

BAB II

DASAR TEORI

2.1 KAJIAN PUSTAKA

Penelitian [1] meneliti tentang kondisi satelit di Indonesia selama 37 tahun terakhir dimana banyaknya satelit yang diluncurkan Indonesia merupakan satelit komunikasi yang ditempatkan di orbit geostationer. Indonesia menjadi negara ketiga di dunia yang mengoperasikan sistem komunikasi satelit domestik dengan menggunakan satelit geostationer yaitu sistem Palapa A yang diluncurkan pada tahun 1976. Sistem satelit ini menyediakan layanan telefoni dan faksimili antar kota di Indonesia dan menjadi infrastruktur utama distribusi program TV. Dari 18 satelit yang diluncurkan terdapat tiga buah satelit yang gagal dioperasikan yaitu Palapa-B2R, Telkom-3, dan Palapa C1. Akan tetapi permasalahan yang terjadi sekarang banyak sampah Antariksa di orbit GEO harus dipindahkan agar tidak mengganggu satelit lain yang masih berfungsi apalagi satelit yang mengorbit di GEO biaya peluncurannya sangat mahal dengan *delay* yang cukup tinggi. Untuk itu diharapkan kedepannya Indonesia menggunakan satelit dengan orbit yang lain yang lebih efisien dengan biaya yang jauh lebih murah daripada satelit yang mengorbit di GEO [1].

Penelitian [2] mempelajari dan mengevaluasi kualitas *link budget* konstelasi satelit LEO dengan memperkenalkan perhitungan *link budget* di SILLEO-SCNS yang merupakan alat simulasi yang memungkinkan terjadinya hubungan antar satelit LEO. SILLEO-SCNS merupakan alat yang dikembangkan oleh mahasiswa Universitas Christopher Newport sebagai bagian dari tesis masternya. Alat ini mampu mensimulasikan konstelasi *delta Walker* dan membuat jaringan antar satelit menggunakan metode penghubung antar satelit yang berbeda. Alasan memilih simulator ini yaitu yang pertama program ini mampu mensimulasikan konstelasi besar dalam waktu singkat. Kedua, kode program terstruktur dan dijelaskan dengan baik, ini akan sangat membantu untuk mengimplementasikan modifikasi yang diperlukan ke dalam kode untuk memenuhi tujuan proyek. Ketiga, program memiliki opsi untuk menghitung jalur terpendek melalui konstelasi untuk menjalin komunikasi antara dua stasiun bumi. Dan terakhir karena SILLEO bersifat *open source* sehingga dapat diunduh secara gratis. Alat

ini dapat mensimulasikan konstelasi satelit LEO yang besar dan memberikan informasi tentang satelit tetapi tidak memiliki kemampuan untuk menganalisis *link* berdasarkan *link budget* [2].

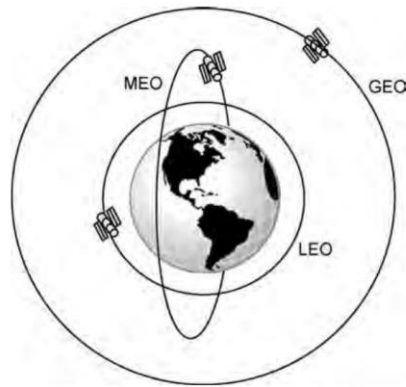
Sedangkan pada penelitian [3] meneliti mengenai 7 buah satelit telekomunikasi yang mengorbit di GEO beroperasi di wilayah Indonesia. Walaupun sudah meliputi seluruh luas wilayah di Indonesia secara sempurna, akan tetapi tetap saja konektivitas sebagian populasi masyarakat di Indonesia belum terakomodasi terutama wilayah 3T (terluar, tertinggal, terdepan), terpencil atau pulau-pulau kecil. Alasan karena kapasitas satelit nasional yang sudah penuh adalah sebab Pemerintah. Solusi alternatif mengatasi kekurangan konektivitas dan kapasitas tersebut adalah dengan menggunakan sistem komunikasi satelit di orbit LEO selain satelit di orbit GEO. Alasannya karena biaya investasi konstelasi satelit LEO lebih rendah dibanding satelit GEO, selain harga end-user terminalnya juga lebih kecil dan murah, terdapat delay propagasi dan daya transmisi yang rendah. Harapannya dengan menggunakan *software* STK konstelasi satelit LEO dapat menyediakan konektivitas berupa layanan internet bagi populasi masyarakat yang kepadatan penduduknya 500 – 1000 orang per km persegi dan wilayah terpilih adalah pulau – pulau kecil di wilayah Timur Indonesia. Dari simulasi didapatkan coverage secara utuh dari konstelasi satelit LEO terdiri dari 9 satelit LEO untuk meliputi Indonesia secara berkesinambungan 24 jam. Dengan mengasumsikan orbit satelit berbentuk circular lingkaran sempurna maka daerah swath penempakan luasannya cenderung terlihat tetap. Selain itu variasi ketinggian satelit LEO tidak terlalu signifikan [3].

