

ORBIT SATELIT

1. Mekanika orbit,
2. Parameter orbit
3. Jenis-jenis orbit untuk komunikasi
4. Proses penempatan satelit di orbit

Obyektif Perkuliahan

- Dapat memahami mekanika orbit dasar
- Dapat memahami parameter-parameter orbit
- Dapat memahami penempatan satelit di orbit

Referensi :

Maral, G and Bousquet, M., “*Satellite Communication Technology : System and Design*”, John Willey and Son, 1995

Chapter 2, page

Agenda Perkuliahan

- Orbit Kepler
- Orbit Untuk Komunikasi Satelit
- Gangguan pada Orbit
- Metode Peluncuran Satelit

Historical Review

- Aristotle (384 SM – 322 SM)
 - Benda berat jatuh lebih cepat dari benda ringan
 - Lintasan orbit planet dan bintang berbentuk lingkaran
 - Dunia diam dan merupakan pusat putar alam semesta (geosentrik dan geostatik)
 - Mendominasi ~ 2000 tahun
- Ptolemy (140 M)
 - Mendukung Aristotle
 - Menghitung orbit matahari, bulan dan planet berdasarkan orbit lingkaran
- Bangsa Arab
 - Menciptakan alat navigasi berdasarkan bintang: astrolabe
 - Mengomentari dan mengkritik Aristotle dan Ptolemy
 - Mengembangkan ilmu astronomi
 - Pada saat Spanyol jatuh, hasil karyanya dipelajari orang Eropa

Historical Review

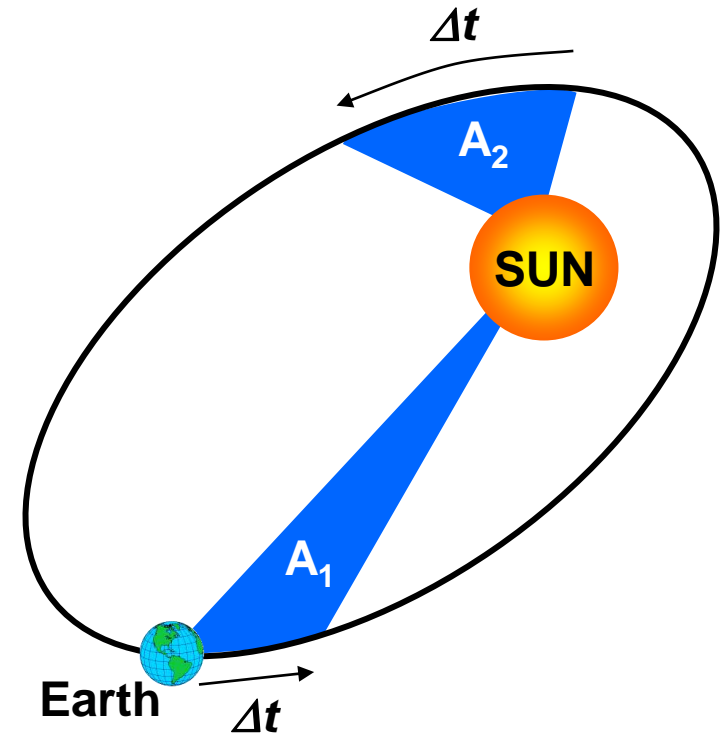
- Copernicus
 - Matahari merupakan pusat tata surya
 - Tidak dapat membuktikan bahwa bumi berputar pada porosnya sementara mengorbit matahari
 - Idennya tertolak, terutama oleh kaum agamawan
- Bruno (1548 – 1600)
 - Mendukung pemikiran Copernicus yang ditentang agamawan
 - Akibatnya dihukum mati dibakar hidup-hidup
- Brahe
 - Geo-heliosentrik (bumi pusat alam semesta, matahari mengelilingi bumi)
 - Kerjasama dengan Keppler
- Keppler (1571 – 1630)
 - Membandingkan data Brahe dengan hasil pengamatannya, melahirkan hk. Keppler I: orbit planet berbentuk ellips
 - Mengenalkan kata “satelit”

Historical Review

- Galilei (1564 – 1642)
 - Menemukan teropong
 - Benda berat dan ringan jatuh sama cepat
 - Mengenalkan konsep RELATIVITAS
- Newton (1642 – 1727)
 - Meletakkan dasar hukum alam
 - Menjadi dasar astronom berikutnya: Herschel, Adam, Leverier, Shapley, Hubble, Einstein
 - Kepler hanya menjelaskan BAGAIMANA benda mengorbit dan tidak menjawab MENGAPA, dan Newton menjawabnya

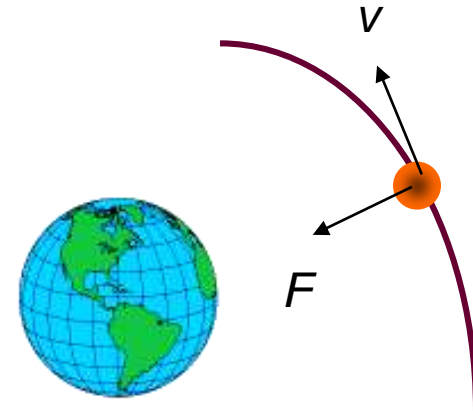
Orbit Keppler

- Hukum Keppler
 - #1 : Planet bergerak dalam sebuah bidang; orbit berupa ellipsis dengan matahari terdapat di salah satu fokusnya (1602)
 - #2 : Vektor dari matahari ke planet menyapu daerah yang sama dalam waktu yang sama (1605)
 - #3 : Rasio kuadrat perioda revolusi planet (T) terhadap kubik dari sumbu ellipsis (a) adalah sama untuk seluruh planet
$$T^2 \sim a^3$$



Mekanika Orbit

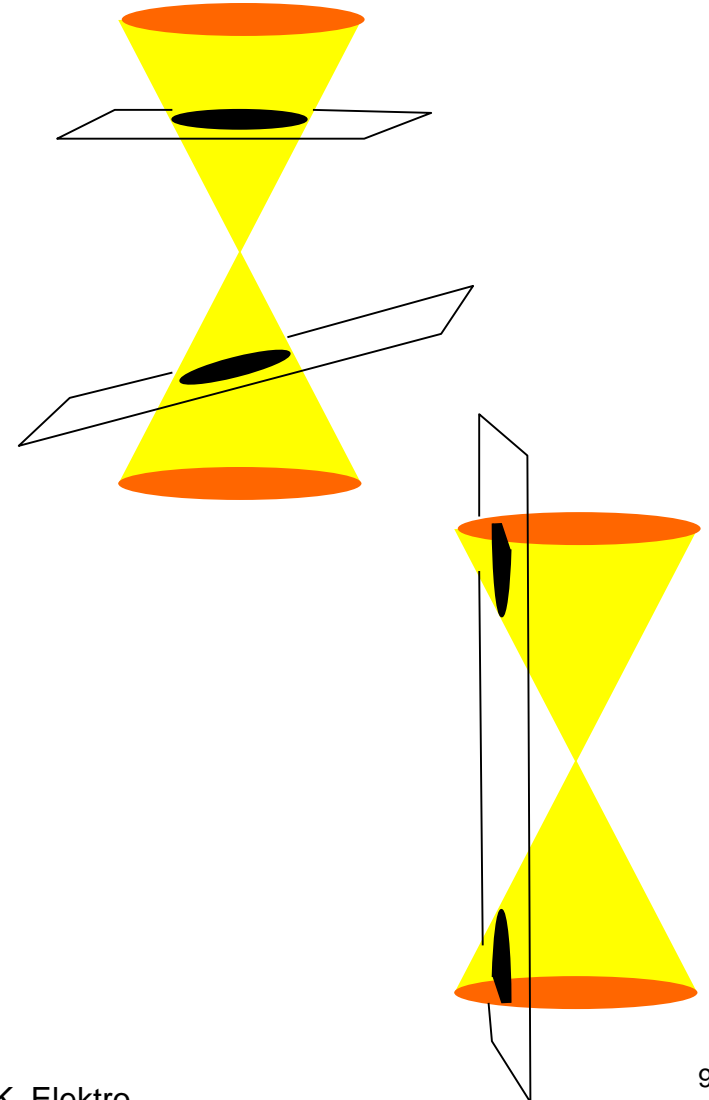
- Gerakan orbit = gerak benda yang memiliki kecepatan horisontal sedemikian sehingga efek gerak vertikal akibat gravitasi (jatuh ke bawah) terkompensasi oleh lengkungan bumi, sehingga jarak efektif benda ke bumi tidak berubah
- Ingat : konsep gerak jatuh bebas (Fisika)



Setiap 8 km jarak mendatar, bumi melengkung sedalam 5 m. Jadi bila benda mempunyai kecepatan $V_{horz} = 8 \text{ km/s}$ benda akan Jatuh tanpa pernah menyentuh tanah

Mekanika Orbit

- Trajektori Gerak Benda dalam Medan Gravitasi
 - Tergantung kecepatannya, trajektori benda bergerak dalam medan gravitasi termasuk ke dalam salah satu keluarga konik (conic section), yaitu:
 - Ellips
 - Lingkaran
 - Parabola
 - Hiperbola
 - Parabola dan hiperbola adalah lintasan lepas



Orbit Keppler

- Hukum Newton

- Hukum gravitasi universal (1667)

$$F = G \frac{Mm}{r^2} = F = 3.986 \times 10^{14} \frac{m}{r^2}$$

- G = Konstanta gravitasi = $6.672 \times 10^{-11} \text{ m}^3\text{kg}^{-1}\text{s}^{-2}$
- M = massa bumi = $5.974 \times 10^{24} \text{ kg}$
- m = massa benda
- r = jarak

$$\mu = GM$$

Sistem 2 Benda

$$\sum F = ma$$

$$\frac{-\mu m}{r^2} \vec{a}_r = m \frac{d^2 r}{dt^2} \vec{a}_r$$

$$\frac{d^2 r}{dt^2} \vec{a}_r + \frac{-\mu}{r^2} \vec{a}_r = 0$$

- Persamaan gerak dua benda berupa persamaan differensial vektor orde-2 non-linier
- Solusi persamaan dipenuhi oleh r yang lintasannya berupa salah satu diantara keluarga konik

Solusi :

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

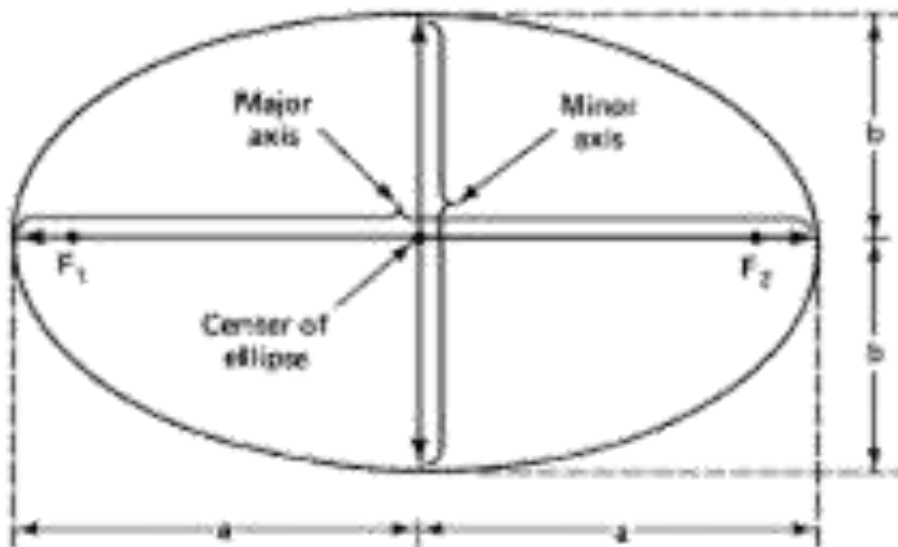
Dengan :

r = magnitudo vektor **r**
a = sumbu semi major
e = eksentrisitas

Orbit Keppler

■ Parameter Orbit

- Parameter bentuk :
eksentrisitas, semi-major
axis



■ Eksentrisitas (e)

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

- $e = 0 \rightarrow$ sirkular
- $e < 1 \rightarrow$ ellips
- $e = 1 \rightarrow$ parabola
- $e > 1 \rightarrow$ hiperbola

