulai dari sudut elevasi rendah ke elevasi tinggi, hingga kembali ke elevasi rendah di arah yang lain.



Gambar 4.3 Posisi Satelit pada *software* stellarium saat elevasi rendah di awal lintasan

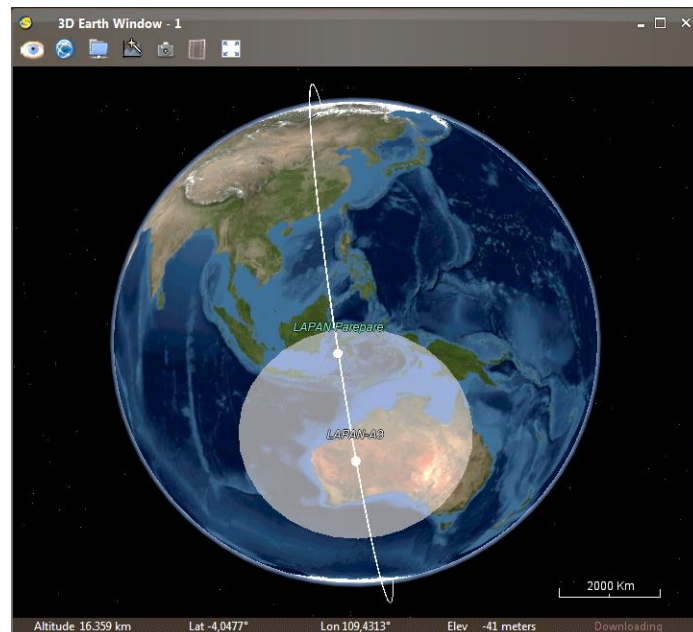


Gambar 4.4 Posisi Satelit pada *software* stellarium saat elevasi tinggi

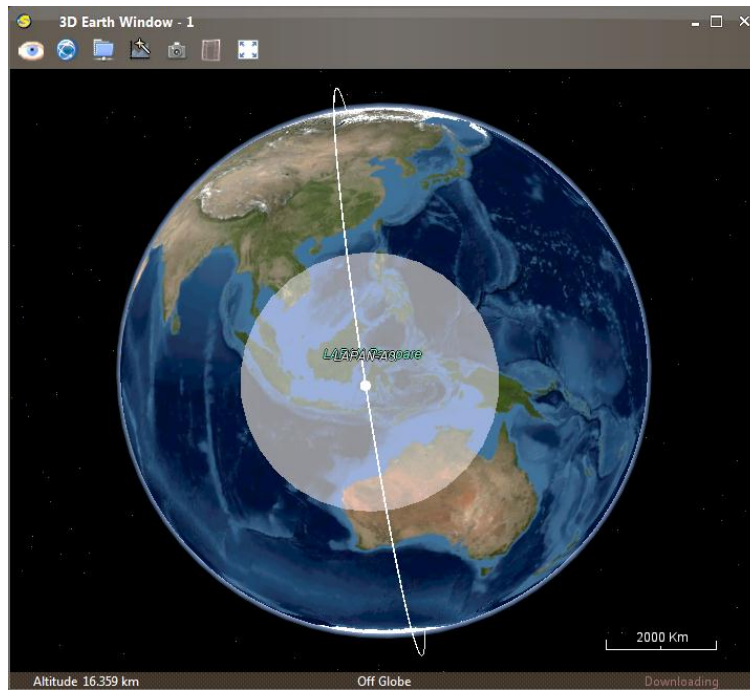


Gambar 4.5 Posisi Satelit pada *software* stellarium saat elevasi rendah di akhir lintasan

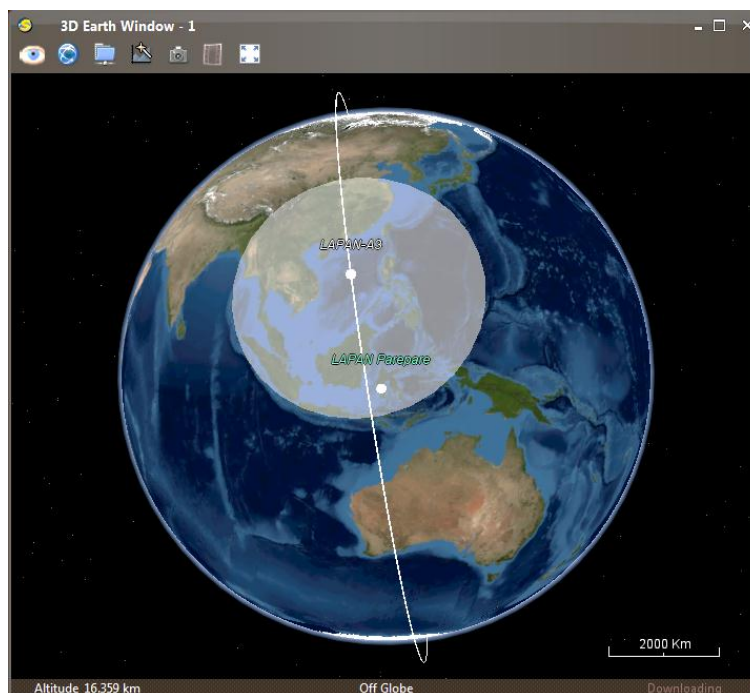
Pada *software* diperoleh lintasan satelit yang orbitnya memiliki sudut elevasi maksimal sekitar 80° . Di sisi yang lain, pada *software* JsatTrak dapat terlihat posisi satelit selama melintasi orbitnya mulai dari sudut pandang luar angkasa.



Gambar 4.6 Posisi satelit pada *software* JsatTrak saat elevasi rendah di awal lintasan



Gambar 4.7 Posisi satelit pada *software* JsatTrak saat elevasi tinggi



Gambar 4.8 Posisi satelit pada *software* JsatTrak saat elevasi rendah di akhir lintasan

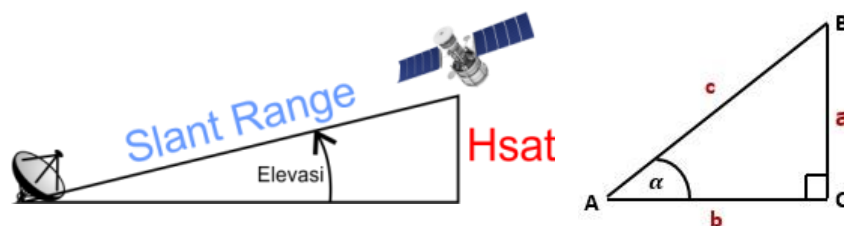
4. Pengambilan *log* antena

Pengambilan *log* antena ini dilakukan untuk mengetahui informasi pada antena selama melakukan proses *downlink* pada satu lintasan satelit yaitu nilai *Carrier to Noise ratio* (C/N) setiap sudut elevasi antena. Pengambilan *log* antena ini diperoleh menggunakan *PC monitoring operator* yang terhubung ke ACU (*Antenna Control Unit*).

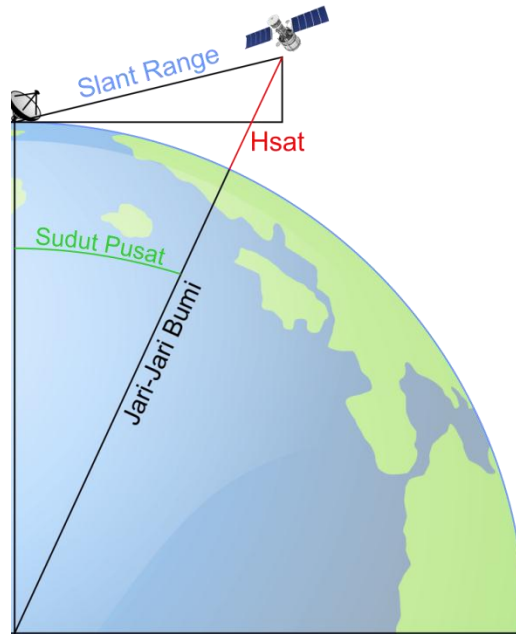
1.13 Perhitungan pada Parameter *Downlink* Satelit

1. *Slant range*

Secara sederhana, *slant range* satelit dapat dihitung menggunakan persamaan trigonometri segitiga dimana altitude satelit dapat dianggap sebagai sisi depan pada segitiga, sisi miring segitiga merupakan panjang *slant range*, dan sudut elevasi antena merupakan sudut yang dibentuk antara sisi depan dan sisi samping.



Gambar 4.9 Hubungan segitiga sederhana antara elevasi dan tinggi satelit
Pada prakteknya, secara topografi permukaan bumi memiliki lengkungan yang membuat benda apapun yang melintas di atas bumi terlihat terbit dan tenggelam. Oleh karena itu, dalam menghitung *slant range* satelit efek lengkung bumi pada lokasi tertentu juga harus diperhatikan dimana membutuhkan nilai radius bumi.



Gambar 4.10 Hubungan trigonometri dengan mempertimbangkan lengkung bumi

Perhitungan *slant range* dimulai dari memperoleh panjang radius bumi atau jari-jari bumi (R_e), ketinggian satelit dari permukaan bumi (H_{sat}). Dengan jari-jari bumi 6.378,14 km dan ketinggian satelit 650 km maka ketinggian satelit secara geosentris (R_{sat}):

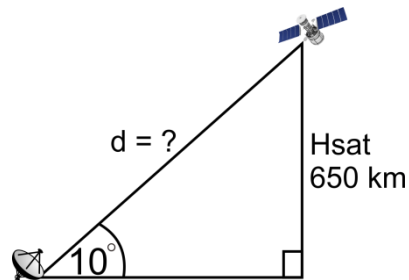
$$R_{sat} = R_e + H_{sat}$$

$$R_{sat} = 6.378,14 + 650 \text{ km}$$

$$R_{sat} = 7.028,14 \text{ km}$$

Satelit Lapan-A3 merupakan satelit orbit *polar* dimana setiap peredaran pada orbitnya satelit bergerak memiliki sudut elevasi yang berbeda terhadap antena stasiun bumi mulai dari awal perekaman hingga akhir perekaman.