2.2 DASAR TEORI

2.2.1 SATELIT LEO

Satelit LEO merupakan satelit yang terletak pada orbit dengan ketinggian antara 500 hingga 2000 km dengan jenis orbit elips. Radius cakupan lintasan satelit komunikasi LEO berkisar dari 3.000 hingga 4.000 km. Satelit LEO juga dipengaruhi oleh gaya tarik bumi di atmosfer yang menyebabkan lingkaran orbit secara berangsur – angsur mengecil dengan arah ke bumi. Periode orbit biasanya pada satelit LEO sebesar 1.5 jam sehingga satelit yang digunakan berjumlah

banyak. Sistem komunikasi LEO global pertama di dunia adalah sistem satelit *Iridium*, yang terdiri dari 66 satelit LEO yang didistribusikan dalam enam bidang orbit dan terletak 780 km di atas permukaan tanah, terutama menyediakan layanan data suara. Sistem komunikasi LEO untuk komersil adalah *Globalstar* dengan 48 satelit dengan ketinggian orbit sekitar 1400 km, dan *Orbcomm* dengan 36 satelit yang terletak 700 hingga 750 km yang menyediakan telepon satelit atau layanan internet berbasis ruang angkasa kepada *user* di darat [5].



Gambar 2.1 Orbit satelit LEO, MEO, dan GEO [7].

Frekuensi yang umumnya digunakan pada satelit LEO berada pada rentang 2 – 4 GHz pada frekuensi S-Band [8]. Berikut adalah tabel spektrum radio yang bekerja pada orbit LEO :

Tabel 2.1 Spektrum radio pada orbit LEO [8].

Spektrum Radio	Range Frekuensi
L-Band	1 – 2 GHz
S-Band	2 – 4 GHz
Ku-Band	12 – 18 GHz
Ka-Band	26 – 40 GHz
V-Band	40 – 75 GHz

Adapun keunggulan dari satelit LEO yaitu *delay* atau *latency* rendah, *path loss* kecil, daya transmisi yang lebih rendah. Terdapat juga kelemahan dari satelit LEO itu sendiri yaitu membutuhkan jumlah satelit yang banyak, luas cakupan daerah kecil, sulit dalam peluncuran karena jumlah satelit yang banyak [9]. Untuk mencari nilai dari EIRP dapat menggunakan rumus dibawah ini dimana P_t merupakan *power* transmit dan G_t adalah *gain* dari *transmitter antenna* dengan asumsi *gain antenna* untuk *uplink* sebesar 11 dB dan untuk *downlink* sebesar 6 dB: [2]

$$EIRP = P_t + G_t \quad (2.2)$$

Dan untuk mencari nilai dari daya transmit dapat menggunakan persamaan dibawah ini :

$$P_{tx} = 10 \text{ Log } P_t \text{ (dBW)} \quad (2.3)$$

Tabel 2.2 Perbandingan antara orbit LEO, MEO, dan GEO [2].