Orbit Keppler

Parameter Orbit

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

$$c = \sqrt{a^2 - b^2}$$

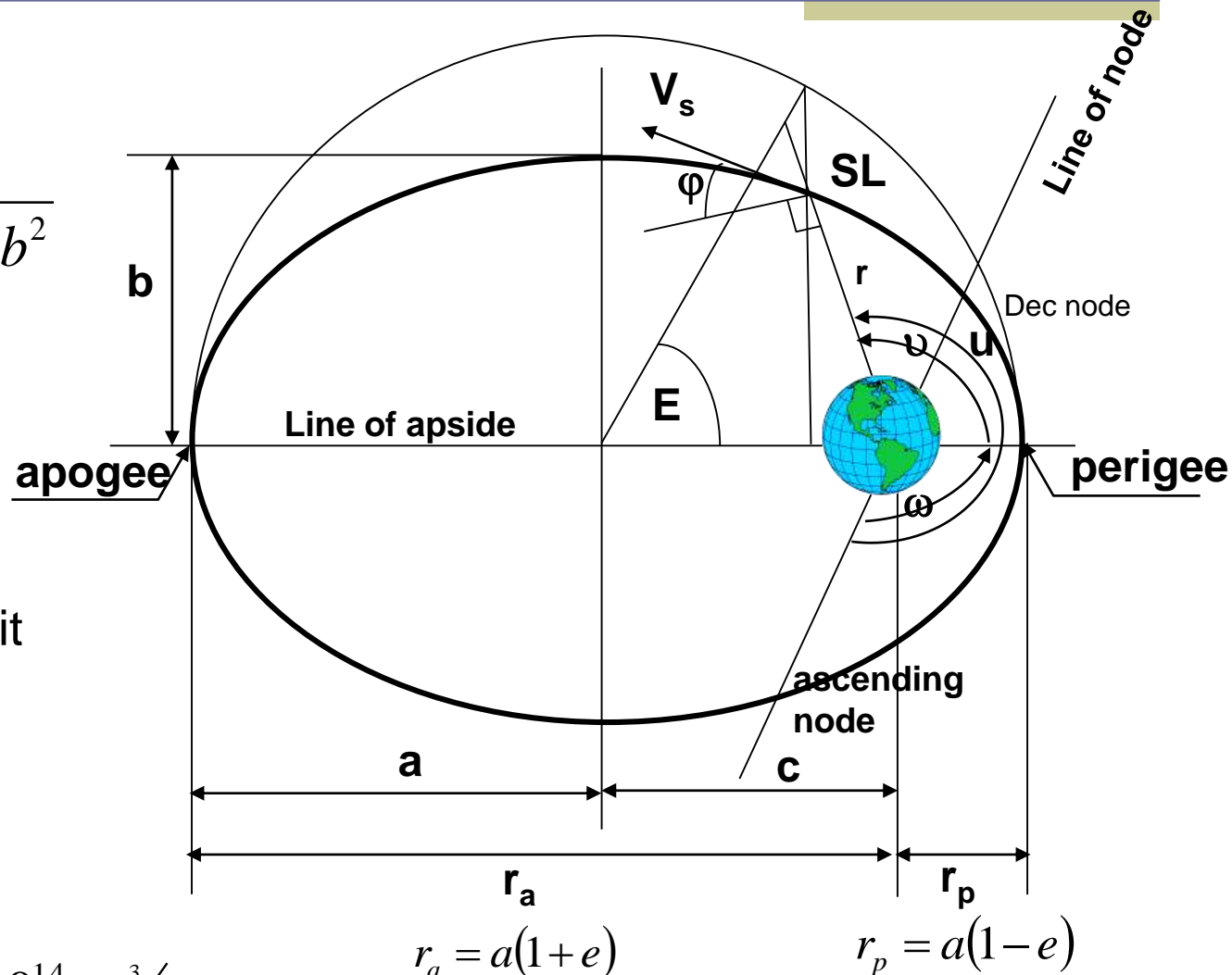
Posisi satelit

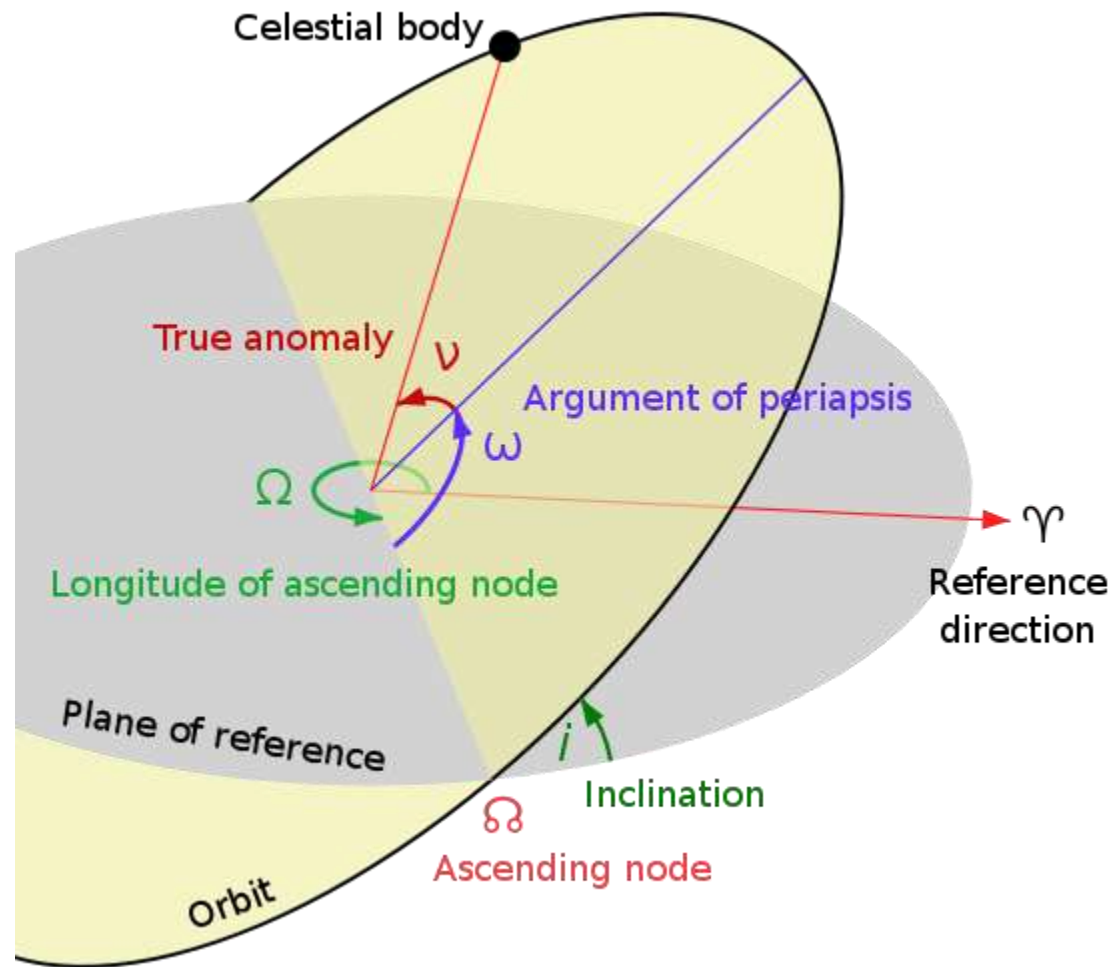
$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos v}$$

Perioda satelit

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

$$\mu = GM = 3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$$



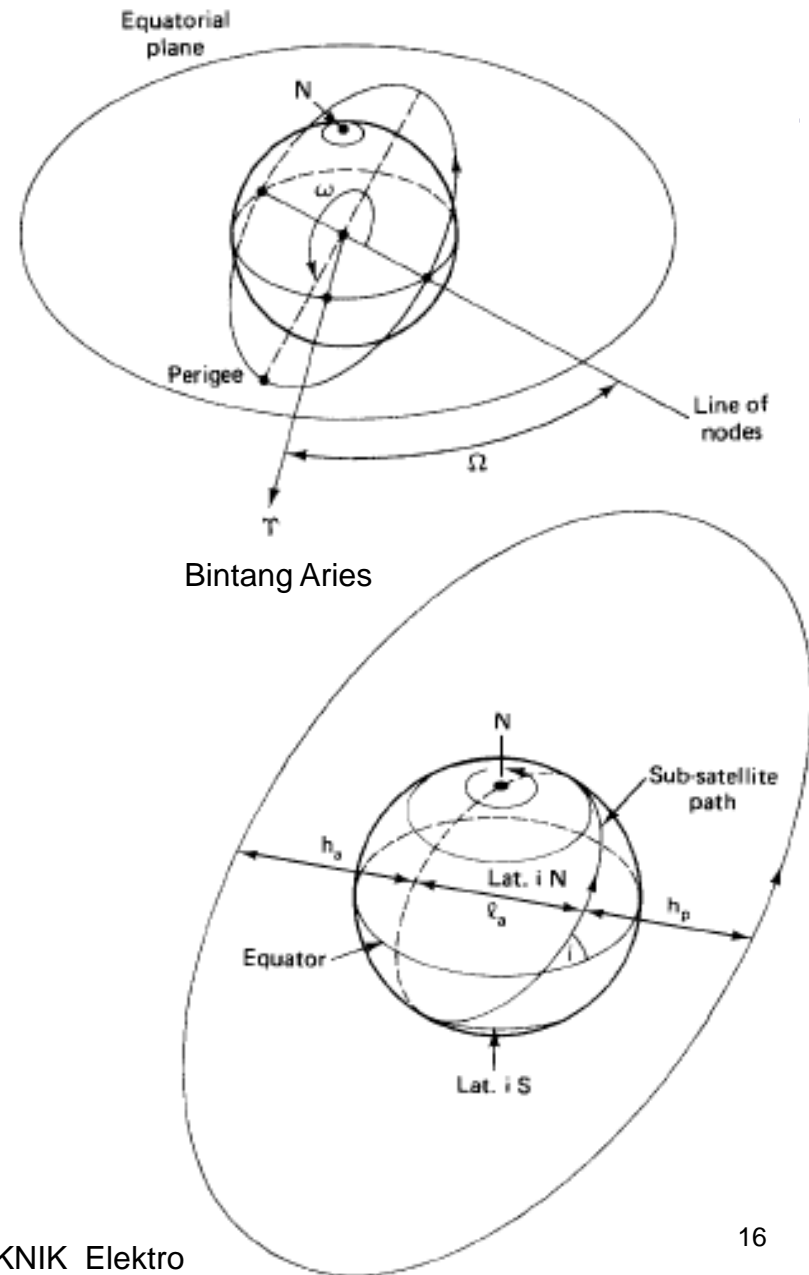


Orbit Keppler

- *Apogee* → titik terjauh dari bumi
- *Perigee* → titik terdekat dari bumi
- *Line of apside* → garis yang menghubungkan apogee dan perigee melalui titik pusat bumi
- *Ascending node* → titik dimana orbit berpotongan dengan bidang ekuatorial dari selatan ke utara
- *Descending node* → titik dimana orbit berpotongan dengan bidang ekuatorial dari utara ke selatan
- *Line of node* → garis yang menghubungkan ascending dan descending node melalui pusat bumi
- *Kecepatan satelit* →
$$V = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$$

Orbit Keppler

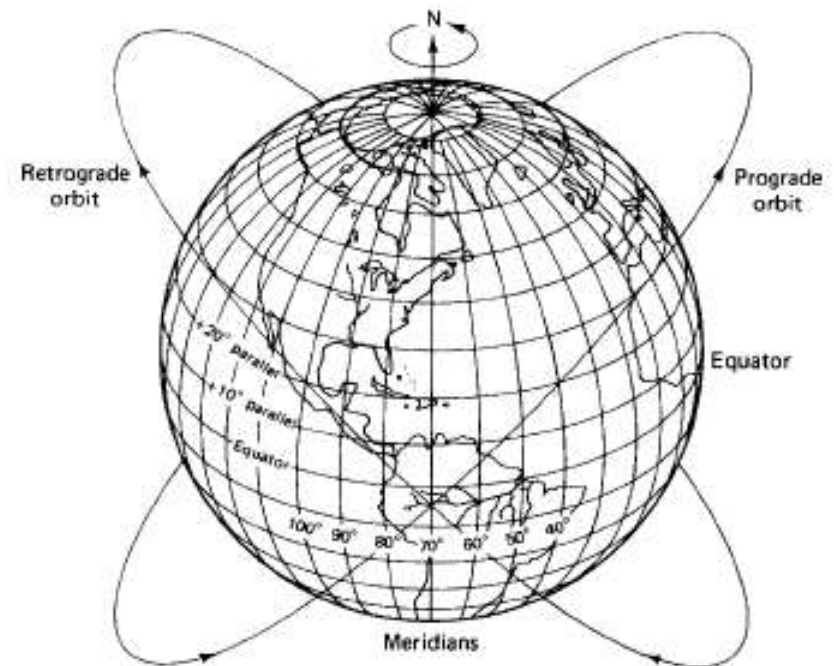
- Posisi Orbit Satelit Dalam Ruang Angkasa
 - *Inklinasi (i)* → sudut antara bidang orbit dan bidang ekuatorial bumi
 - *Argument of perigee (ω)* → sudut dari ascending node ke perigee, dihitung dalam bidang orbit pada pusat bumi, di arah pergerakan satelit
 - *Right ascension of ascending node-RAAN-(Ω)* → sudut yg diukur ke arah timur, pd bid ekuator, dr garis arah bintang Aries ke line of nodes