Apabila *slant range* (d) dihitung berdasarkan trigonometri segitiga sederhana, maka pemaparannya akan terlihat seperti gambar di bawah:



Gambar 4.11 Hubungan trigonometri segitiga elevasi dan tinggi satelit

Untuk mengetahui *slant range* (d) dapat digunakan rumus *sin* karena nilai yang dicari adalah sisi miring segitiga.

$$\sin \varepsilon_0 = \frac{H_{sat}}{d}$$

$$\sin 10^\circ = \frac{650}{d}$$

$$d = \frac{650}{0,173648}$$

$$d = 3743,20 \text{ km}$$

Apabila *slant range* dihitung dengan mempertimbangkan efek kelengkungan bumi pada sudut elevasi (ε_0) tertentu, maka dapat diketahui *slant range* (d) dengan menggunakan rumus (2-6)

$$d = \sqrt{R_{sat}^2 - R_e^2 \cos^2 \varepsilon_0} - R_e \sin \varepsilon_0$$

$$d = \sqrt{7.028,14^2 - 6378,14^2 \cos^2 10^\circ} - 6378,14 \cdot \sin 10^\circ$$

$$d = 2.045,343 \text{ m}$$

Maka *slant range* satelit pada sudut elevasi antena 10° adalah sejauh 2.045,343 km dari stasiun bumi.

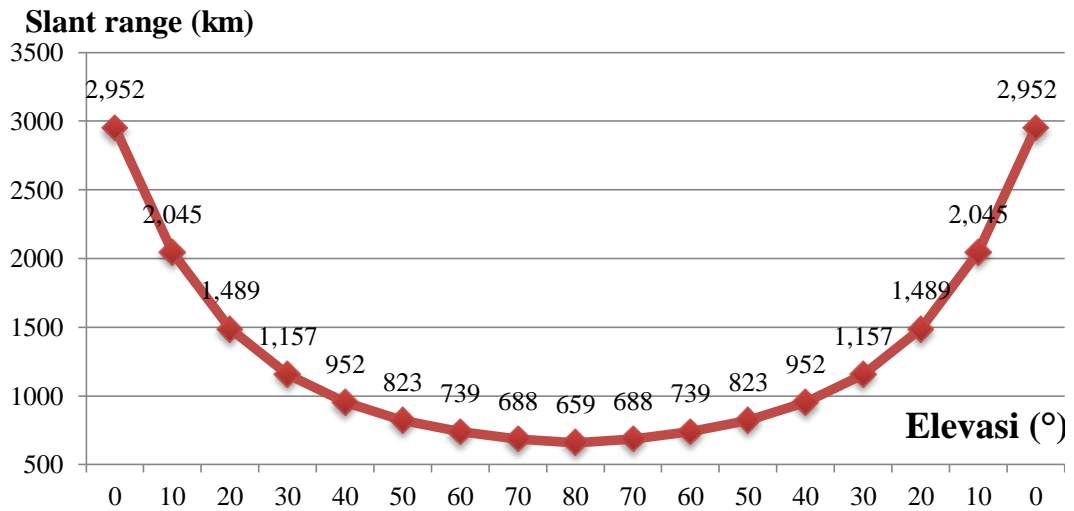
Tabel 4.2 Perbandingan nilai *slant range* menggunakan Trigonometri

Segitiga dengan Efek Kelengkungan Bumi

Elevasi (ϵ_0)	<i>Slant Range</i> Trigonometri segitiga (km)	<i>Slant Range</i> Efek Kelengkungan Bumi (km)	
0	372422,756	2951,962	Awal Lintasan
10	3743,201	2045,344	
20	1900,473	1489,081	
30	1300,000	1156,531	
40	1011,220	952,176	
50	848,515	822,518	
60	750,555	739,322	
70	691,716	687,528	Elevasi Maks.
80	660,027	659,081	
70	691,716	687,528	Akhir Lintasan
60	750,555	739,322	
50	848,515	822,518	
40	1011,220	952,176	
30	1300,000	1156,531	
20	1900,473	1489,081	
10	3743,201	2045,344	
0	372422,756	2951,962	

Dapat terlihat bahwa nilai *slant range* yang menggunakan rumus trigonometri segitiga memiliki nilai yang hampir tidak jauh berbeda dengan *slant range* yang menggunakan rumus efek kelengkungan bumi pada sudut elevasi tinggi saja yaitu 70° dan 80° . Namun ketika sudut elevasi dibawah 70° , nilai *slant range* sudah sangat berbeda satu sama lain karena *slant range* yang dihitung menggunakan rumus trigonometri segitiga menggunakan asumsi permukaan bumi yang datar sedangkan *slant range* yang dihitung menggunakan efek kelengkungan bumi sudah menggunakan asumsi bumi bulat sesuai kondisi *realnya*.

Perhitungan untuk seluruh nilai sudut elevasi dapat diteruskan menggunakan *software* Microsoft excel. Dalam hal ini, sudut elevasi yang dihitung mulai dari sudut 0° hingga sudut 80° (elevasi maksimal) lalu kembali sudut 0°.



Gambar 4.12 Grafik Hasil Perhitungan *Slant range* terhadap Sudut Elevasi Antena

Pada proses perekaman satelit dalam satu lintasan orbit, *Dish* (piringan) parabola antena stasiun bumi bergerak mengikuti perpindahan satelit. Perpindahan ini menghasilkan sudut elevasi antena dimana sudut elevasi antena merepresentasikan sebuah jarak dari antena stasiun bumi terhadap satelit.

Jadi meskipun satelit Lapan-A3 memiliki ketinggian normal yaitu pada 650 km, karena karakteristik orbit satelit yang *polar* maka menghasilkan jarak yang berbeda – beda antara satelit terhadap antena stasiun bumi. Dapat terlihat bahwa disaat elevasi rendah yaitu 0° jarak satelit terhadap

antena stasiun bumi sejauh 2.952 km dimana satelit sudah akan memasuki kondisi *Line of Sight* terhadap antenna stasiun bumi. Jarak satelit terhadap antenna stasiun bumi terus mendekat seiring kenaikan sudut elevasi antenna.

Jarak maksimal yang terdekat berada pada sudut elevasi 80° dengan jarak sejauh 659 km. Untuk menyelesaikan pergerakan pada lintasan orbitnya, setelah mencapai jarak yang terdekat satelit menjauhi antenna stasiun bumi di arah yang lain. Hal ini terlihat pada nilai sudut elevasi antenna yang semakin menurun hingga mencapai elevasi rendah dimana satelit sudah tidak dalam kondisi *Line of Sight* terhadap antenna stasiun bumi.

Pada grafik terlihat bahwa dalam proses *downlink* satelit satu lintasan orbit, semakin rendah nilai sudut elevasi antenna stasiun bumi terhadap satelit maka semakin tinggi nilai *Slant range*nya dan begitu pula sebaliknya.

Lebih lanjut untuk mengetahui daerah cakupan ideal penerimaan dari titik Stasiun Bumi Penginderaan Jauh Parepare yaitu dengan menggunakan nilai *Arc Length* atau panjang busur. Untuk memperoleh nilai *Arc Length* cukup membutuhkan nilai radius bumi atau jari-jari bumi (R_e) dan nilai sudut pusat (β_0) pada elevasi tertentu yang telah diperoleh disaat menghitung *Slant range*.

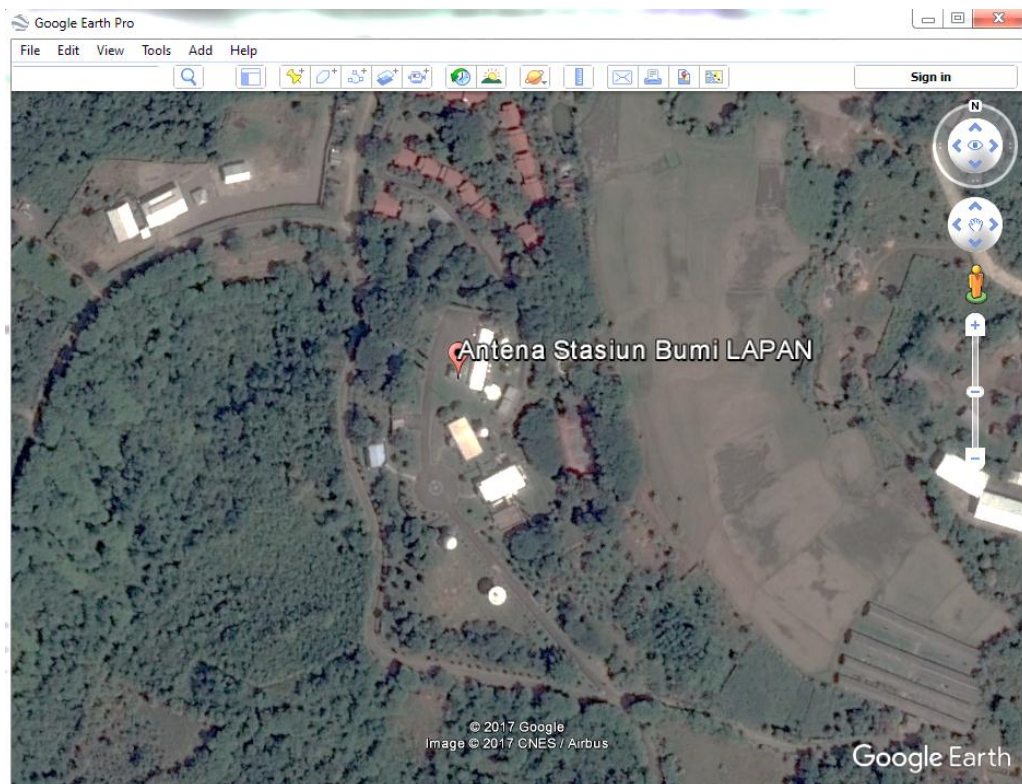
Pada *Slant range* terjauh di sudut elevasi 0° , diperoleh sudut pusat (β_0) sebesar $24,835877^\circ$, dengan radius bumi (R_e) 6.378,14 km maka:

$$s = Re \cdot \beta_o (\text{Rad})$$

$$s = 6.378,14 \cdot \left(\frac{\pi}{180} 24,835877 \right)$$

$$s = 2.764,72 \text{ km}$$

Nilai Arc Length 2.764,72 km merupakan jarak terjauh dari titik penerimaan disaat sudut elevasi 0° apabila satelit sudah dalam kondisi *Line Of Sight* terhadap antena. Panjang busur ini digunakan untuk menarik garis pada permukaan bumi di *software* google earth.