	LEO	MEO	GEO
<i>Distance from earth</i>	200 to 2.000 <i>km</i>	5.000 to 35.000	35.786
<i>Period</i>	90 minutes	5 to 12 hours	24 hours
<i>Number of satellite required</i>	30 to 90	10 to 20	3 to 6
<i>Life time</i>	5 years	10 to 15 years	10 to 15 years
<i>Launching cost</i>	Low cost per satellite	Moderate cost per satellite	High cost per satellite
<i>Coverage area</i>	Small, hundred of ground stations are required	Large area, less number of ground stations required	Much large area, small number of ground stations required
<i>Travelling speed</i>	7.800 m/s	4.500 m/s	3.075 m/s

Pemanfaatan satelit LEO yang dapat membantu menghubungkan yang tidak terhubung dan menjembatani kesenjangan digital. Di Eropa saja Uni Eropa akan membelanjakan €2,4 miliar dari anggarannya dari tahun 2022 hingga 2027 untuk sistem satelit LEO. Rancangan tersebut datang untuk mengurangi ketergantungan Uni Eropa pada perusahaan asing, dan melindungi layanan komunikasi utama dan data pengawasan dari gangguan luar. Bagaimanakah dengan Indonesia? [10]. Dalam satelit LEO, juga terdapat regulasi yang diatur dalam *International Telecommunication Union (ITU)* yang diatur berdasarkan karakteristik orbitnya. Untuk menjamin pengoperasian tanpa interferensi berbahaya, ITU mengalokasikan frekuensi, dan posisi (untuk satelit GEO) atau karakteristik orbit (untuk satelit non-geostationer) untuk setiap pemancar radio dan atau penerima satelit di setiap kategori orbit, yang dialokasikan dalam MIFR (*Master International Frequency Register*). MIFR berisi penetapan frekuensi bersama dengan keterangannya sebagaimana diberitahukan kepada ITU sesuai dengan pasal 1 *radio regulation (RR)* [11].

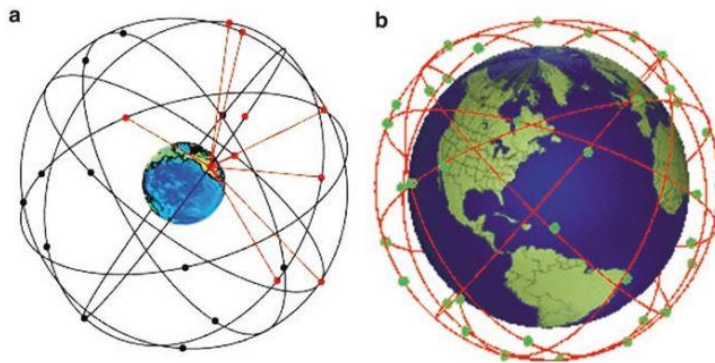
2.2.2 PARAMETER ORBIT PADA SATELIT LEO

- *Apogee* : adalah titik terjauh dari bumi.
- *Perigee* : adalah titik terdekat ke bumi.
- *Line of Apsides* : garis yang menghubungkan perigee dan apogee melalui pusat bumi.
- *Ascending node* : adalah titik di mana orbit melintasi bidang ekuator yang bergerak dari selatan ke utara.
- *Descending node* : adalah titik di mana orbit melintasi bidang ekuator yang bergerak dari utara ke selatan.
- *Line of nodes* : adalah garis yang menghubungkan node naik dan turun melalui pusat bumi.
- *Eccentricity* : adalah ukuran sirkularitas orbit, menentukan bentuk elipsnya orbit. Nilainya berkisar dari 0 sampai 1, menjadi 0 eksentrisitas orbit lingkaran dan 1 eksentrisitas parabola.
- *Semimajor axis* : adalah jumlah jarak *perigee* dan *apogee* dibagi dua