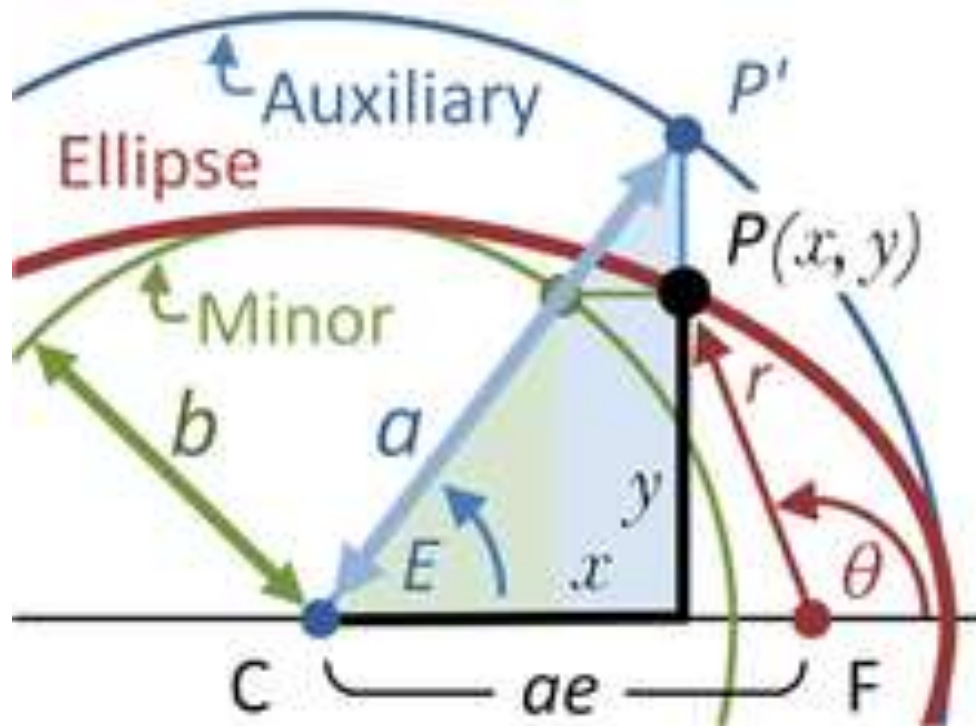
Orbit Keppler

Posisi Orbit Satelit Dalam Ruang Angkasa

- *Prograde orbit* → sebuah orbit dimana satelit bergerak searah dengan arah rotasi bumi
- *Retrograde orbit* → sebuah orbit dimana satelit bergerak dengan arah berlawanan dengan arah rotasi bumi
- *True anomaly V* → sudut dari perigee ke satelit dihitung di pusat bumi
- *Mean anomaly M* → nilai rata-rata posisi angular satelit dengan referensi adalah perigee
- $M = (E - e \sin E)$ rad



True Anomaly



C : Pusat Elips
 θ : True Anomaly
E : Eccentric Anomaly

a : Semi mayor axis
b : Semi minor axis

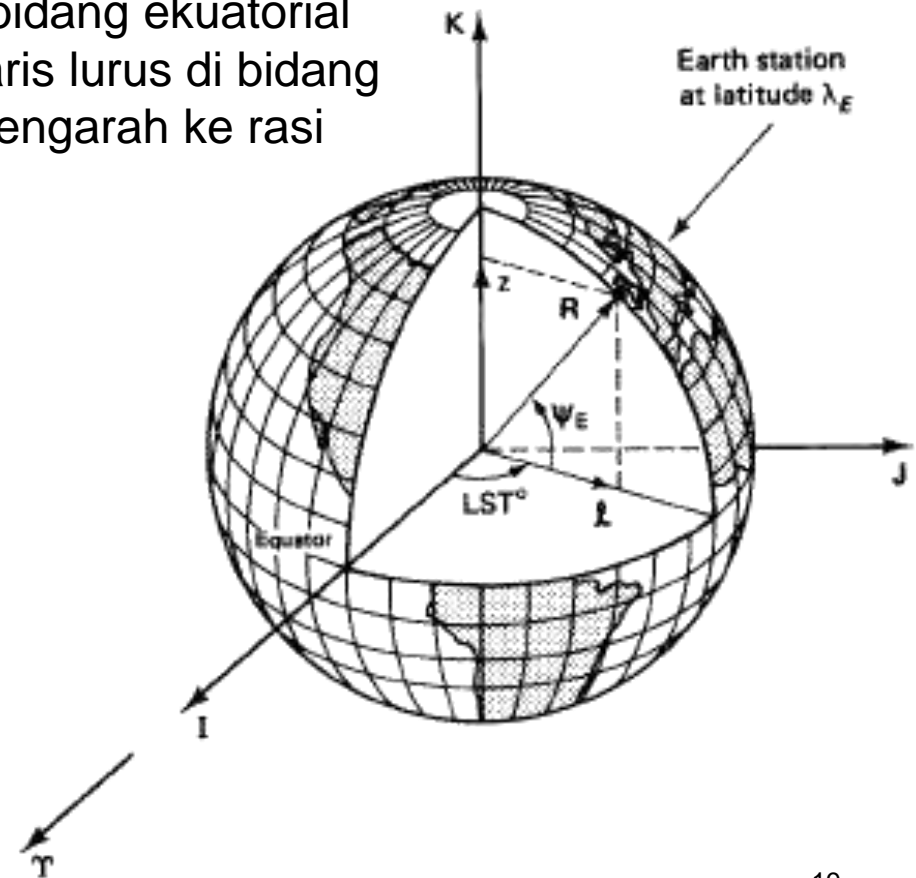
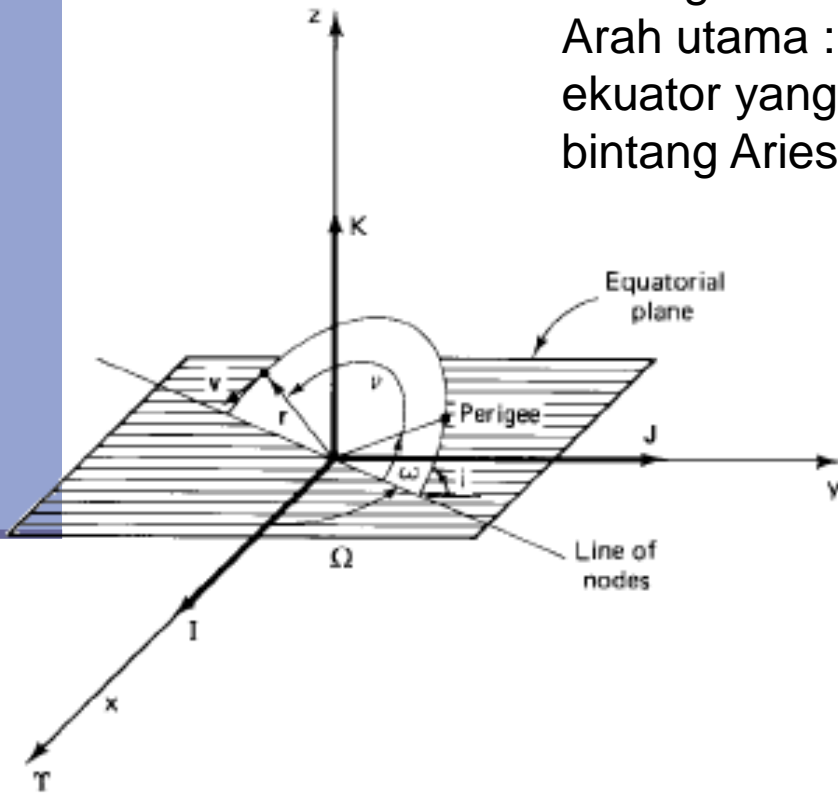
Orbit Keppler

- Orbit Bumi (geocentric-equatorial coord. Syst / IJK system)

Titik asal : pusat bumi

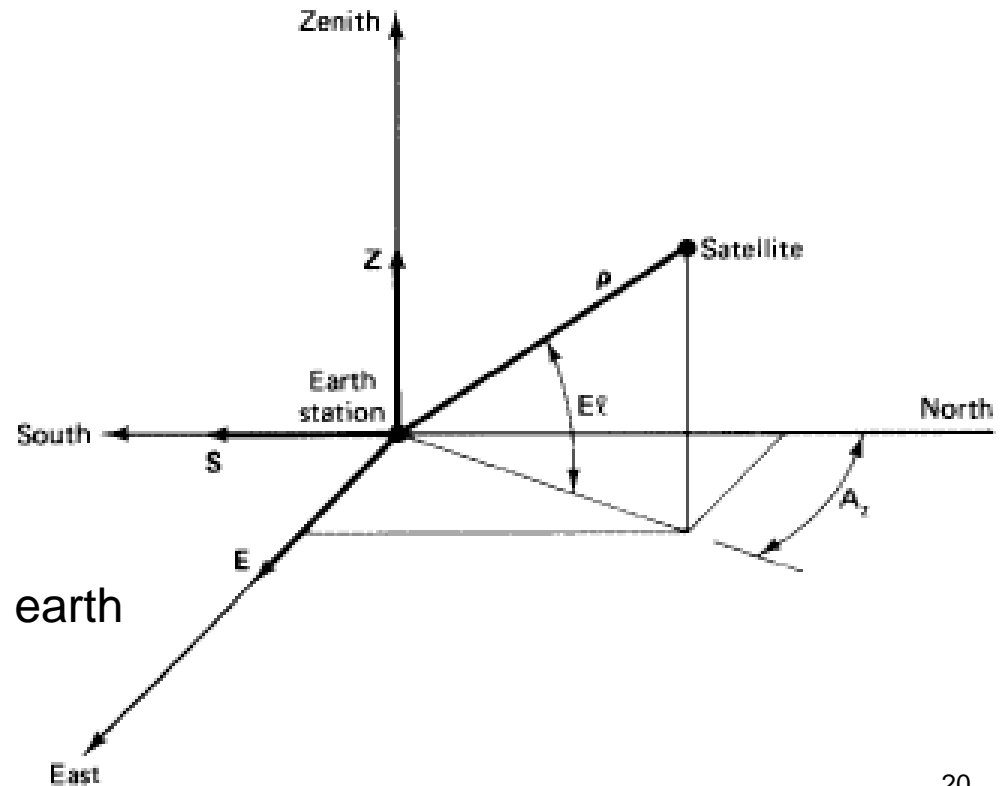
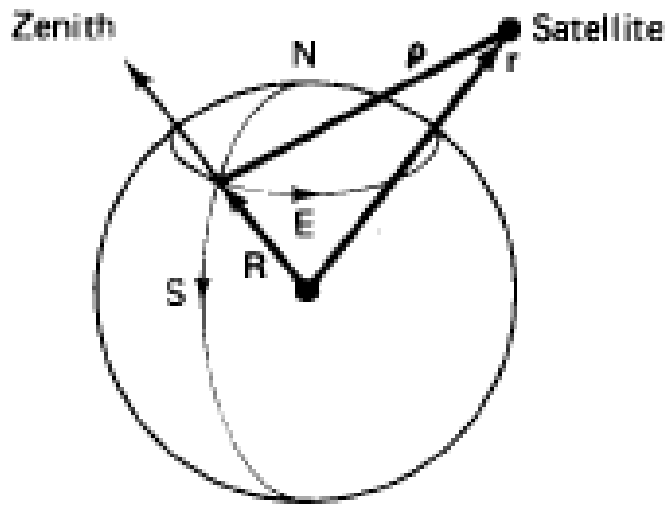
Bidang dasar : bidang ekuatorial