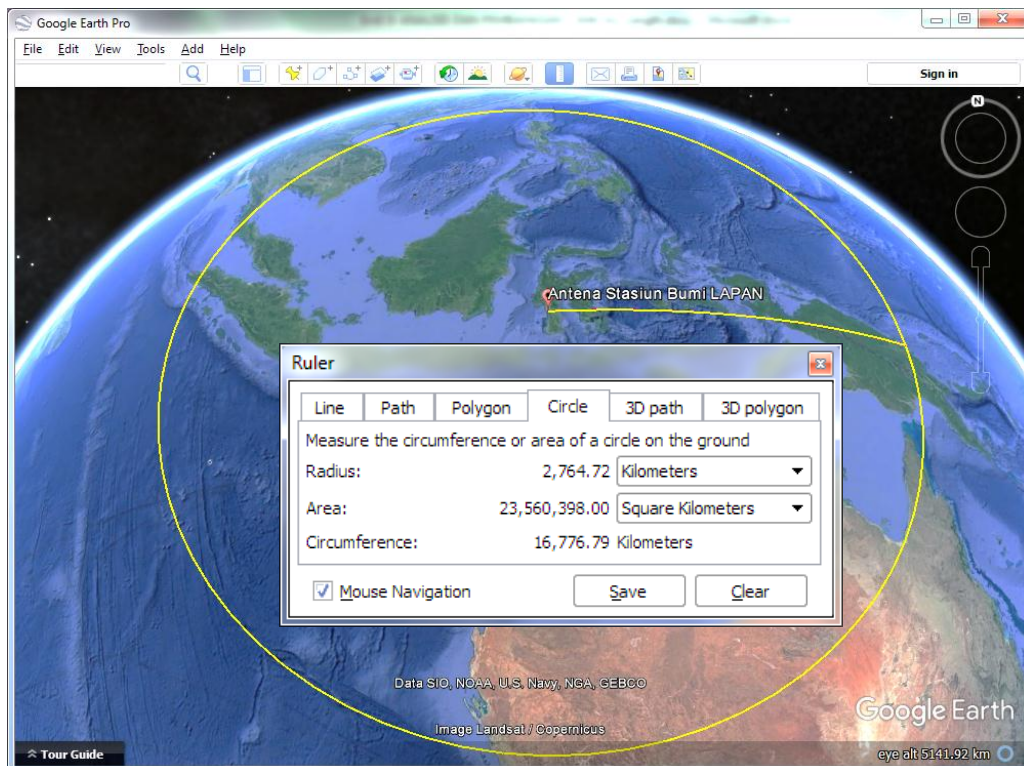


Gambar 4.13 Titik Penerimaan Antena Stasiun Bumi



Gambar 4.14 Antena Stasiun Bumi

Panjang busur ditarik untuk sebagai titik terjauh daerah cakupan dengan menggunakan tools circle measure.



Gambar 4.15 Luas Daerah Cakupan Ideal

2. *Free Space Loss*

Apabila nilai *Slant range* tadi berpengaruh berdasarkan sudut elevasi antenna, begitu pula dengan *Free Space Loss*. *Free Space Loss* dapat diketahui setelah memperoleh nilai *slant range*.

Pada *slant range* tertentu, maka dapat diketahui *Free Space Loss* dengan menggunakan rumus (2-8)

$$\text{FSL(dB)} = 32,5 + 20 \log R \text{ (km)} + 20 \log F \text{ (MHz)} \quad (2-8)$$

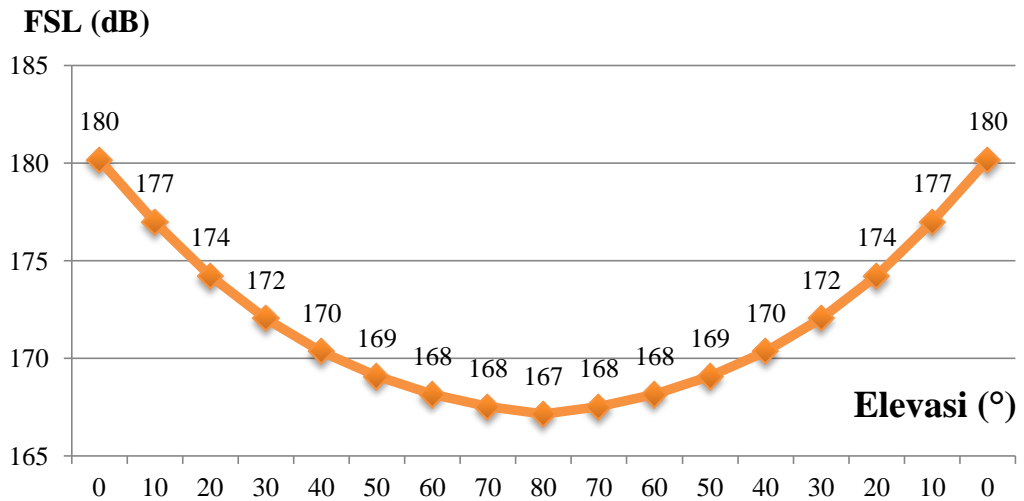
Nilai R (km) merupakan nilai *Slant range* satelit terhadap stasiun bumi berdasarkan sudut elevasi antenna.

Dengan nilai *Slant range* pada sudut elevasi 10° sebesar 2.045,404342 km dan frekuensi *downlink* yang digunakan adalah 8.200 MHz, maka dapat diketahui *Free Space Loss* dengan perhitungan sebagai berikut:

$$\begin{aligned} \text{FSL(dB)} &= 32,5 + 20 \log 2.045,404342 \text{ (km)} + 20 \log 8.200 \text{ (MHz)} \\ &= 32,5 + 66,21558347 + 78,27627705 \\ &= 176,991 \text{ dB} \end{aligned}$$

Maka *Free Space Loss* antara satelit terhadap antenna stasiun bumi pada sudut elevasi 10° sebesar 176,991 dB

Perhitungan untuk seluruh *Free Space Loss* tiap sudut elevasi dapat diteruskan menggunakan *software* Microsoft excel. Dalam hal ini, sudut elevasi yang dihitung mulai dari sudut 0° hingga sudut 80° (elevasi maksimal) lalu kembali sudut 0° .



Gambar 4.16 Grafik Hasil perhitungan nilai *Free Space Loss* terhadap Sudut Elevasi Antena

Dapat terlihat bahwa disaat elevasi rendah yaitu 0° *Free Space Loss* satelit terhadap antena stasiun bumi sebesar 180 dB dimana satelit sudah akan memasuki kondisi *Line of Sight* terhadap antena stasiun bumi. *Free Space Loss* satelit terhadap antena stasiun bumi terus berkurang seiring kenaikan sudut elevasi antena.

Free Space Loss terendah berada pada sudut elevasi 80° dengan nilai 167 dB dikarenakan pada sudut elevasi ini merupakan titik dimana satelit memiliki jarak yang terdekat terhadap antena stasiun bumi. Seperti halnya pada *slant range*, nilai *Free Space Loss* akan mengalami kenaikan di saat satelit akan menyelesaikan lintasannya setelah melalui elevasi maksimal. Semakin rendah elevasi antena maka akan bertambah jarak satelit begitu pula dengan *Free Space Loss*nya.

3. *Power Receive*

Daya penerimaan antenna dapat diperoleh setelah memperoleh nilai *Free Space Loss* di tiap sudut elevasi antenna. Setiap nilai *Free Space Loss* merepresentasikan nilai daya penerimaan yang berbeda - beda berdasarkan sudut elevasi antenna.

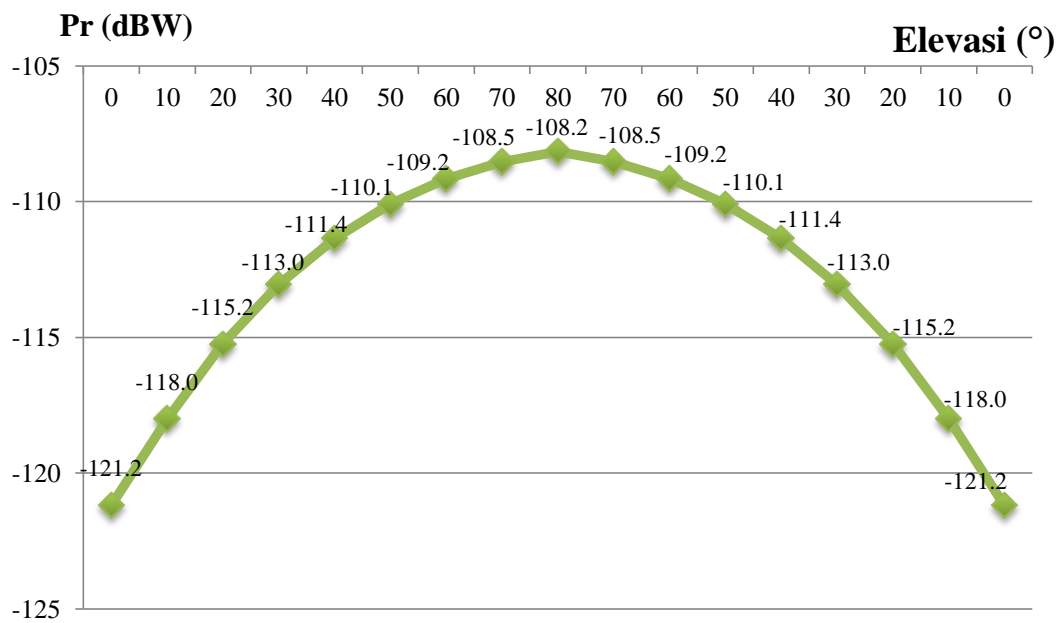
Pada *Free Space Loss* tertentu, maka dapat diketahui *Power Receive* dengan menggunakan rumus (2-10)

$$Pr = EIRP + Gr - [32.5 + 20 \log R \text{ (km)} + 20 \log F \text{ (MHz)}] \text{ dBW} \quad (2-10)$$