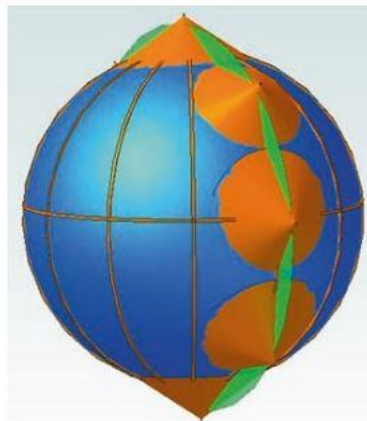
- *Inclination* : adalah sudut yang dibuat oleh bidang orbit satelit dengan bidang ekuator bumi. Orbit dengan sudut inklinasi antara 0° dan 90° disebut orbit *prograde*. Dalam orbit ini satelit bergerak ke arah yang sama dengan rotasi bumi. Satelit dalam orbit *retrograde* bergerak berlawanan arah rotasi bumi dengan sudut inklinasi antara 90° dan 180°
- *Right ascension of ascending node (RAAN)* : adalah sudut yang diambil secara positif dari 0° ke 360° dalam arah maju, antara arah referensi (sumbu X pada gambar) dan persimpangan antara orbit dengan bidang ekuator, satelit melintasi bidang ini dari selatan ke utara.
- *Argument of perigee* : adalah sudut, diambil secara positif dari 0° hingga 360° dalam arah gerak satelit antara arah naik dan arah *perigee*.
- *True anomaly* : adalah memberikan lokasi satelit di orbit. Apakah sudut antara arah perigee dan posisi sebuah satelit saat ini [2].

2.2.3 KONSTELASI SATELIT LEO

Tujuan penggunaan konstelasi satelit adalah untuk meningkatkan jangkauan geografis di permukaan bumi. Ada beberapa konstelasi satelit sekarang yang digunakan, dan masih banyak yang direncanakan di masa depan. Sebagian besar konstelasi saat ini adalah untuk navigasi dengan menggunakan satelit di orbit MEO, atau untuk komunikasi dengan satelit di orbit LEO. Penggerak utama dalam desain konstelasi satelit adalah penerapan misi, *degree of coverage*, *number of planes and launches*, *orbital altitude*, dan *cost*.



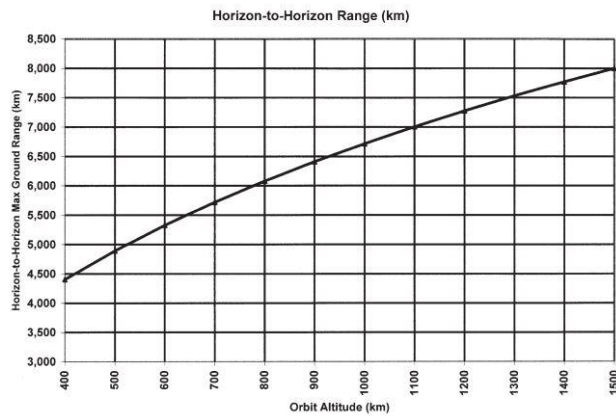
Gambar 2.4 (a) GPS constellation. (b) Globalstar constellation.



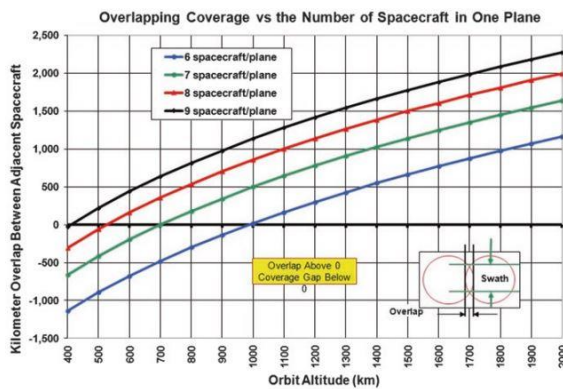
Gambar 2.5 Earth coverage by a polar plane of 600 Km altitude spacecraft.