Arah utama : garis lurus di bidang ekuator yang mengarah ke rasi bintang Aries



Orbit Keppler

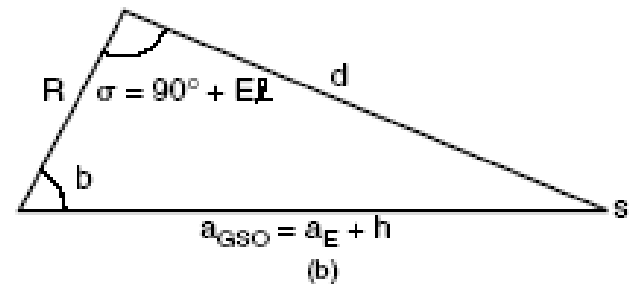
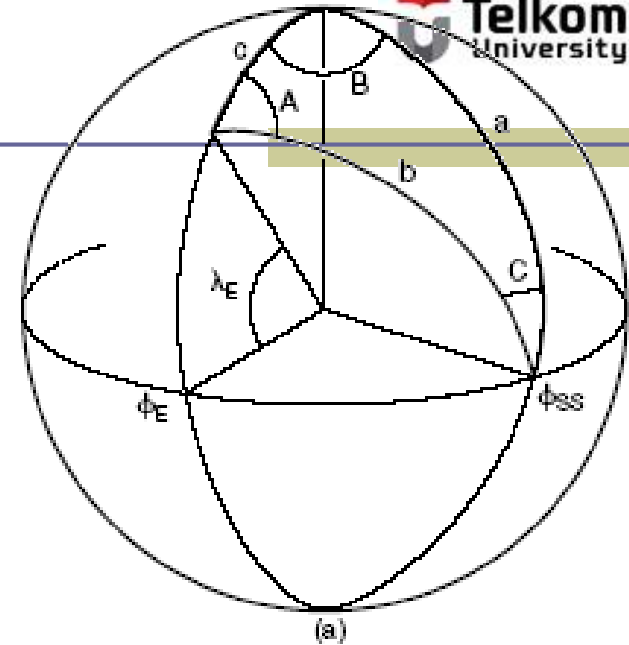
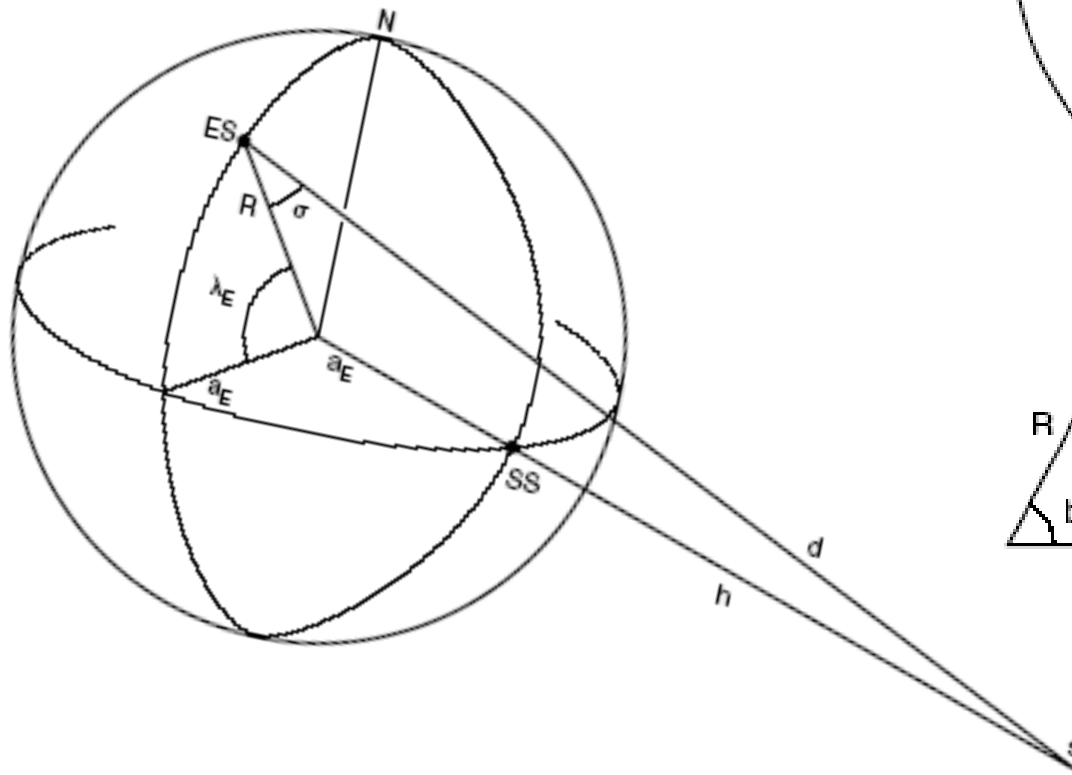
- Orbit Bumi (topocentric-horizon coord. Syst / SEZ system)



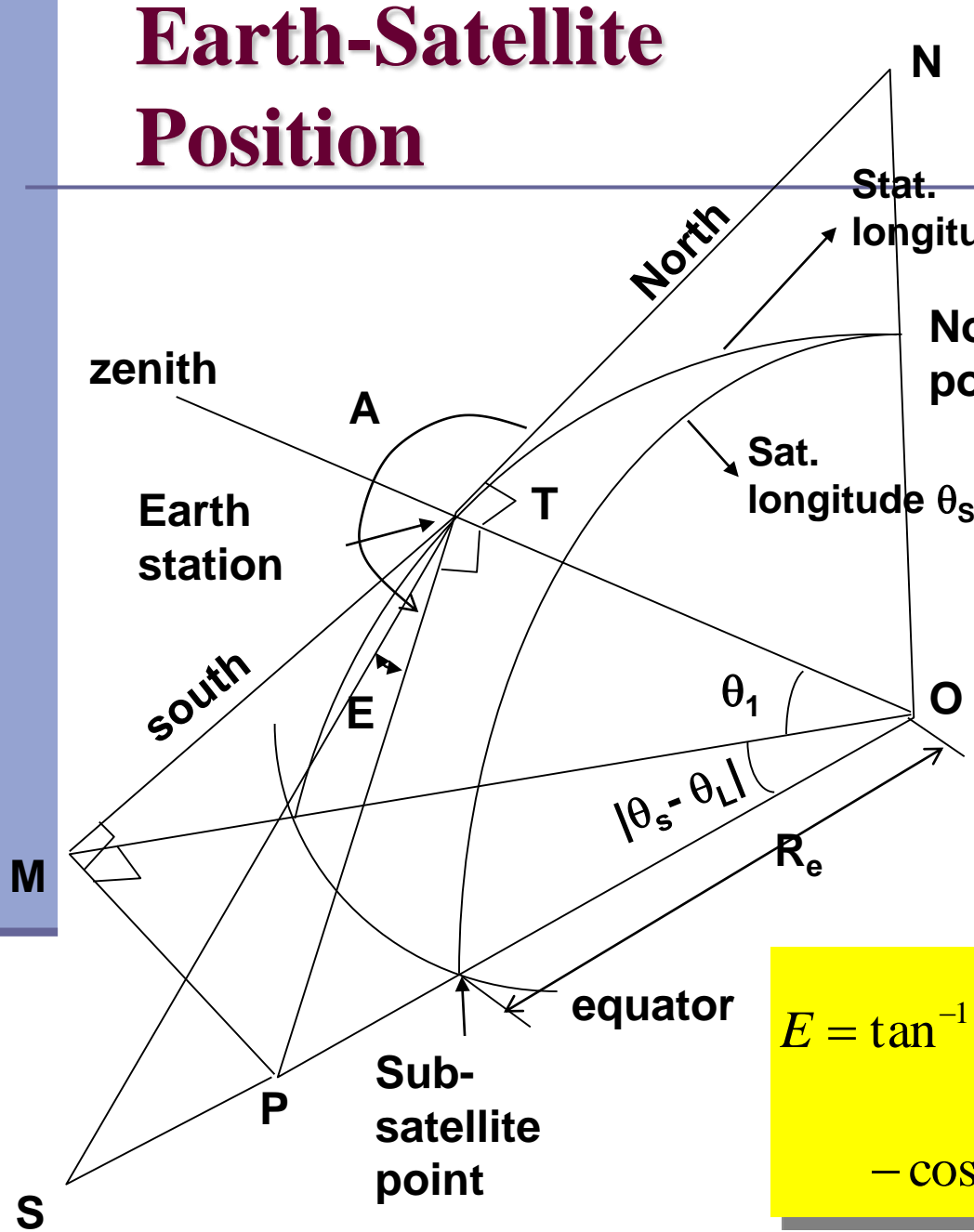
Titik asal : Stasiun bumi
Bidang dasar : bidang horison earth station

Orbit Kepler

■ Geometri Bumi-Satelit



Earth-Satellite Position



- E = Elevasi
- A = Azimuth
- θ_1 = lintang
- θ_L = bujur stasiun bumi

$$E = \tan^{-1} \left(\frac{r - R_e \cos \theta_1 \cos |\theta_S - \theta_L|}{R_e \sin \left(\cos^{-1} \left(\cos \theta_1 \cos |\theta_S - \theta_L| \right) \right)} \right) - \cos^{-1} \left(\cos \theta_1 \cos |\theta_S - \theta_L| \right)$$

Orbit Keppler

- Sudut azimuth
 - Dihitung clockwise dari true north ke perpotongan bidang horizontal TMP dan TSO
 - Besarnya bergantung dari posisi relatif sub-satellite

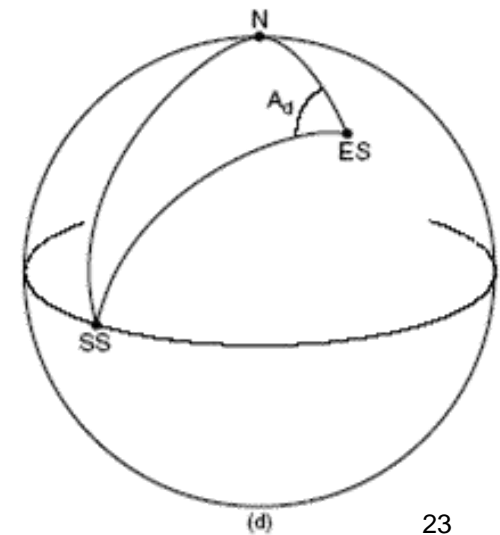
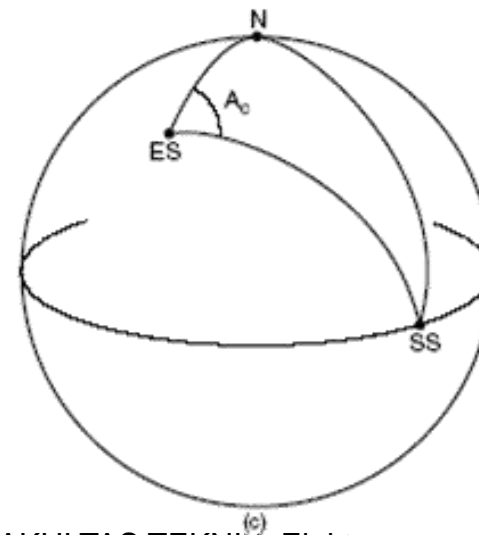
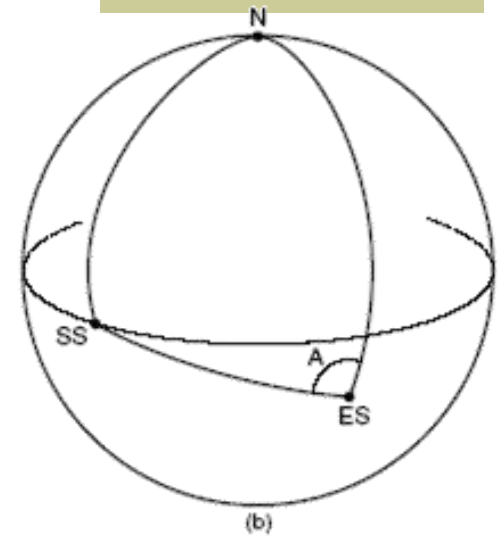
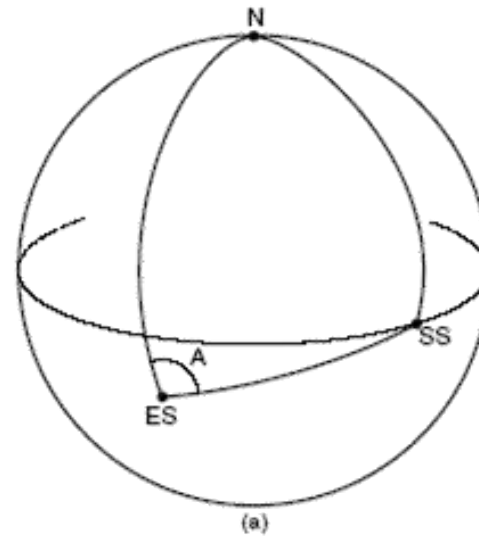


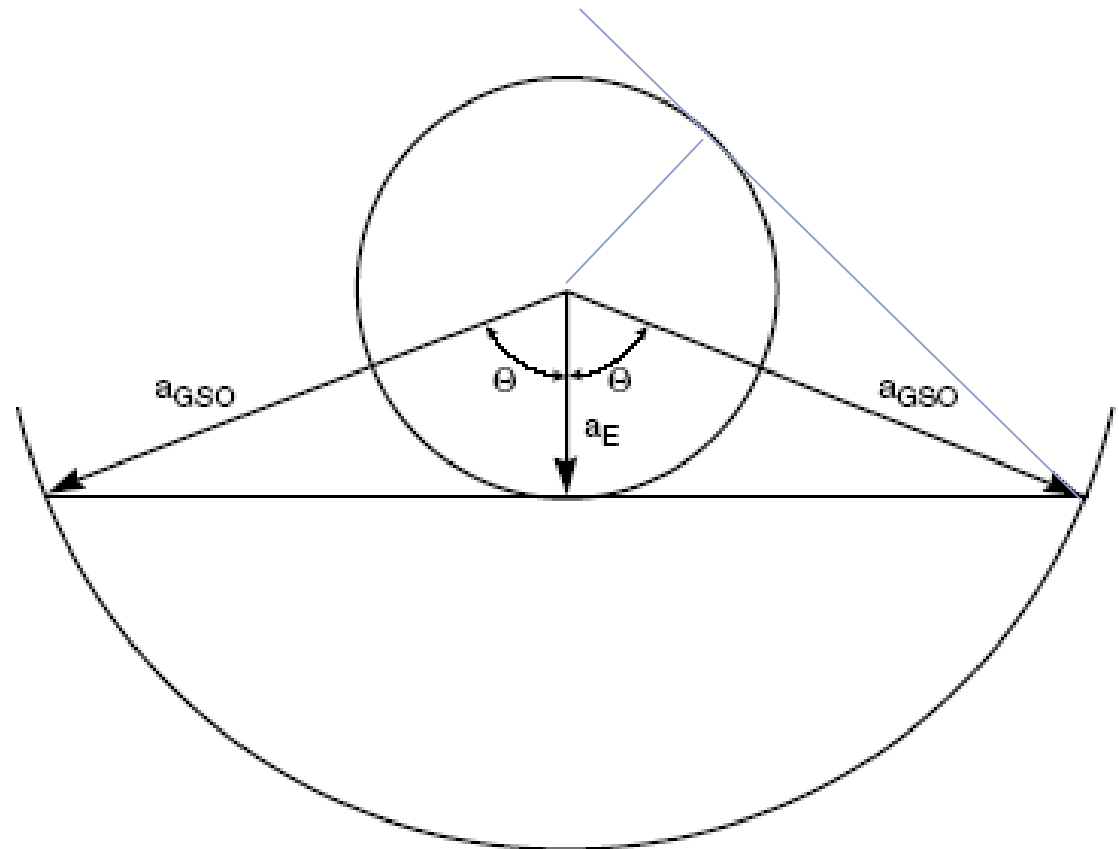
Fig. 3.3	λ_E	B	A_c degrees
a	<0	<0	A
b	<0	>0	$360^\circ - A$
c	>0	<0	$180^\circ - A$
d	>0	>0	$180^\circ + A$