Selain menggunakan nilai *Free Space Loss* pada elevasi 10° sebesar 176,991 dibutuhkan juga nilai EIRP satelit yakni sebesar 11 dBW, Gain antenna stasiun bumi (Gr) sebesar 52 dB, loss pointing antenna sebesar 2 dB, dan loss kabel dan konektor sebesar 2 dB. Setelah parameter terpenuhi maka *Power Receive* dapat dihitung dengan cara sebagai berikut:

$$\begin{aligned} Pr \text{ (dBW)} &= EIRP + Gr - FSL - \text{Loss pointing} - \text{Loss Kabel dan Konektor} \\ &= 11 + 52 - 176,991 - 2 - 2 \\ &= -117,991 \text{ dBW} \end{aligned}$$

Perhitungan untuk seluruh *Power Receive* tiap sudut elevasi dapat diteruskan menggunakan *software* Microsoft excel. Dalam hal ini, sudut elevasi yang dihitung mulai dari sudut 0° hingga sudut 80° (elevasi maksimal) lalu kembali sudut 0° .



Gambar 4.17 Grafik Hasil Perhitungan nilai *Power Receive* terhadap Sudut Elevasi Antena

Dapat terlihat bahwa disaat elevasi rendah yaitu 0° *Power Receive* satelit terhadap antena stasiun bumi sebesar $-121,2$ dBW dimana satelit sudah akan memasuki kondisi *Line of Sight* terhadap antena stasiun bumi. *Power Receive* satelit terhadap antena stasiun bumi terus meningkat seiring kenaikan sudut elevasi antena.

Power Receive tertinggi berada pada sudut elevasi 80° dengan nilai $-108,2$ dBW dikarenakan pada sudut elevasi ini merupakan titik dimana satelit memiliki jarak yang terdekat terhadap antena stasiun bumi. Nilai *Power Receive* akan mengalami penurunan di saat satelit akan menyelesaikan lintasannya setelah melalui elevasi maksimal.

Pada grafik terlihat bahwa semakin tinggi nilai sudut elevasi antena stasiun bumi terhadap satelit maka semakin tinggi nilai *Power Receivenya* dan begitu pula sebaliknya.

4. *Carrier to Noise ratio*

Carrier to Noise ratio (C/N) merupakan parameter terakhir yang akan dihitung yang juga memiliki keterkaitan dengan dua parameter sebelumnya yaitu *Free Space Loss* dan *Power Receive* atau daya penerimaan. Keterkaitan yang dimiliki yaitu adanya perubahan nilai pada setiap perpindahan sudut elevasi antena. Dengan menggunakan rumus (2-11), maka nilai *Carrier to Noise ratio* dapat diperoleh.

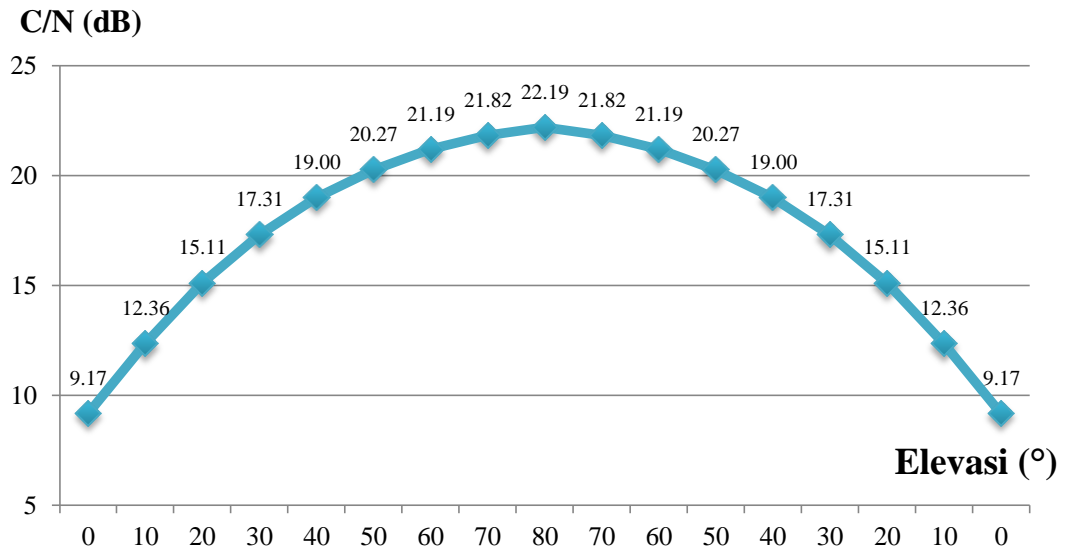
$$C/N = Pr - k - T - B \text{ [dB]} \quad (2-11)$$

Telah diperoleh bahwa nilai *Power Receive* (Pr) atau daya penerimaan sebesar -117,991 dBW pada sudut elevasi 10°. Adapun nilai konstanta Boltzman (k) sebesar -228,6 (dB/Hz•K), bandwidth (B) 168 MHz (82,253 dBHz), dan *noise* temperatur antena (T) yaitu 16 dB sehingga nilai *Carrier to Noise ratio*:

$$\begin{aligned} C/N &= Pr - k - T - B \text{ [dB]} \\ C/N &= -117,991 - (-228,6) - 16 - 82,253 \\ &= 12,355 \text{ dB} \end{aligned}$$

Dengan menggunakan metode yang sama, perhitungan untuk seluruh nilai *Carrier to Noise ratio* pada tiap sudut elevasi dapat diteruskan menggunakan *software* Microsoft excel. Dalam hal ini, sudut elevasi yang

dihitung mulai dari sudut 0° hingga sudut 80° (elevasi maksimal) lalu kembali sudut 0°.



Gambar 4.18 Grafik Hasil Perhitungan nilai *Carrier to Noise ratio* terhadap Sudut Elevasi Antena

Dapat terlihat bahwa disaat elevasi rendah yaitu 0° *Carrier to Noise ratio* satelit terhadap antena stasiun bumi jika satelit tidak memiliki halangan atau kondisi *Line Of Sight* sebesar 9,2 dBW terhadap antena stasiun bumi. *Carrier to Noise ratio* satelit terhadap antena stasiun bumi terus meningkat seiring kenaikan sudut elevasi antena dan akan mengalami penurunan di saat satelit akan menyelesaikan lintasannya setelah melalui elevasi maksimal. Pada grafik terlihat bahwa semakin tinggi nilai sudut elevasi antena stasiun bumi terhadap satelit maka semakin tinggi pula nilai *Carrier to Noise ratio* dan sebaliknya.

Pada sudut elevasi maksimal yaitu pada sudut 80°, nilai *Carrier to Noise ratio* juga mencapai nilai tertingginya yaitu sebesar 22,19 dB. Nilai *Carrier to Noise* inilah yang nanti akan dibandingkan dengan nilai *Carrier to Noise* pada hasil penerimaan realnya pada perangkat yaitu antena stasiun bumi.

1.14 Perbandingan hasil Perhitungan dan Pengukuran

Pembandingan data dilakukan pada nilai *Carrier to Noise ratio* hasil perhitungan terhadap nilai *Carrier to Noise ratio* pada hasil pengukuran yang diperoleh dari log antena dalam satu lintasan satelit di mana satu lintasan membutuhkan waktu sekitar sepuluh menit.



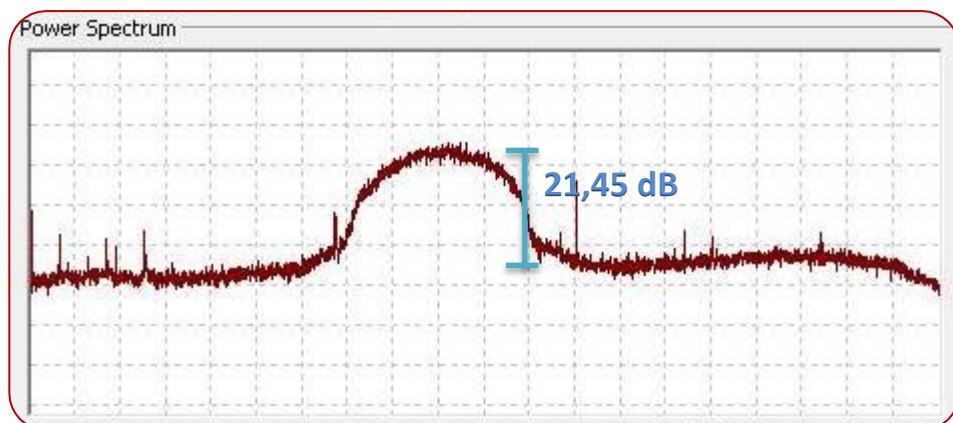
Gambar 4.19 Grafik Hasil Pengukuran Nilai *Carrier to Noise ratio* Antena Stasiun Bumi terhadap Sudut Elevasi Antena

Pada grafik terlihat bahwa pada saat elevasi 0° antena belum memperoleh nilai *Carrier to Noise* dikarenakan pada sudut elevasi tersebut, satelit masih