Gambar 2.4 mengilustrasikan sebuah bidang polar dari 8 pesawat ruang angkasa dalam konstelasi satelit multi bidang. Dalam ilustrasi, setiap pesawat ruang angkasa berada pada ketinggian 550 Km. Kerucut oranye mewakili batas jangkauan satelit. Setiap kerucut bersinggungan dengan permukaan bumi di tepi cakupan. Ada celah dalam cakupan antara pesawat ruang angkasa yang berdekatan.

Gambar 2.5 menunjukkan *ground range* dari pesawat ruang angkasa di berbagai ketinggian. Ketika sejumlah pesawat ruang angkasa berjarak sama dalam orbit ketinggian tertentu, cakupannya mungkin memiliki celah antara pesawat ruang angkasa yang berdekatan yang ditunjukkan pada gambar 2.5 atau cakupan mereka mungkin tumpang tindih. Gambar 2.4 menunjukkan panjang celah (tumpang tindih cakupan) sebagai fungsi dari ketinggian pesawat ruangangkasa dan jumlah pesawat ruang angkasa di bidang orbit yang sama. Jika ada 9 pesawat ruang angkasa per plane, maka pada ketinggian orbit serendah 400 Km, lingkaran jangkauan pesawat ruang angkasa yang berdekatan hanya akan bersentuhan. Pada ketinggian yang lebih tinggi, jangkauan pesawat ruang angkasa akan tumpang tindih. Dengan hanya 8 pesawat ruang angkasa per *plane*, ketinggian orbit harus dinaikkan menjadi sekitar 540 Km untuk mencapai hasil yang sama.

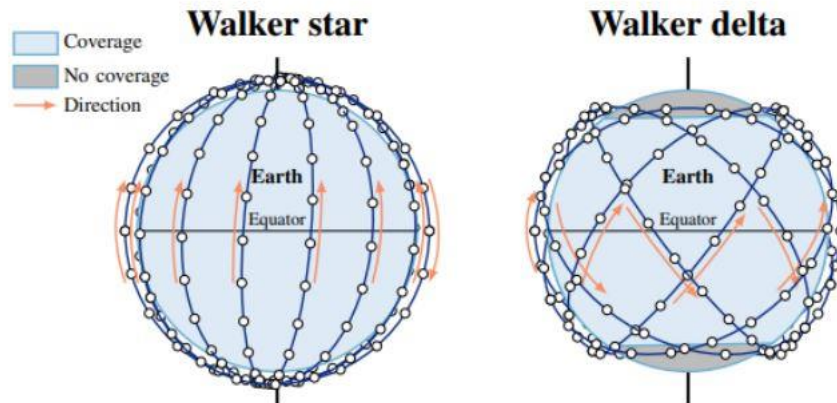


Gambar 2.6 *Ground range vs altitude.*



Gambar 2.7 *Overlapping coverage vs the number of spacecraft per plane and altitude [12].*

Saat ini ada dua konstelasi satelit LEO yang populer yaitu *walker delta constellation* dengan *circular orbit geometry* dan *walker star constellation* dengan lingkaran orbit dekat kutub yang dapat dilihat pada gambar di bawah ini :



Gambar 2.8 *Walker star constellation* dan *walker delta constellation* [2].