$\lambda_E < 0$: Es di Lintang Selatan
 $B < 0$: Es di sebelah barat satelit

Orbit Keppler

■ Batas visibilitas satelit GSO

$$\begin{aligned}\theta &= \arccos \frac{a_E}{a_{GSO}} \\ &= \arccos \frac{6378}{42,164} \\ &= 81.3^\circ\end{aligned}$$



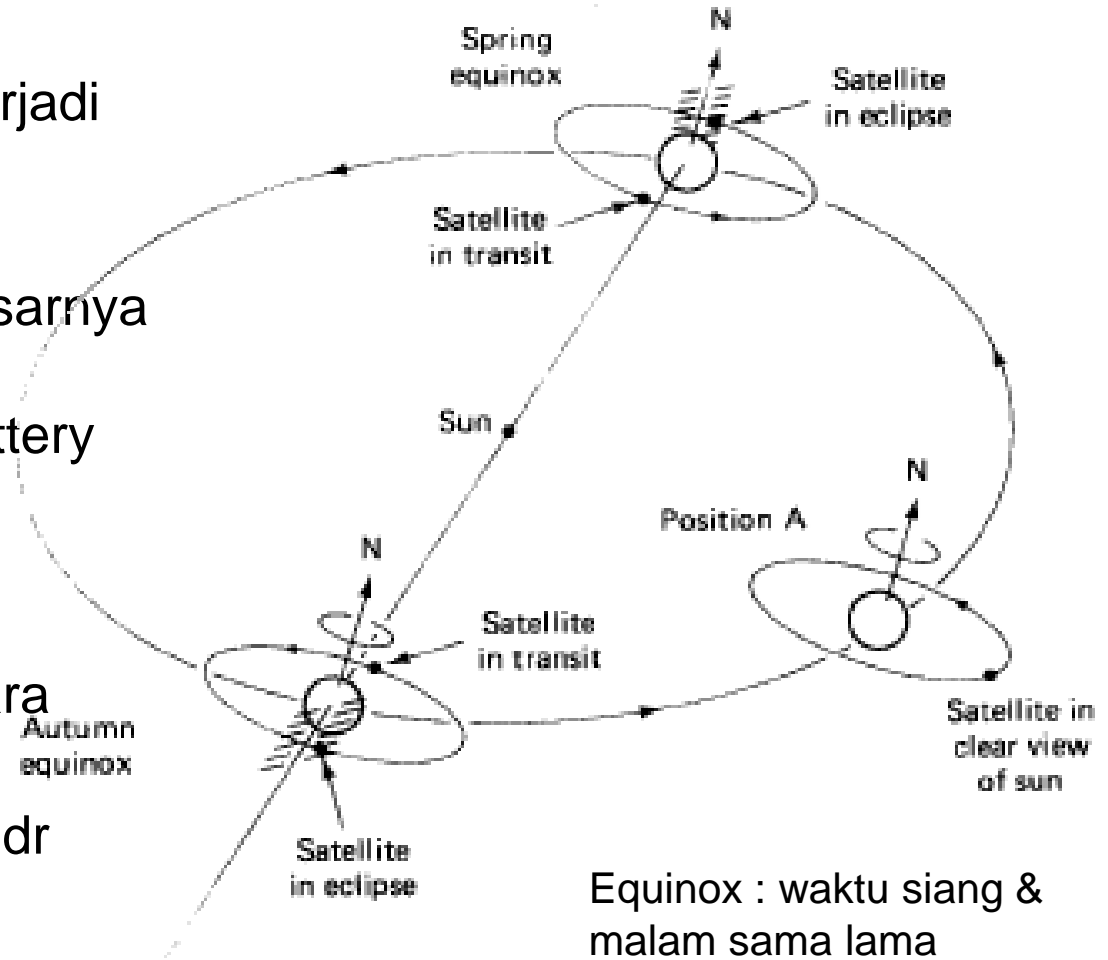
Orbit Keppler

Eclipse

- Tidak ada energi matahari selama terjadi eclipse
- Penting untuk memperkirakan besarnya energi yang harus disediakan oleh battery

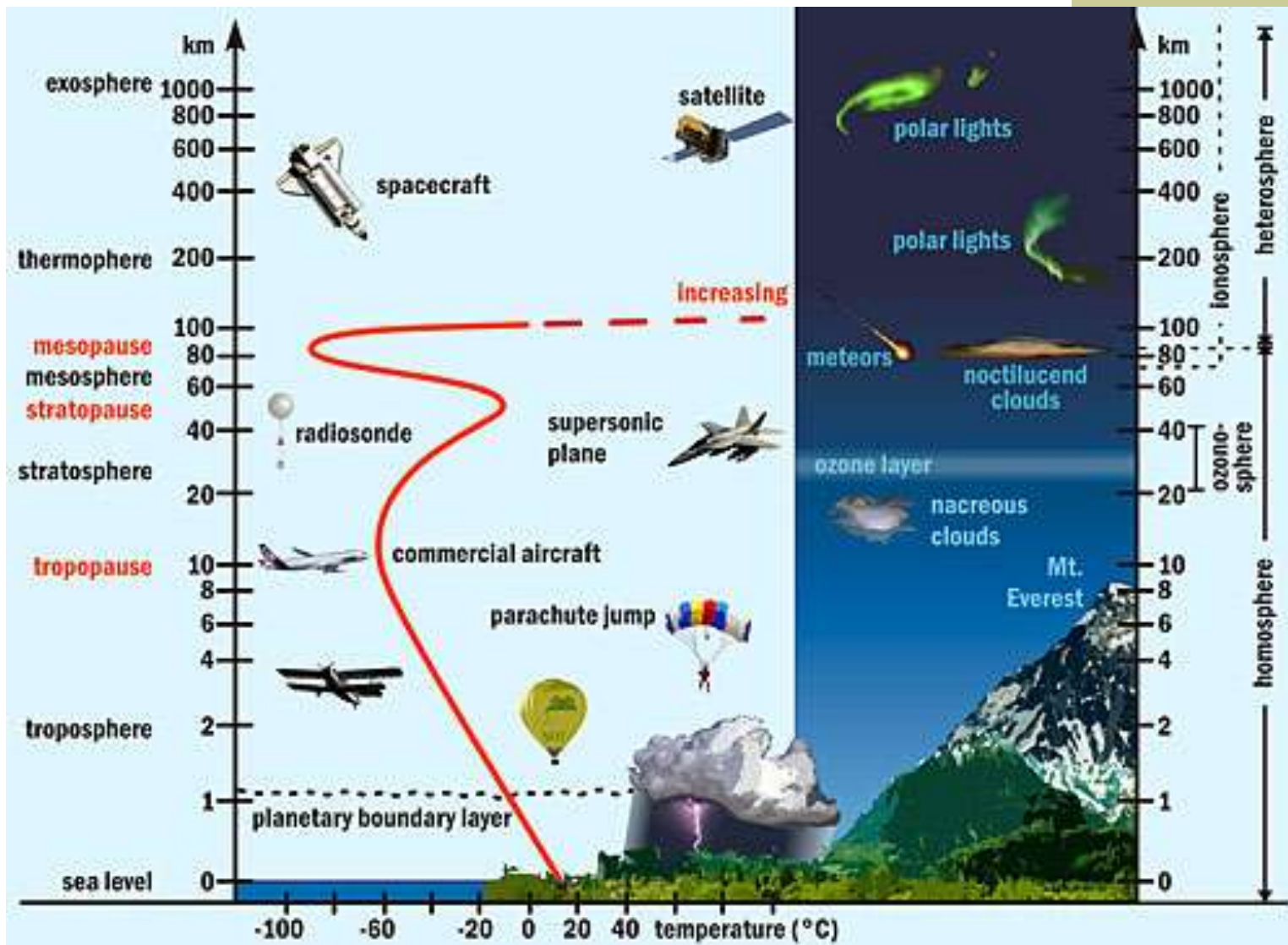
Sun outage/ Conjunction

- Satelit terletak antara matahari dan bumi
- Terjadi interferensi di matahari.



<http://www.satellite-calculations.com/Satellite/suninterference.php>

- Antariksa didefinisikan dari ketinggian 130 km di atas permukaan bumi
- Faktor-faktor utama lingkungan antariksa :
 - Gravitasi
 - Atmosfer
 - Ruang hampa
 - Mikrometeorit dan debris
 - Radiasi
 - Partikel bermuatan

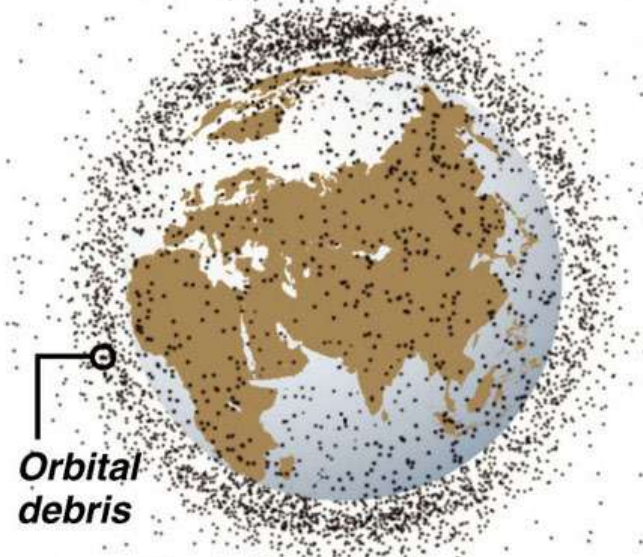


- Kepadatan atmosfer bumi menurun secara eksponensial sejalan dengan ketinggian
- Di orbit rendah (LEO) efek atmosfer masih terasa
- Pengaruh atmosfer :
 - Tarikan (drag)
 - Mengurangi kecepatan
 - Menurunkan apogee → umur orbit
 - Oksidasi
 - Atom O menyebabkan karat lebih hebat
 - Merusak sensor

- Antariksa tidak benar-benar kosong
- 20.000 ton per tahun debu, meteorit, pecahan asteroid dan komet menghujani bumi
- Debris buatan manusia : bangkai satelit, pecahan roket, bahkan kaus tangan astronot
- Kejadian tabrakan pertama kali : mikrosat Prancis Cerise (buatan SSTL UoSurrey) dengan pecahan roket Ariane
- Peluang tabrakan wahana seluas 50 ~ 200 m² pada altitude 300 km adalah 1/100.000

Space debris

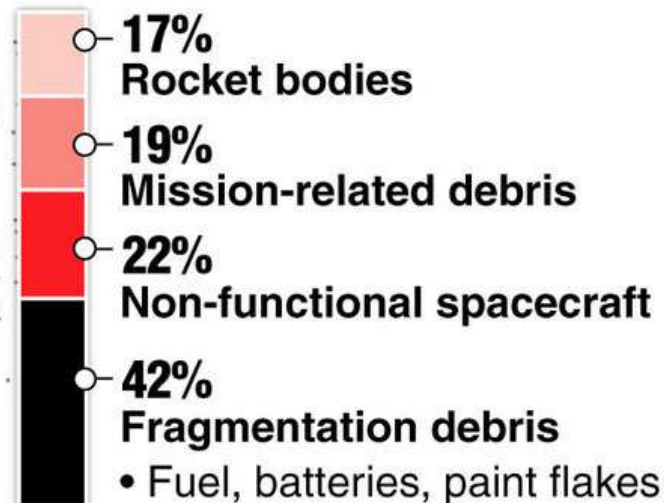
Orbital debris, any man-made, nonfunctional object orbiting Earth, is cluttering space and can sometimes cause trouble.