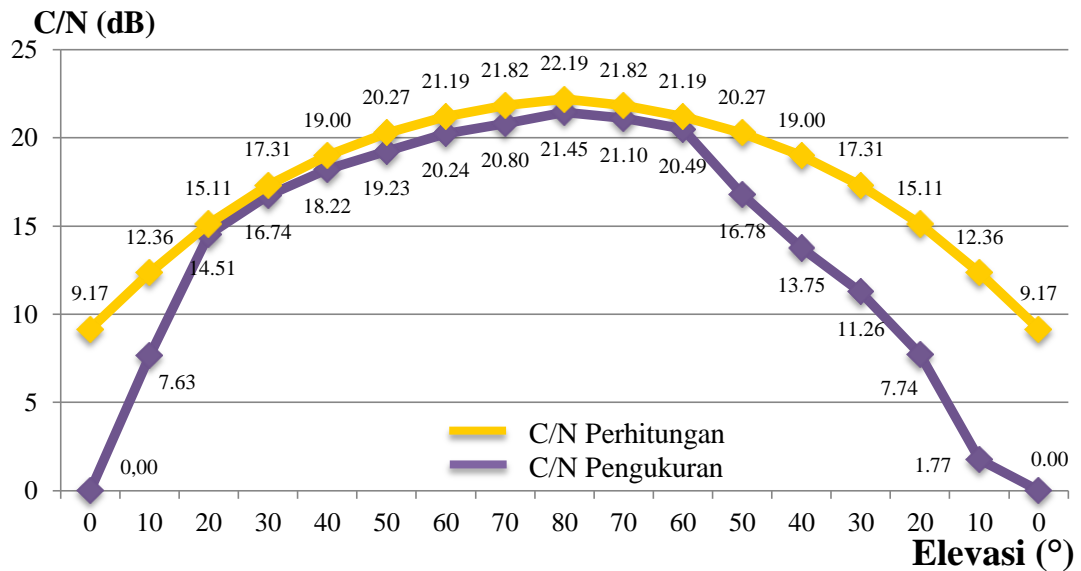
belum berada pada kondisi *Line Of Sight* terhadap antenna stasiun bumi. Bedanya pada saat sudut elevasi mengalami kenaikan barulah antenna memperoleh nilai *Carrier to Noise*, misalnya pada sudut 10° nilai *Carrier to Noise* yang diterima sebesar 7,63 dB.



Gambar 4.20 Tampilan Pada *Operator Monitor* saat Elevasi Maksimal



Gambar 4.21 Tampilan Pada *Spectrum Analyzer* saat Elevasi Maksimal



Gambar 4.22 Grafik Perbandingan Nilai *Carrier to Noise ratio* hasil

pengukuran terhadap hasil perhitungan

Adapun hasil pengukuran dan perhitungan dibandingkan untuk semua sudut elevasi antena dapat dilihat pada tabel dibawah:

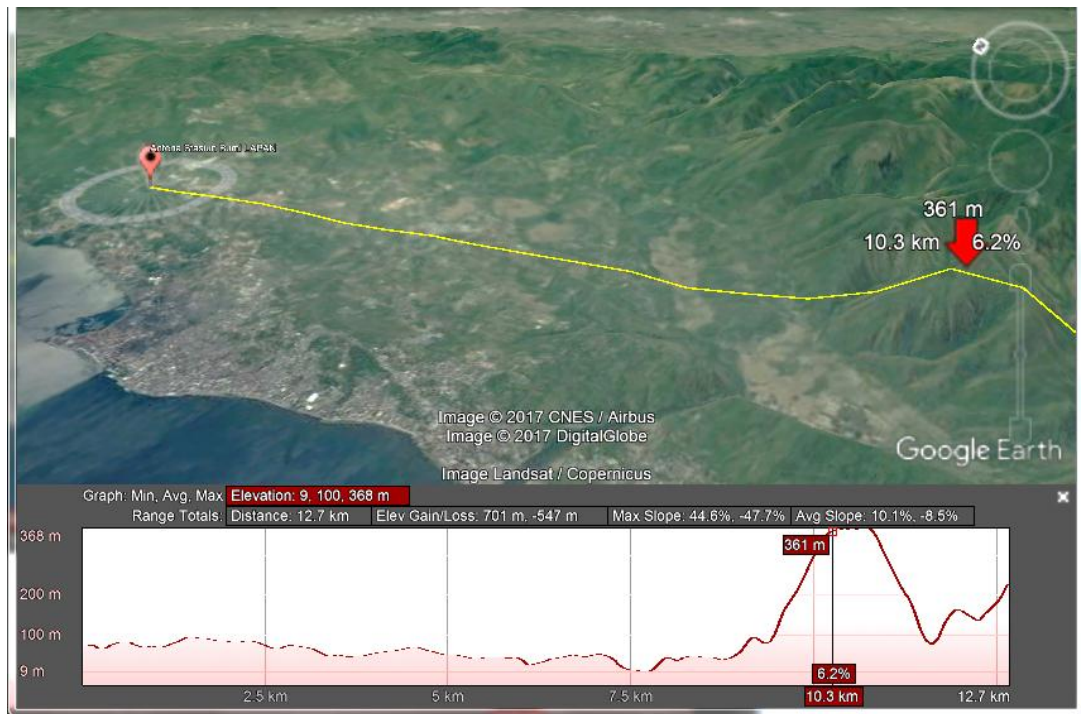
Tabel 4.3 Perbandingan Nilai C/N setiap Elevasi

Elevasi (ϵ_0)	C/N Perhitungan (dB)	C/N Pengukuran (dB)	Selisih Perbandingan C/N (dB)	Persentase Keberhasilan (%)
0	9,17	0	9,17	0,00
10	12,36	7,63	4,73	61,75
20	15,11	14,51	0,60	96,01
30	17,31	16,74	0,57	96,72
40	19,00	18,22	0,78	95,91
50	20,27	19,23	1,04	94,88
60	21,19	20,24	0,95	95,50
70	21,82	20,80	1,02	95,30
80	22,19	21,45	0,74	96,66
70	21,82	21,10	0,72	96,68
60	21,19	20,49	0,70	96,68
50	20,27	16,78	3,49	82,79
40	19,00	13,75	5,25	72,38
30	17,31	11,26	6,05	65,06
20	15,11	7,74	7,37	51,22
10	12,36	1,77	10,59	14,33
0	9,17	0,00	9,17	0,00

Pada sudut elevasi maksimal, nilai *Carrier to Noise* yang diterima sebesar 21,45 dB. Apabila dibandingkan terhadap hasil perhitungan *Carrier to Noise* yang memiliki nilai sebesar 22,19 dB, maka nilai penerimaan sudah mencapai sekitar 96,66% atau hanya berselisih 0,74 dB. Namun, apabila persentase keberhasilan dibandingkan terhadap semua elevasi, nilai penerimaan dengan persentase keberhasilan terbaik berada pada sudut elevasi 30° di awal lintasan orbit dengan persentase sebesar 96,72%. Apabila persentase keberhasilan dirata-ratakan terhadap semua sudut elevasi, maka diperoleh rata-rata keberhasilan sebesar 71,28% atau 13,63 dB.

Disaat satelit akan menyelesaikan lintasannya di arah lain, pada hasil pengukuran terdapat penurunan nilai *Carrier to Noise* jika dibandingkan pada elevasi yang sama sebelumnya. Pada saat elevasi 0°, nilai pengukuran C/N masih 0 dB atau sama sekali belum menerima daya satelit. Hal ini disebabkan karena adanya efek kelengkungan bumi dan kontur topografi permukaan bumi yang tidak rata seperti adanya pegunungan, bukit, serta faktor lain seperti kondisi cuaca, angin, atmosfer, dll. Begitu pula pada saat satelit berada pada sudut elevasi 10° di awal lintasan orbit, nilai C/N yang diterima sebesar 7,63 dB dimana nilai ini masih sangat jauh apabila dibandingkan dengan hasil perhitungan yaitu 12,36 dB. Adapun ketika pada saat satelit berada pada sudut elevasi 10° di akhir lintasan orbit, nilai C/N yang diterima sebesar 1,77 dB dimana nilai ini masih sangat jauh apabila dibandingkan dengan hasil perhitungan yaitu

12,36 dB. Sudut elevasi 10° masih termasuk sudut elevasi rendah sehingga efek kelengkungan dan kontur topografi bumi serta faktor lain seperti kondisi cuaca, angin, atmosfer, dll masih sangat berpengaruh.



Gambar 4.23 Pengamatan Kontur Topografi Bumi

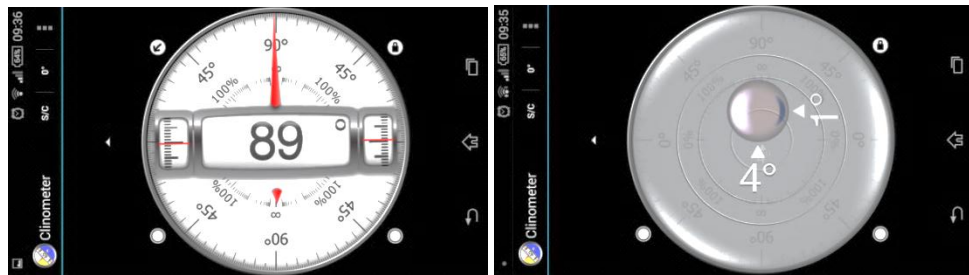


Gambar 4.24 Kontur Topoprafi Bumi dari Titik Stasiun Bumi

Apabila ditinjau dari sisi internal yaitu pada antenna stasiun bumi, nilai penurunan ini terjadi dimungkinkan karena adanya ketidaklurusan bangunan pondasi tempat berdirinya antenna. Hal ini dapat diketahui setelah menggunakan *inclinor* yang ditempatkan pada *pedestal* antenna.