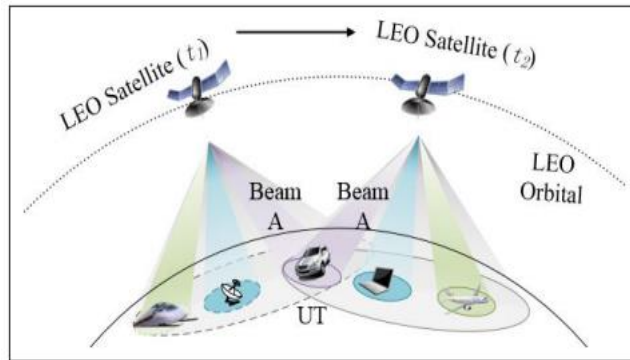
Keuntungan dari *walker delta* adalah dapat menyesuaikan kemiringan orbit untuk mengubah *overlapping* pada *coverage* area yang menjadi perhatian. Misalnya *coverage* area yang *overlapping* di kutub dapat menjadi berkurang, sedangkan *overlapping* di khatulistiwa bisa ditingkatkan. Tapi salah satu kelemahannya adalah tidak dapat membangun *inter satellite links* (ISL) yang stabil dengan satelit lainnya pada bidang orbit yang berdekatan karena posisi antara satelit yang terus berubah. Sebaliknya untuk *walker star*, semua satelit bergerak teratur dari kutub selatan ke kutub utara atau dalam arah yang berlawanan [5]. Oleh karena itu, setiap satelit dapat dengan mudah terhubung dengan tetangganya baik di bidang yang sama dan pada bidang yang berdekatan. Karakteristik orbit ini dapat menyederhanakan desain jaringan luar angkasa, namun terdapat masalah dalam *coverage*. Berdasarkan desain konstelasi satelit LEO, masalah lain yang harus diperhatikan dengan seksama adalah skema *coverage*. Secara umum, ada dua skema populer yaitu :

dengan tetangganya baik di bidang yang sama dan pada bidang yang berdekatan. Karakteristik orbit ini dapat menyederhanakan desain jaringan luar angkasa, namun terdapat masalah dalam *coverage*. Berdasarkan desain konstelasi satelit LEO, masalah lain yang harus diperhatikan dengan seksama adalah skema *coverage*. Secara umum, ada dua skema populer yaitu :

- *Spot beam coverage*
- *Hybrid wide-spot beam coverage*

Spot beam coverage telah banyak diterapkan dalam sistem komunikasi berbasis satelit LEO, di mana setiap satelit LEO menyediakan beberapa *multiple spot beam* untuk menawarkan *coverage* di atas area layanannya. *Spot beam* bisa dalam berbagai pola. Misalnya satelit Iridium menggunakan 48 *spot beam* per satelit, dan total 3168 titik *spot beam* dari *coverage* seluler di permukaan bumi. Selain itu, dalam sistem *OneWeb* setiap satelit membentuk 16 *elliptical full beams* yang ditempatkan dalam satu garis. Meskipun skema ini sederhana, *handovers* diantara *beam* sangat sering terjadi karena area cakupan dari masing – masing *spot beam* relatif kecil. Misalnya *radius footprint* dari *beam* hanya 450 km, dan kecepatan gerak dari satelit setinggi 7 km/s dalam sistem Iridium, dimana menghasilkan *handover* diantara *spot beam* setiap 60 detik dimana menurunkan *experience* di sisi *user*. Selain itu karena pola *spot beam* adalah tetap, dimana cakupan ini dapat menghabiskan sumber daya *radio*.

Hybrid wide-spot beam coverage merupakan sebuah skema yang berarti bahwa setiap satelit LEO menyediakan *beam* untuk seluruh area servis beberapa *steering beam* untuk sisi user dengan menggunakan teknik digital *beamforming*. *Spot beam* selalu diarahkan ke sisi user yang artinya *footprint* di sisi pengguna selalu tetap selama satelit bergerak. *Power* dari *spot beam* dirancang jauh lebih tinggi daripada *wide beam*, yang memungkinkan teknik modulasi dan pengkodean yang lebih efisien untuk transmisi data pengguna.