- Low Earth orbit region of space, within 1,240 mi. (2,000 km) of Earth's surface, is most concentrated area for orbital debris

Source: NASA

Breakdown of debris

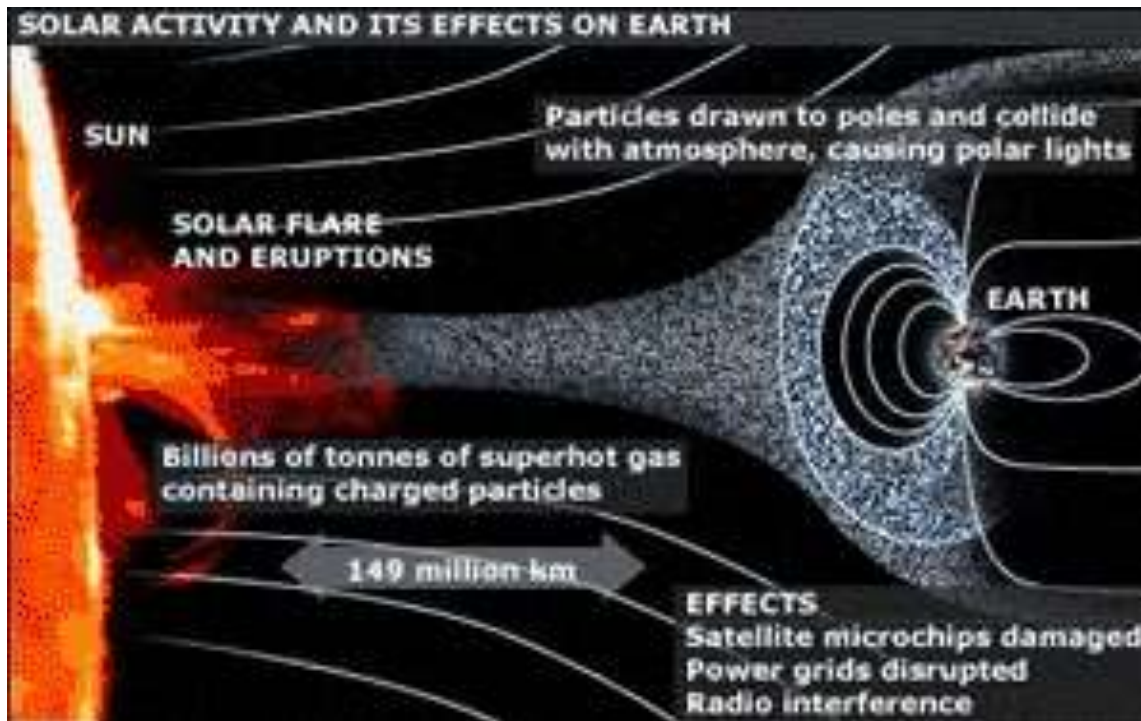


- **11,000 objects** greater than 4 in. (10 cm)
- **100,000 objects** between 0.4-4 in. (1-10 cm)

- Permasalahan dalam ruang hampa :
 - Outgassing
 - Pengeluaran gas dari material wahana → merusak sensor (mirip coca-cola ketika dibuka tutupnya)
 - Dicegah dengan mengoven material dalam ruang hampa
 - Cold welding (pengelasan dingin)
 - Menyambungkan logam yang kontak sama suhunya
 - Di bumi ada udara atau pelumas yang menghalangi
 - Perpindahan panas
 - Membuang panas hanya bisa melalui radiasi
 - Konduksi dan konveksi perlu media

Antariksa

Radiasi matahari : gelombang EM, terutama cahaya tampak dan dekat inframerah, ditambah sedikit sinar-X dan sinar gamma

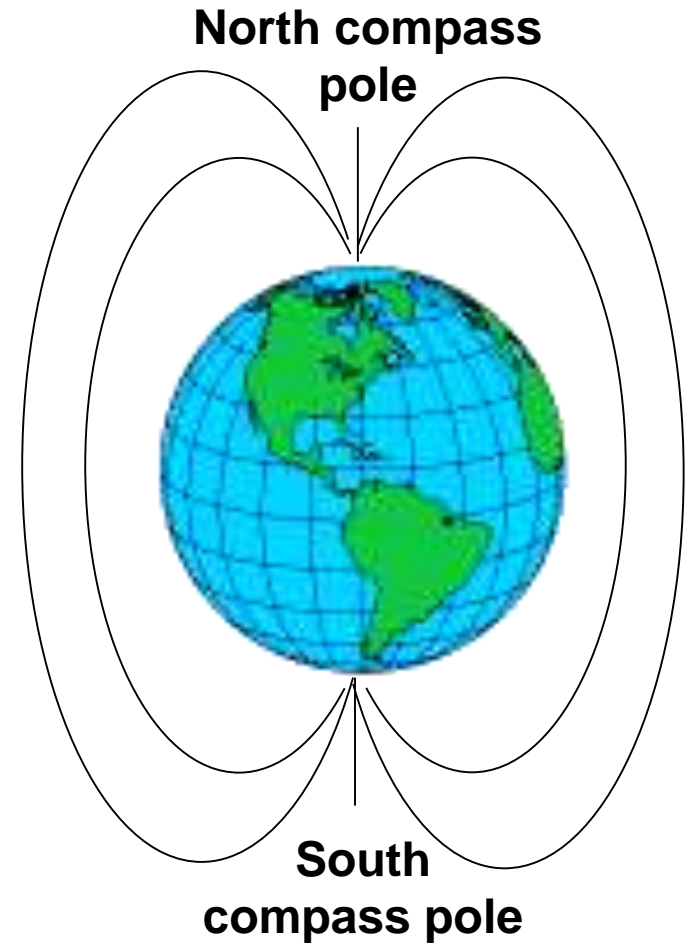


- Kerugian
 - Pemanasan
 - Merusak sel surya (penurunan efisiensi)
 - Penurunan kualitas atau kerusakan permukaan atau komponen elektronika (akibat radiasi ultraviolet; solar flare mengganggu komunikasi radio)
 - Tekanan matahari
 - Gelb. EM matahari = partikel energi tak bermassa tetapi dalam jangka panjang mampu mendorong wahana
 - Suhu di antariksa s.d. $-200\text{ }^{\circ}\text{C}$

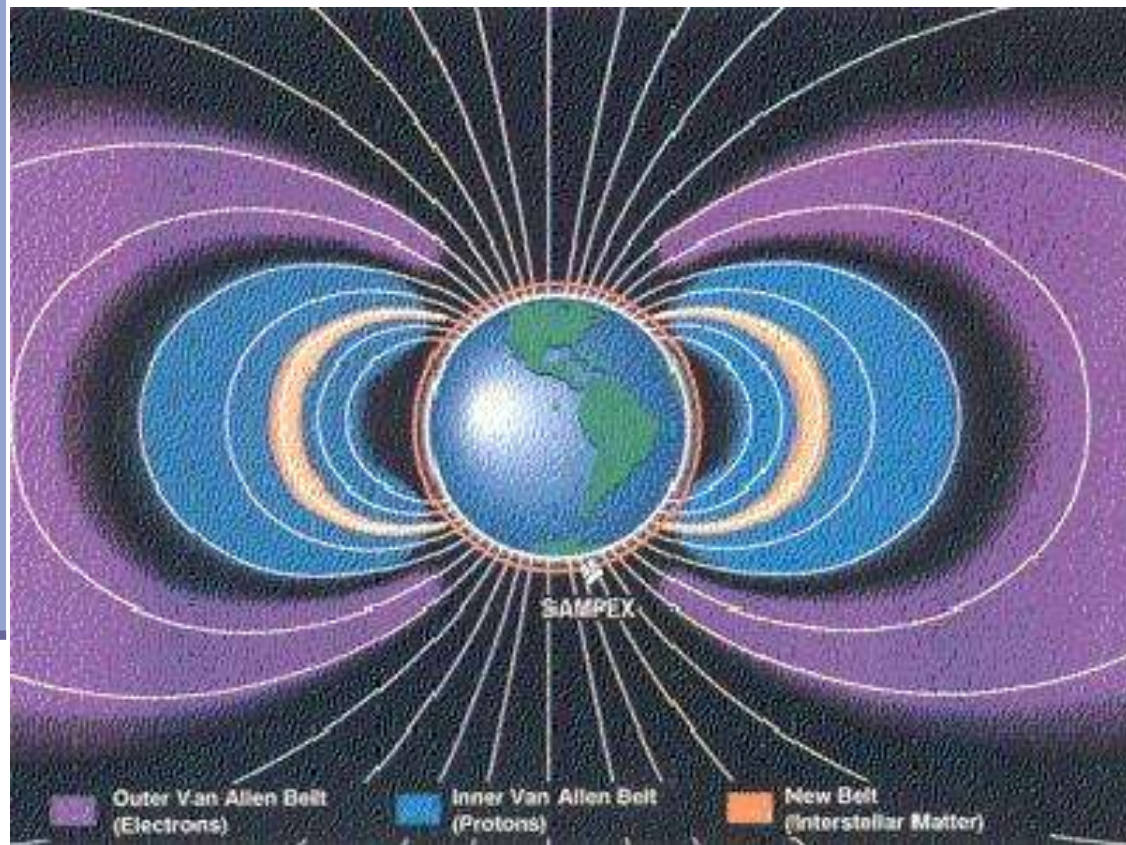
- Tiga sumber utama partikel bermuatan :
 - Angin surya (solar wind)
 - Matahari meradiasikan partikel bermuatan sebanyak 10^9 kg/s
 - Sinar kosmik galaktik (GCR) : efeknya lebih hebat
 - Seperti angin surya tetapi berasal dari bintang-bintang lain
 - Menembus shielding
 - Sabuk radiasi van Allen
 - Melindungi kita dari serbuan radiasi, tetapi juga membahayakan karena banyak partikel bermuatan terperangkap
- Akibatnya terhadap wahana
 - Spacecraft charging (dischargingnya merusak coating, sel surya, dan komponen elektronik)
 - Sputtering : suatu [physical vapor deposition](#), [PVD](#) proses dimana atom2 dlm bahan padat sasaran di disemburkan dlm bentuk gas utk mengebom bahan dgn ion berenergi.

Magnetosfir Bumi

- Inti besi yang mengandung besi cair menciptakan medan magnet yang melingkupi bumi → magnetosfir bumi
- Arah medan dari selatan ke utara
- Medan magnet mempengaruhi gerak partikel
- Akibat magnetosfer, bumi terhindar dari terpaan angin surya : sebagian partikel terperangkap menciptakan sabuk radiasi van Allen

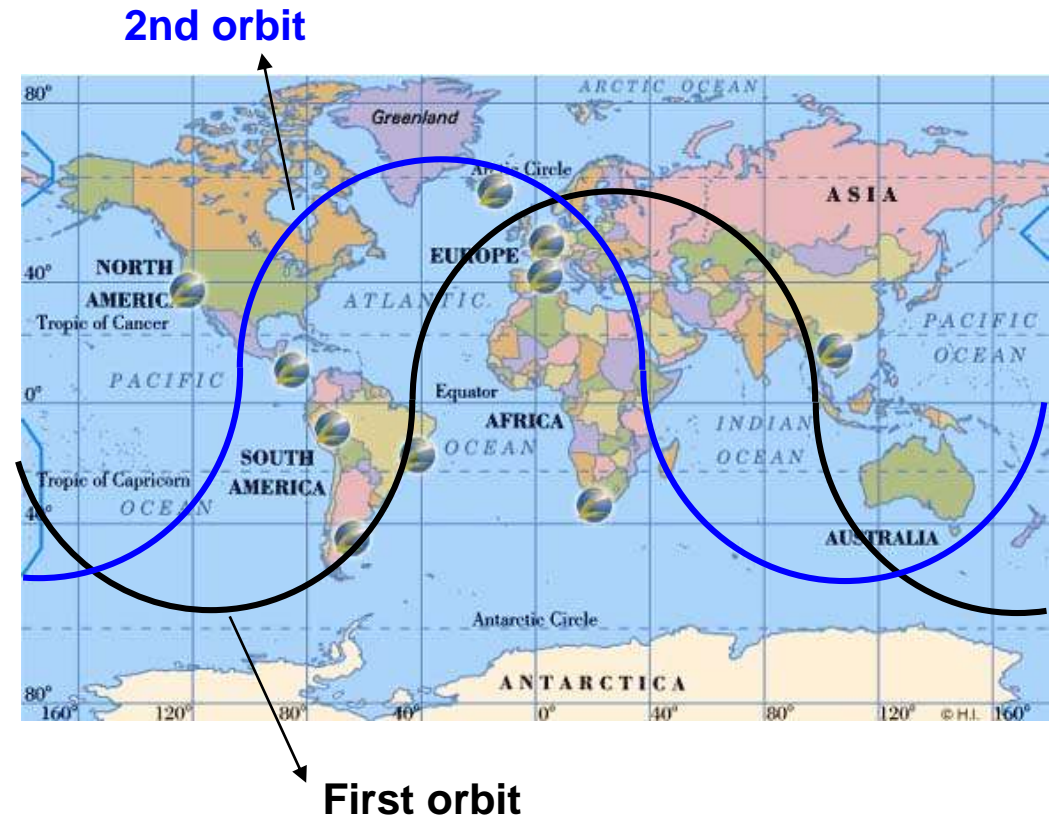
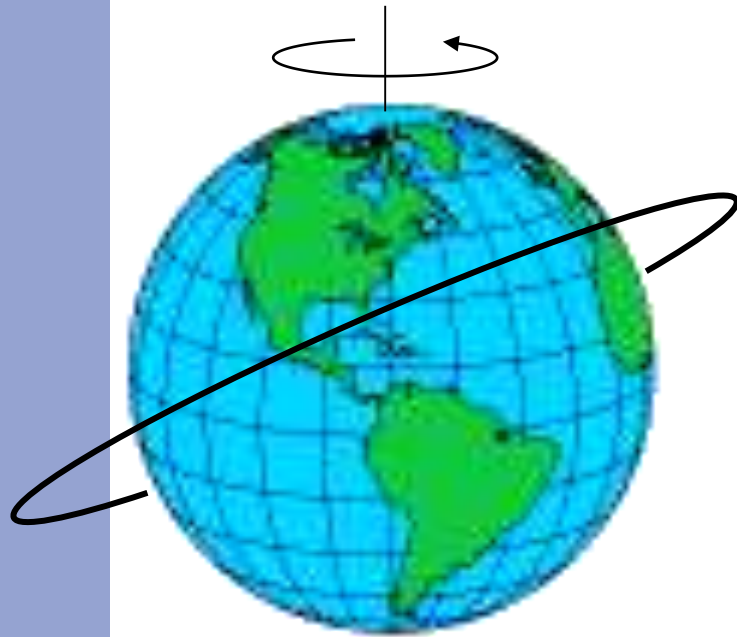