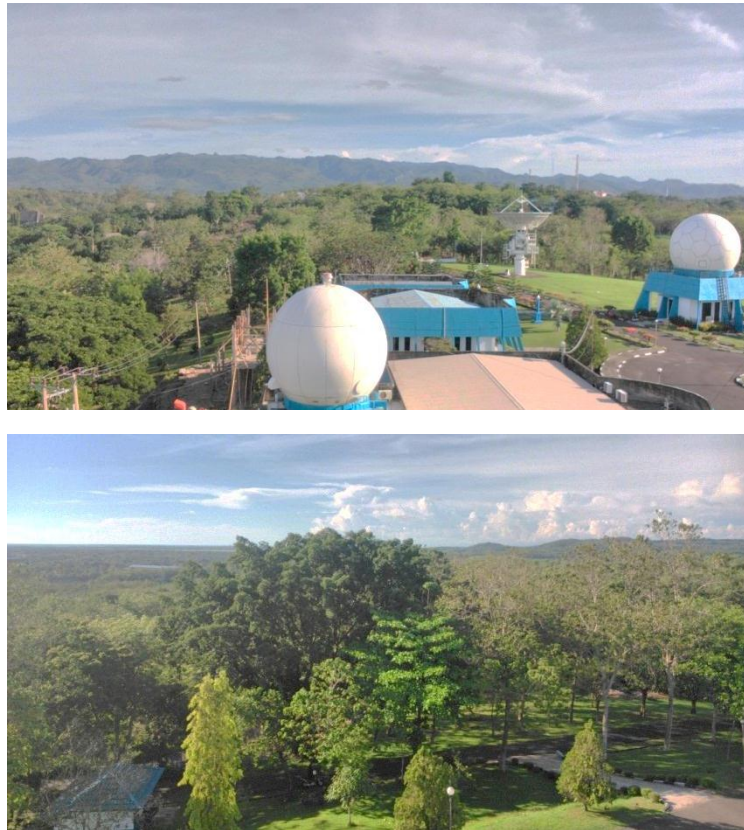


Gambar 4.25 Pengukuran sudut kelurusan antenna menggunakan *Inclinor*



Gambar 4.26 Hasil pengukuran Inclinor saat diletakkan pada
(a)Pedestal antenna (mode inclinor) dan (b)Pada pondasi pedestal antenna
(mode waterpass)

Dimungkinkan juga pada arah tersebut dengan jarak tertentu yang belum diketahui, ada penghalang yang penyebab turunnya nilai C/N seperti cuaca yang tidak bagus, adanya objek - objek penghalang seperti bangunan, pohon-pohon tinggi, pegunungan maupun faktor alam yang lain.



Gambar 4.27 Pegunungan dan Pepohonan di sekitar lokasi antenna

Hasil pengukuran yang diperoleh merupakan kondisi *real* sehingga penyimpangan nilai bisa saja terjadi apabila dibandingkan dengan hasil perhitungan yang merupakan kondisi ideal.

BAB V

PENUTUP

1.1 Kesimpulan

Dari keseluruhan hasil pengujian dan analisis pada penelitian tugas akhir ini, dapat diperoleh kesimpulan bahwa:

1. *Slant Range* Stasiun Bumi terhadap satelit Lapan-A3 mengalami perubahan berdasarkan sudut elevasi antenna dimana *Slant Range* terjauh berada pada 2.952 km saat sudut elevasi 0° dan *Slant Range* terdekat berada pada 659 km saat sudut elevasi 80° .
2. Nilai Daya Penerimaan Sinyal Satelit (*Power Receive*) mengalami perubahan berdasarkan nilai *Slant Range* yang disebabkan karena adanya perubahan sudut elevasi antenna Stasiun Bumi terhadap satelit Lapan-A3 setelah mempertimbangkan unsur *Free Space Loss*nya dimana nilai penerimaan daya terendah sebesar -121,2 dBW pada sudut elevasi 0° dan nilai penerimaan daya tertinggi sebesar -108,2 dBW pada sudut elevasi 80° .
3. Nilai *Carrier to Noise ratio* dapat diketahui setelah parameter *Slant Range*, dan *Power Receive* telah diperoleh. Nilai *Carrier to Noise* ini pun mengalami perubahan berdasarkan sudut elevasi antenna dimana pada hasil perhitungan nilai C/N terendah sebesar 9,2 dB pada sudut elevasi 0° dan nilai C/N tertinggi sebesar 22,19 dB pada sudut elevasi 80° . Setelah membandingkan hasil perhitungan dan

pengukuran, dapat diketahui bahwa nilai perbedaan yang terbesar berada pada sudut elevasi rendah yaitu 0° sampai 10° karena efek kelengkungan dan kontur topografi bumi serta faktor lain seperti kondisi cuaca, angin, atmosfer, dll masih sangat berpengaruh. Apabila ditinjau terhadap semua sudut elevasi, diperoleh rata-rata keberhasilan sebesar 71,28% atau 13,63 dB sehingga dapat diketahui bahwa proses penerimaan daya Satelit Lapan-A3 pada Stasiun Bumi Penginderaan Jauh Parepare dapat berjalan dengan baik.

1.2 Saran

1. Untuk menambah kehandalan penerimaan pada proses *downlink*, kami merekomendasikan perlunya ditambahkan perangkat penguat di antena penerima sehingga menambah gain penerimaan.
2. Untuk melakukan kegiatan optimasi pada sisi stasiun bumi yang diharapkan dapat menambah daya penerimaan satelit.
3. Untuk perencanaan kedepan disarankan melakukan pengukuran pada lokasi Stasiun Bumi yang lain seperti Stasiun Bumi Penginderaan Jauh Lapan Biak sebagai redundansi penerimaan pada Stasiun Bumi Penginderaan Jauh Lapan Parepare.

DAFTAR PUSTAKA

- Dennis, R. (n.d.). *Satellite Communications*. United States: McGraw-Hill Telecom Engineering.
- Hasbi, W., & Suhermanto. (2013). Development of LAPAN-A3/IPB Satellite an Experimental Remote Sensing Microsatellite. *34rd Asian Conference on Remote Sensing (ACRS 2013)*. Bali, Indonesia: Indonesian Society for Remote Sensing (ISRS/MAPIN); Asian Association on Remote Sensing (AARS).
- Maini Anil Kumar, V. A. (2011). *Satellite Technology - Principles and Applications*. Wiley.
- Putra, A. (2009). *Makalah Penginderaan Jauh*. Universitas Negeri Padang.
- Tri Judianto, C. (2012). Analisis Potensi Stasiun Bumi Satelit Lapan-Tubsat Kototabang Untuk Pengawasan Jalur Strategis Selat Malaka. *Jurnal Teknologi Dirgantara 10*.
- Tri Judianto, C. E. (2014). Analisis Potensi Gangguan Interferensi Microwave Link Terhadap Operasi Satelit Lapan-A3 Di Stasiun Bumi Rumpin. *Jurnal Teknologi Dirgantara 10*.
- Triharjanto, R. (2012). Development of Micro-satellite Technology at the Indonesian National Institute of Aeronautics and Space (LAPAN). *17th CERE S International Symposium Proceedings*. Chiba University, Japan: Josaphat Microwave Remote Sensing Laboratory.

L

A

M

P

I

R

A

N



**LEMBAGA PENERBANGAN DAN ANTARIKSA NASIONAL
(L A P A N)**

**DEPUTI BIDANG PENGINDERAAN JAUH
STASIUN BUMI PENGINDERAAN JAUH PAREPARE**

JL. JEND. A. YANI KM. 6, PAREPARE, SULAWESI SELATAN 91112
TELEPON (0421) 22288 (HUNTING), FAKSIMILE (0421) 3311664, 22270
E-MAIL : lapan.parepare@lapan.go.id, SITUS : www.rsgs.lapan.go.id

03 Mei 2017

Nomor : B/02^P/05/2017
Sifat : BIASA
Lampiran : -
Hal : Balasan Permintaan Data

Kepada Yth.
Dekan Fakultas Teknik
Universitas Muhammadiyah Makassar
di
Makassar

Sehubungan dengan surat dinas dari Dekan Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Makassar Nomor 372/05/C.40-VI/IV/38/2017 tanggal 22 April 2017 perihal Permintaan Data Dalam Menyelesaikan Tugas Akhir, maka dengan ini disampaikan bahwa permohonan tersebut kami terima pada bulan Mei 2017.

Demikian disampaikan, atas perhatiannya diucapkan terima kasih.



Kepala
Stasiun Bumi Penginderaan Jauh Parepare

Sutan Takdir Ali Munawar, B.Eng
NIP.19690711 198901 1 001

2. Spesifikasi Umum Antena Stasiun Bumi



System Overview

5.4m X-band Operation and Maintenance Training



EXPORT CONTROL NOTICE

This document and any attachments, appendices, or amendments hereto may contain information subject to the Export Administration Regulations. This information may not be exported, re-exported, diverted, released, or disclosed to foreign nationals either within or outside the United States without first complying with the export licensing requirements of the Export Administration Regulations. Failure to comply with United States export control laws and regulations may result in civil and/or criminal penalties. This warning must be included with any reproduced portion of this document.

PROPRIETARY NOTICE

The information contained in this presentation including text, illustrations, drawings, lists or specifications are the confidential information and/or trade secrets of ViaSat, Inc., and issued in strict confidence. Except as authorized by ViaSat in writing, this manual shall not be reproduced, retransmitted, used for the design, manufacture or sale of equipment or used for any other purposes other than the evaluation, operation and/or maintenance of the subject equipment or system.

Components



System Overview

The information on this page is subject to the Warnings and/or Notices on the title page.