Gambar 2.9 Coverage hybrid wide-spot beam

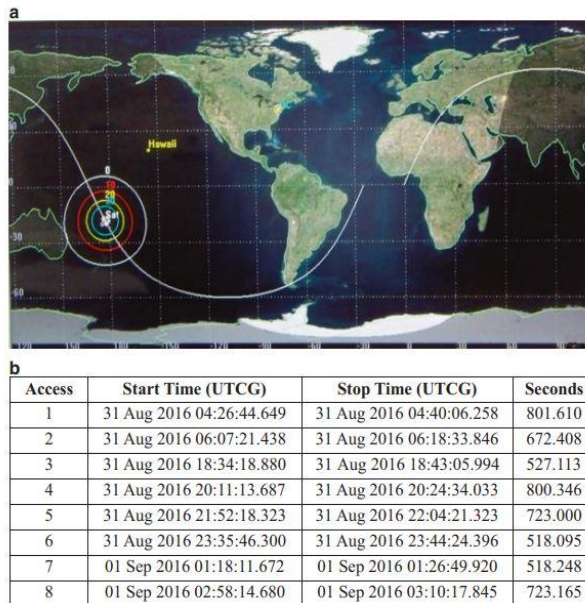
Dengan desain yang begitu rumit, kapasitas dari *spot beam* biasanya dapat mencapai ratusan megabit per detk. Selain itu, karena *spot beam* tidak tetap diarahkan ke pengguna, kapasitas sistem dapat dimanfaatkan sesuai dengan kebutuhan pengguna. *Wide beam* yang tetap cocok untuk transmisi *control signaling* [5].

2.2.4 ORBIT DAN GEOMETRI TERKAIT SATELIT LEO

Gerak pesawat ruang angkasa di orbitnya juga dapat dijelaskan dari elemen orbit. Setiap elemen, kecuali *true anomaly*, tetap konstan. Untuk orbit melingkar di ketinggian 600 Km dengan kemiringan 60 seperti pada gambar di bawah ini. *Ground track* satelit dapat dihitung dan ditunjukkan pada gambar 2.9a. Ada beberapa program seperti *satellite tool kit* dari *analytical graphics* seperti pada tampak pada gambar 2.9b. Perhatikan bahwa ground range dari titik subsatelit dengan *circle of 0* dengan *elevation angle* sebesar 2631 Km terdapat penghalang medan yaitu struktur tanah

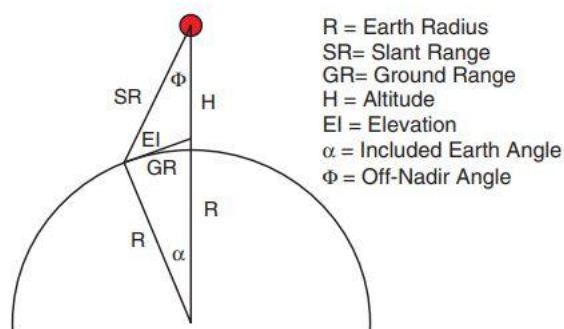
Earth Radius R	6378.137	km	
Altitude H	600	km	
$g(0)$	9.797919335	m/sec^2	
Acceleration of Gravity at H	$g(H)=g(0)*(R/(R+H))^2$	m/sec^2	8.18545
Period = P (min)	$P=0.00016587*(R+H)^{1.5}$	min	96.68900
Orbit Circumference, C	$C=2*\pi*(R+H)$	km	43,844.93
Orbital Velocity, V_H	$V_H=C/(P*60)$	km/sec	7.55772
Radial Acceleration a_r	$a_r=(V_H)^2/(R+H)$	m/sec^2	8.18545
Acceleration of Gravity-Radial Acceleration	$g(H)-a_r$	m/sec^2	0

Gambar 2.10 Altitude, velocity, period and radial acceleration example.



Gambar 2.11 (a) *Ground track of a 600 km 60 derajat inclination spacecraft.* (b) *Acces time to 2 days.*

Hubungan geometris yang paling sering digunakan untuk pesawat ruang angkasa dengan orbit melingkar salah satunya adalah *slant range* dan *elevation angle* yang dibutuhkan untuk menghitung margin *link RF*. Gambar di bawah ini mengilustrasikan situasi geometris di bidang orbit.



Gambar 2.12 *Spacecraft and geometrical situation* [12]