Sabuk Van Allen



Schematic cross section of the trapped radiation belts surrounding the Earth. The Van Allen belts are shown in blue and purple. The inner belt is composed mainly of energetic protons, while the outer belt is mainly energetic electrons. A newly identified radiation belt, shown as two bright yellow crescents, is composed of energetic heavy nuclei that originated in the local interstellar medium. All of these belts approach closest to Earth in the south Atlantic region because of the offset of the Earth's magnetic dipole.

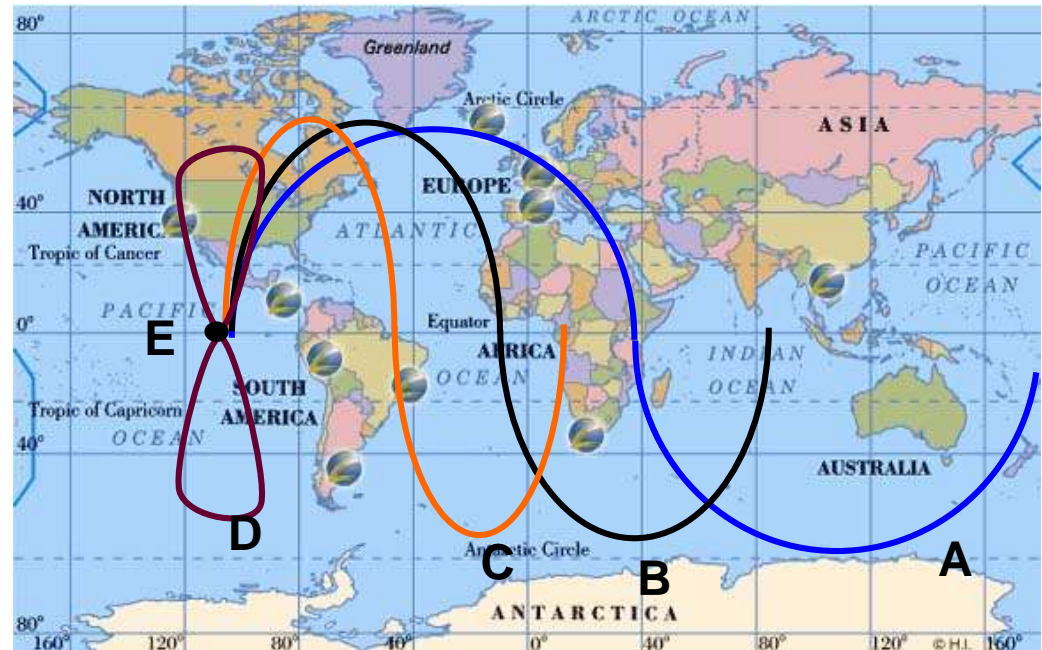
Footprint



- Karena perputaran bumi, pada lewatan berikutnya satelit lewat di sebelah barat relatif terhadap pengamat

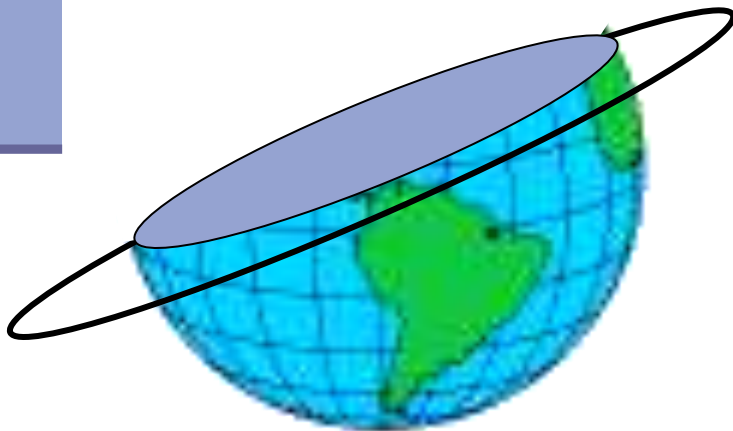
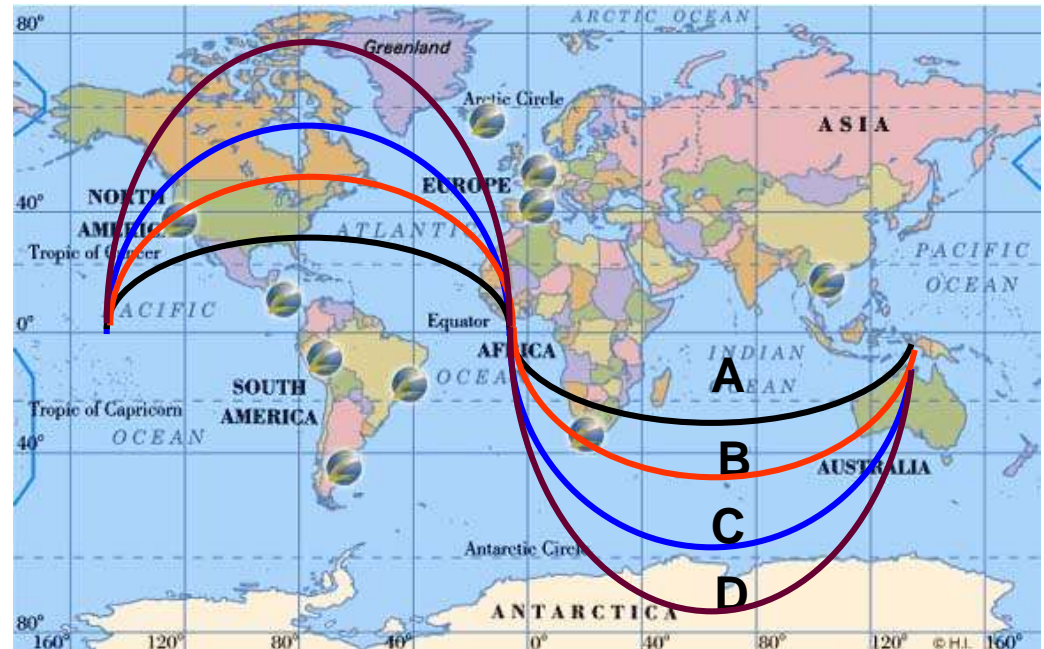
Footprint

- Perioda orbit dapat diperkirakan dari pergeseran Ascending Node (AN)
- T (jam) = pergeseran AN/ 15°
 - A = 2.67 jam
 - B = 8 jam
 - C = 18 jam
 - D = 24 jam
 - E = 24 jam ($i = 0^\circ$)



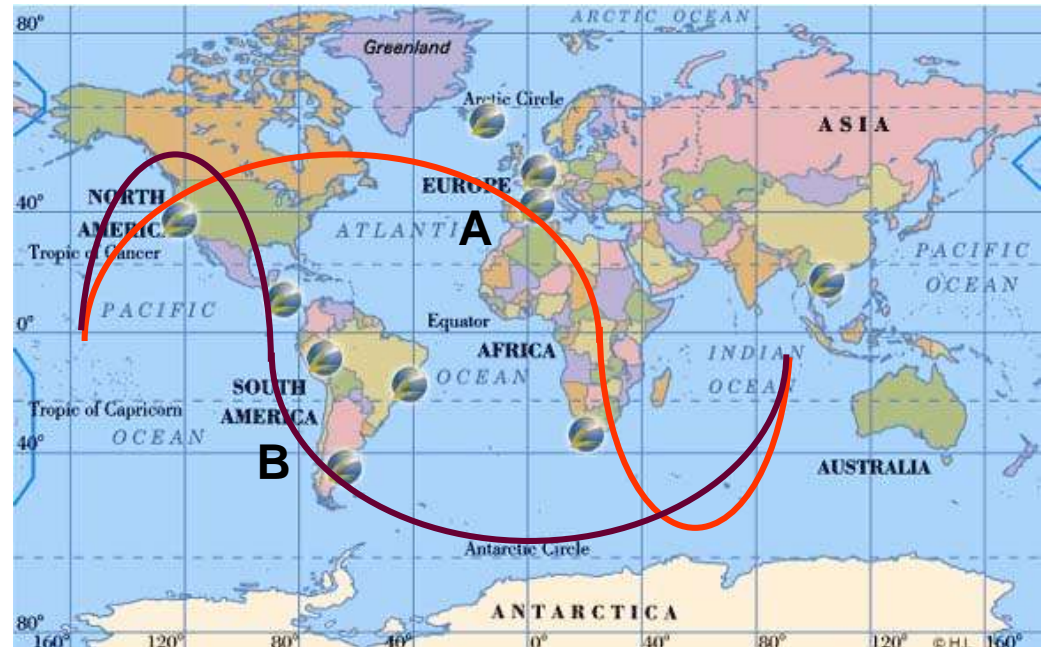
Footprint

- Lintang dicapai tertinggi = inklinasi
 - A = 10°
 - B = 30°
 - C = 50°
 - D = 85°



Footprint

- Letak Perigee
- Contoh orbit eksentrik tinggi dengan $i = 50^\circ$ dan $T = 11,3$ jam
 - A = perigee di bagian bumi utara
 - B = perigee di bagian bumi selatan

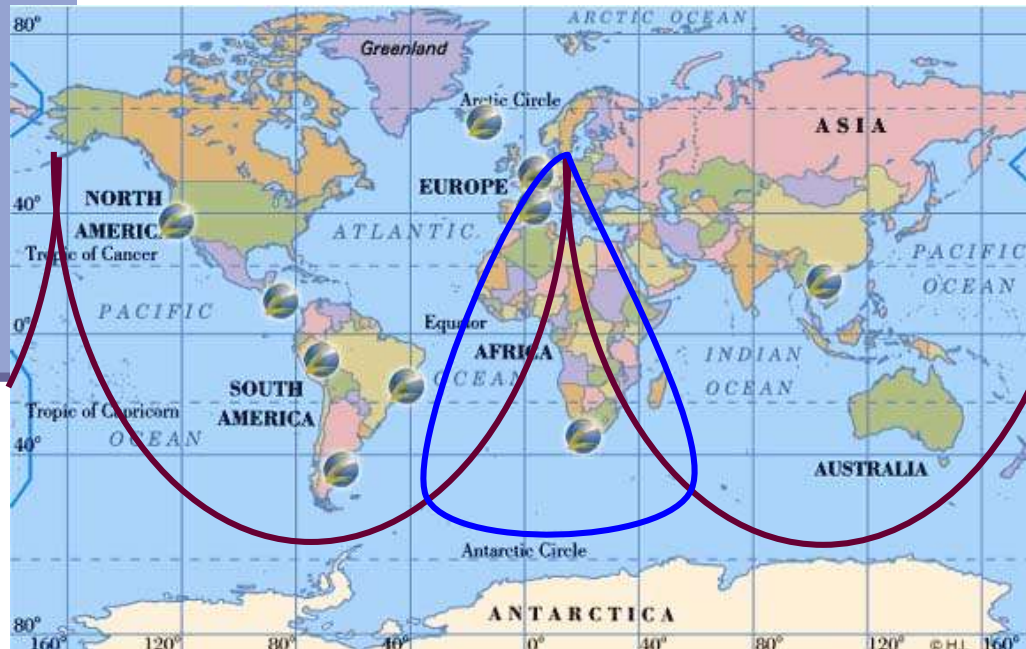


- Pengaruh atmosfer
 - Gaya pelambat atmosfer mengurangi kecepatan wahana terutama di saat perigee, sehingga memperkecil eksentrisitas dan umur satelit
 - Merupakan pengaruh : siang malam, musim, jarak matahari, fluktuasi magnetosfer, sunspot, rotasi matahari
- Efek ketidak-bulatan bumi
 - Bumi tidak benar-benar bulat, di ekuator bumi lebih mengembung ± 22 km (jari-jari)
 - Akibat :
 - Mengakibatkan gerak presesi sehingga mengubah RAAN (**Right ascension of ascending node**) :
 - Menggeser AN ke barat untuk orbit prograde
 - Menggeser AN ke timur untuk orbit retrograde
 - Mengubah letak perigee
 - Untuk orbit $i = 63,4^\circ$ tidak terjadi perubahan perigee
 - Tidak mengubah inklinasi