2

Antenna Specifications



Characteristics	Specification
Drive Type	Dual Servo per axis (torque biased)
Velocity	5°/s
Acceleration	5°/s ²
Gear Ratio	
X-Axis	1120:1
Y-Axis	800:1
Delivered Torque	
Peak	Y-Axis: 14472 Nm (10873 ft-lbs) X-Axis: 16839 Nm (12420 ft-lbs)
Travel Limits	
X- and Y-Axis Servo Limit (programmable)	from -91° to +91°
X- and Y-Axis Mechanical Stop Engage	±91.0° from zenith
X- and Y-Axis Mechanical Stop Fully Compressed	Fixed Pedestal: ±94.0° from zenith Transportable: ±91.8
Encoder Accuracy	19 bit

Physical and Environmental Characteristics



Characteristics	Specification
Pedestal Weight	2313.3 kg (5,100 lb) (excluding riser)
Operating Conditions	
Temperature	-40 to +55° C (-40° to 131° F)
Humidity	5 to 100% condensing
Altitude	Up to 3,048 m (10,000 ft) above sea level
Rain	Up to 15 mm/hr (0.59 in/hr)
Salt Spray	As encountered in coastal regions
Sand and Dust	As encountered in arid regions
Wind	75 kph (46.6 mph) (gusting to 100 kph (62 mph))
Non-Operating Conditions	
Temperature	-40 to +65° C (-40 to 149° F)
Humidity	0 to 100%, condensing
Altitude	Up to 15,240 m (50,000 ft) above sea level
Rain	Up to 150 mm/hr (5.9 in/hr)
Snow	500 mm (19.685 in) accumulation with antenna stowed
Wind	Up to 180 kph (111.85 mph) with antenna stowed
Storage and Transport, Non-Operating	
Temperature	-40 to +65° C (-40 to 149° F)
Humidity	Up to 100%, condensing
Altitude	Up to 15,240 m (50,000 ft) above sea level
Shock	As encountered in normal commercial transport
Vibration	As encountered in normal commercial transport

3. Spesifikasi *Downlink* Antena Stasiun Bumi

1.5 Change Recommendations

Submit recommendations concerning changes to Technical Publications Manager, ViaSat, Antenna Systems, 1725 Breckinridge Plaza, Duluth, Georgia 30096.

1.6 Description

The antenna is a 5.4-meter dual shaped reflector with an X-band Cassegrain feed. The X-band feed is attached to the antenna reflector hub with a support that places the feed phase center at the appropriate point for the optics of the antenna and subreflector. The support also provides access to cable connectors on the back of the X-band feed. A monopod supports the subreflector.

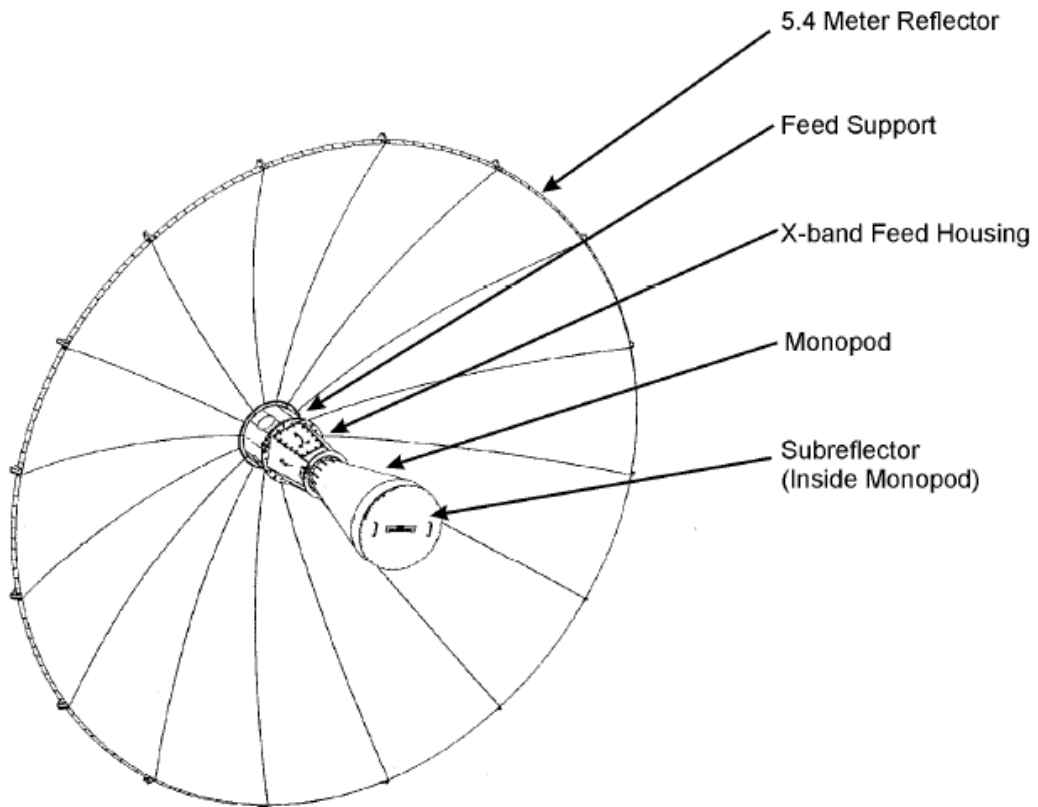
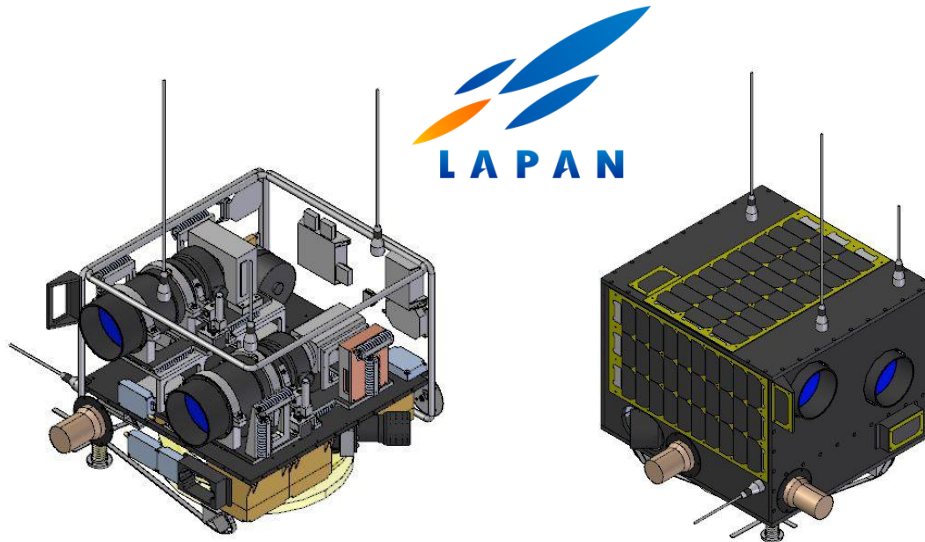


Figure 1-1. 5-4. Meter Antenna with Monopod

Table 1-1. Antenna and Feed Technical Specifications	
Characteristic	Specification
Configuration	5.4-meter
X-band Receive	Cassegrain with solid subreflector
Frequency Range	
X-band Receive	8.0 to 8.5 GHz
Polarization	
Data Channels	RHC and LHC Simultaneous
Tracking Channel	RHC or LHC selectable
Antenna Gain	52 dBi, Typical
Half-power Beamwidth	0.42°, Typical
1st Side-lobe Level	14 dB, Typical down from the main beam peak
Axial Ratio	1.5 dB, Maximum, on Axis

Parameter	Specification
IF Input Frequency	720 ± 180 MHz (540 to 900 MHz)
RF Output Frequency	8000 to 8500 MHz
Tuning Step Size	100 kHz
Reference	Internal Reference or External 5 or 10 MHz Reference Internal Reference; ±1 ppm Frequency Stability over temperature, ±1 ppm/year max aging (after 2 months), adjustable for 10 years aging
Gain	10 ± 2 dB
Gain Variation	< 1 dB peak-to-peak over any 100 MHz segment of pass band
Group Delay Variation	< 0.75 nsec peak-to-peak over my 100 MHz segment of pass band
Noise Temperature	20 dB max, 16 dB typ
Pointing Loss	~1 dB

4. Spesifikasi *Downlink* Satelit Lapan-A3



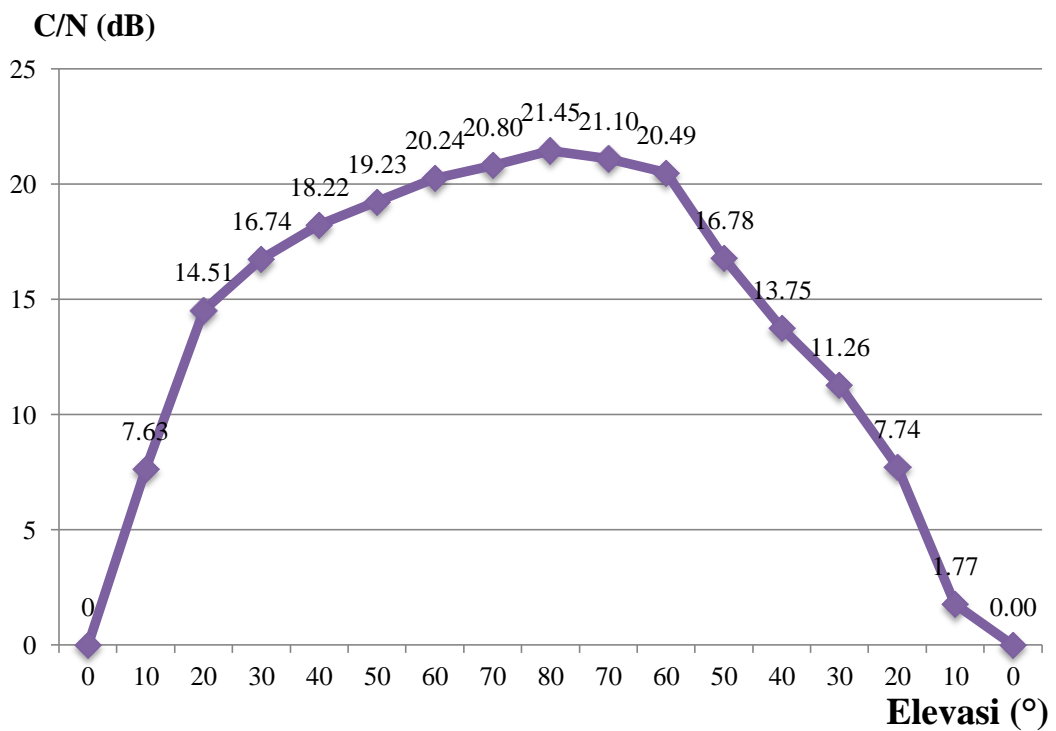
NO	PARAMETER LINK	NILAI	SATUAN
1	Ketinggian Satelit di Orbit (<i>Altitude</i>)	650	km
2	Jarak Satelit ke SSP (<i>slant Range</i>) pd Elevasi 5 deg	2448	km
3	Daya Transmisi satelit (transmit power) 5 Watt	7	dBW
4	Frekuensi Transmisi	8200	MHz
5	Rugi-rugi <i>waveguide</i> transmisi satelit (transmit waveguide loss)	1	dB
6	Gain antena transmisi satelit (transmit antenna gain)	5	dBi
7	EIRP Satelit	11	dBW
8	Rugi-rugi ruang bebas (<i>free space loss</i>)	178,5	dB
9	Rugi-rugi penyerapan atmosphere	0.1	dB
10	Rugi-rugi <i>wave guide</i> penerima stasiun bumi (received waveguide loss)	1	dB
11	<i>Boltzmann's constant</i>	-228,6	dBW/Hz•K
12	Data <i>Bandwidth</i> (168 MHz)	82,3	dB Hz

5. Tabel perhitungan hasil parameter *downlink*

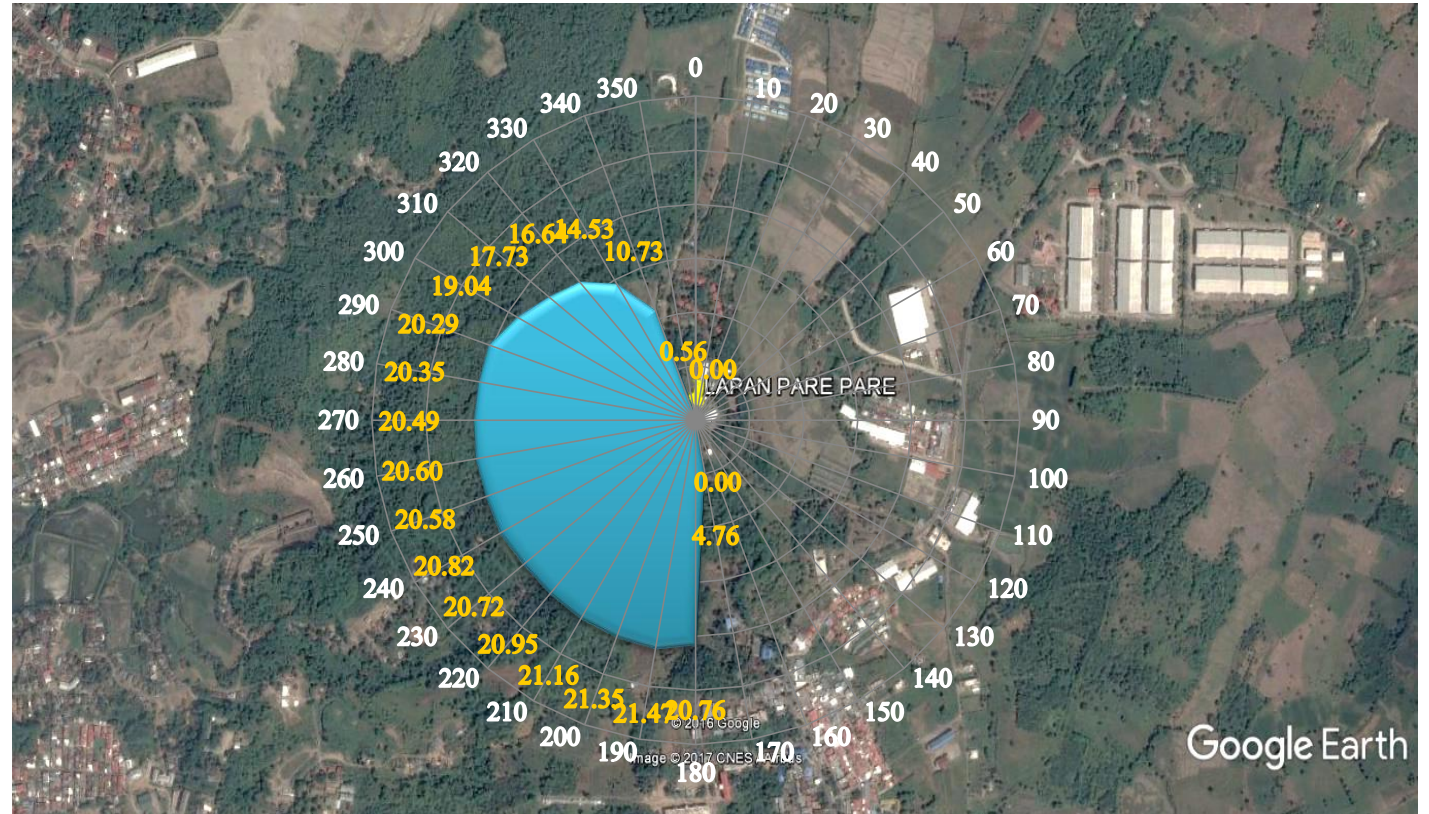
Elevasi (e_0)	Sudut Nadir (a_0)	Sudut Pusat (b_0)	Slant Range (D) km	Arc Length (km)	Free Space Loss (FSL) dB	Power Receive (dBW)	Carrier to Noise Ratio (C/N) dB
0	65,164123	24,835877	2951,962398	2764,718531	180,1784935	-121,178	9,1684137
10	63,345441	16,654559	2045,343787	1853,977877	176,9916034	-117,992	12,3553038
20	58,515866	11,484134	1489,081172	1278,408557	174,2346445	-115,235	15,1122627
30	51,806842	8,193158	1156,531163	912,058558	172,0394238	-113,039	17,3074833
40	44,042882	5,957118	952,176078	663,143650	170,3506224	-111,351	18,9962848
50	35,685747	4,314253	822,518094	480,260724	169,0791863	-110,079	20,2677209
60	26,985007	3,014993	739,322060	335,627672	168,1529503	-109,153	21,1939568
70	18,082632	1,917368	687,528102	213,440507	167,5220861	-108,522	21,8248211
80	9,066938	0,933062	659,081006	103,868023	167,155053	-108,155	22,1918542
70	18,082632	1,917368	687,528102	213,440507	167,5220861	-108,522	21,8248211
60	26,985007	3,014993	739,322060	335,627672	168,1529503	-109,153	21,1939568
50	35,685747	4,314253	822,518094	480,260724	169,0791863	-110,079	20,2677209
40	44,042882	5,957118	952,176078	663,143650	170,3506224	-111,351	18,9962848
30	51,806842	8,193158	1156,531163	912,058558	172,0394238	-113,039	17,3074833
20	58,515866	11,484134	1489,081172	1278,408557	174,2346445	-115,235	15,1122627
10	63,345441	16,654559	2045,343787	1853,977877	176,9916034	-117,992	12,3553038
0	65,164123	24,835877	2951,962398	2764,718531	180,1784935	-121,178	9,1684137

6. Tabel hasil pengukuran *log* antena

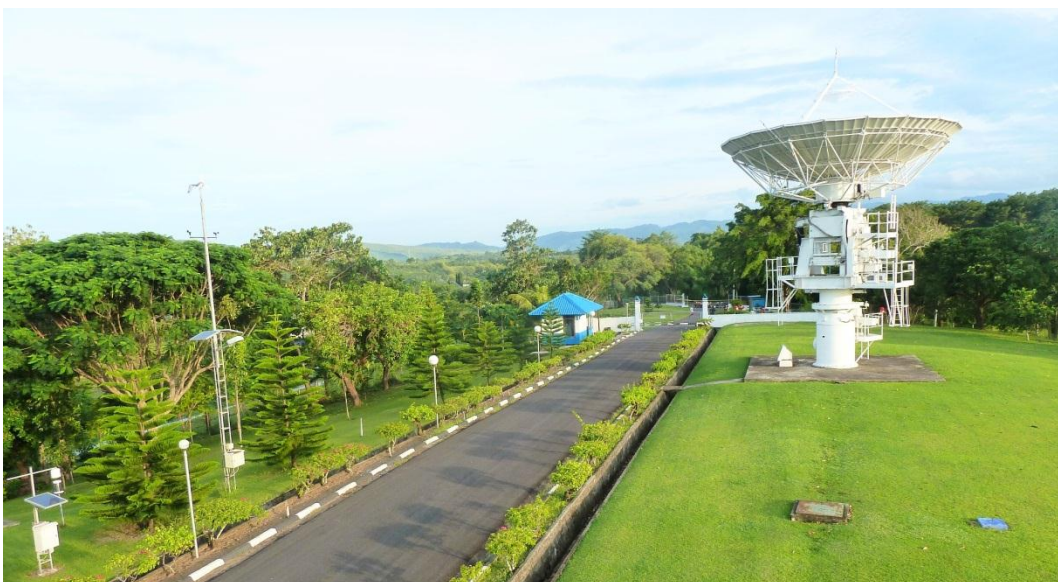
Elevasi (°)	C/N (dB)
0	0
10	7,63
20	14,51
30	16,74
40	18,22
50	19,23
60	20,24
70	20,80
80	21,45
70	21,10
60	20,49
50	16,78
40	13,75
30	11,26
20	7,74
10	1,77
0	0,00



Azimuth (°)	C/N (dB)
0	0,00
10	0,00
20	0,00
30	0,00
40	0,00
50	0,00
60	0,00
70	0,00
80	0,00
90	0,00
100	0,00
110	0,00
120	0,00
130	0,00
140	0,00
150	0,00
160	0,00
170	4,76
180	20,76
190	21,47
200	21,35
210	21,16
220	20,95
230	20,72
240	20,82
250	20,58
260	20,60
270	20,49
280	20,35
290	20,29
300	19,04
310	17,73
320	16,64
330	14,53
340	10,73
350	0,56



7. Dokumentasi lokasi penelitian





8. Dokumentasi ruang *operator monitor* stasiun bumi





9. Dokumentasi di lokasi antenna