- Gaya tarik matahari dan bulan
 - Menyebabkan inklinasi orbit satelit geosynch berubah sejalan dengan waktu. Dari 0° saat launch hingga $14,67^\circ$ setelah 26.6 tahun kemudian
- Tekanan radiasi matahari
- Tarikan aerodinamik
- Thruster

Orbit Yang Berguna untuk Komunikasi Ruang Angkasa

- Orbit eliptik dengan inklinasi tidak-nol
 - Orbit MOLNYA
 - Orbit Tundra



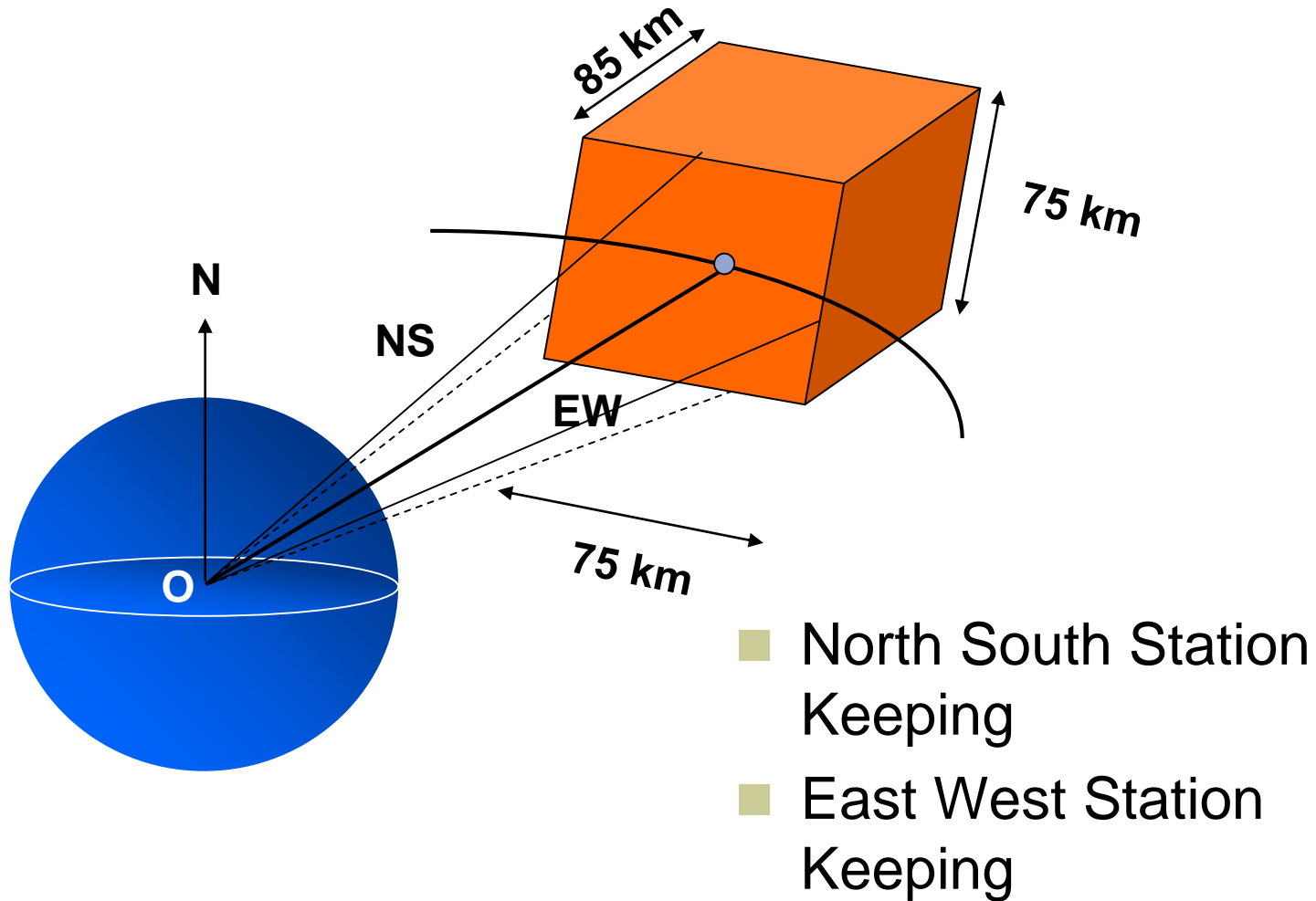
MOLNYA	
Perioda (T)	12 jam
Semi major axis (a)	26 556 km
Inklinasi (i)	63,4°
Eksentrisitas (e)	0,6 s.d. 0.75
Perigee altitude	$a(1 - e) - R_e$
Apogee altitude	$a(1 + e) - R_e$

TUNDRA	
Perioda (T)	24 jam
Semi major axis (a)	42 164 km
Inklinasi (i)	63,4°
Eksentrisitas (e)	0,25 s.d. 0.4
Perigee altitude	$a(1 - e) - R_e$
Apogee altitude	$a(1 + e) - R_e$

Orbit Yang Berguna untuk Komunikasi Ruang Angkasa

- Orbit eliptik geosynchronous dengan inklinasi nol
 - $i = 0, e \neq 0$
 - Track satelit tetap di ekuatorial terjadi pergeseran longitudinal
- Orbit sirkular geosynchronous dengan inklinasi tak-nol
 - $i \neq 0, e = 0$
- Orbit sirkular sub-synchronous dengan inklinasi nol
 - $i = 0^\circ, e = 0$, altitude disesuaikan
 - Cocok untuk sistem broadcasting satelit
 - Periode satelit dapat diatur sesuai ketinggian satelit
- Orbit satelit geostasioner
 - $i = 0^\circ, e = 0$. arah putar satelit = arah rotasi bumi
 - Satelit terlihat fixed

Koreksi Orbit : Station Keeping



Koreksi Orbit : Station Keeping

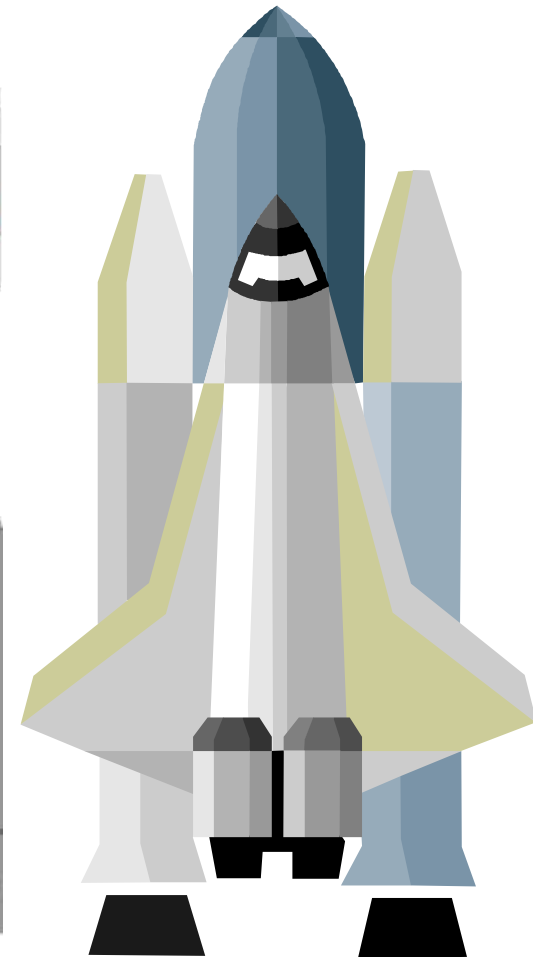
- NS Station Keeping
 - Dicapai dengan dorongan yang bertindak **secara tegak lurus terhadap bidang orbit.**
 - Digunakan untuk memodifikasi inklinasi
- EW Station Keeping
 - Dicapai dengan dorongan yang bertindak **secara tangensial terhadap bidang orbit.**
 - Digunakan untuk mengontrol pergeseran (mempertahankan mean longitude) dan jika diperlukan mengontrol eksentrisitas

Teknik Launching Satelit

- Teknologi untuk launching satelit :
 - ELV (Expendable Launch Vehicle)
 - ASLV (india)
 - Delta (US)
 - Atlas Centaur (US)
 - Titan (US)
 - Proton (USSR)
 - Ariane (eropa)
 - SCOUT (eropa)
 - H-2 (Japan)
 - Long March (China)
 - STS (Space Transportation System atau Space Shuttle) - US
- Launching Pad
 - Cape Kennedy (28°)
 - French Guiana (5°)
 - Liangshan (31,1°)
 - Tuyratam (51,6°)
 - Tanegashima (30,4°)



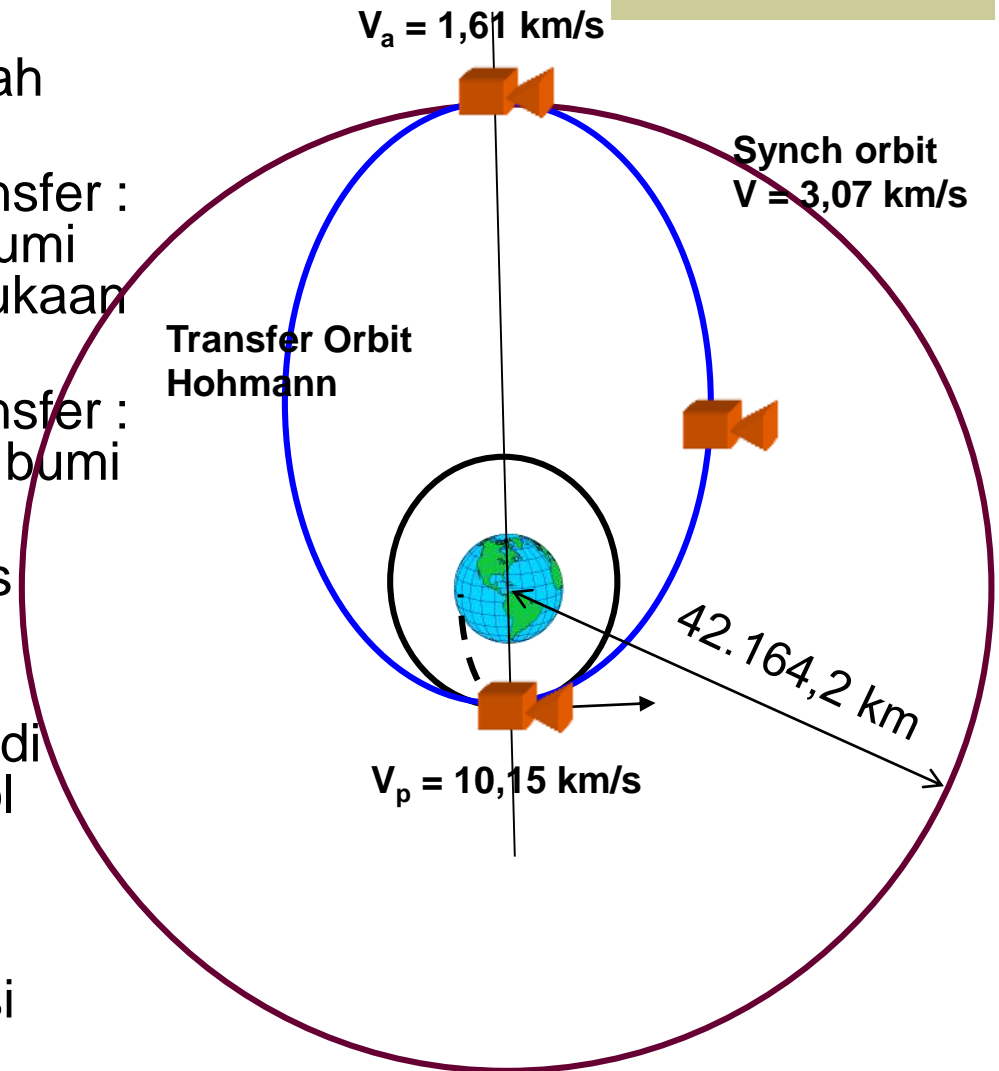
ELV



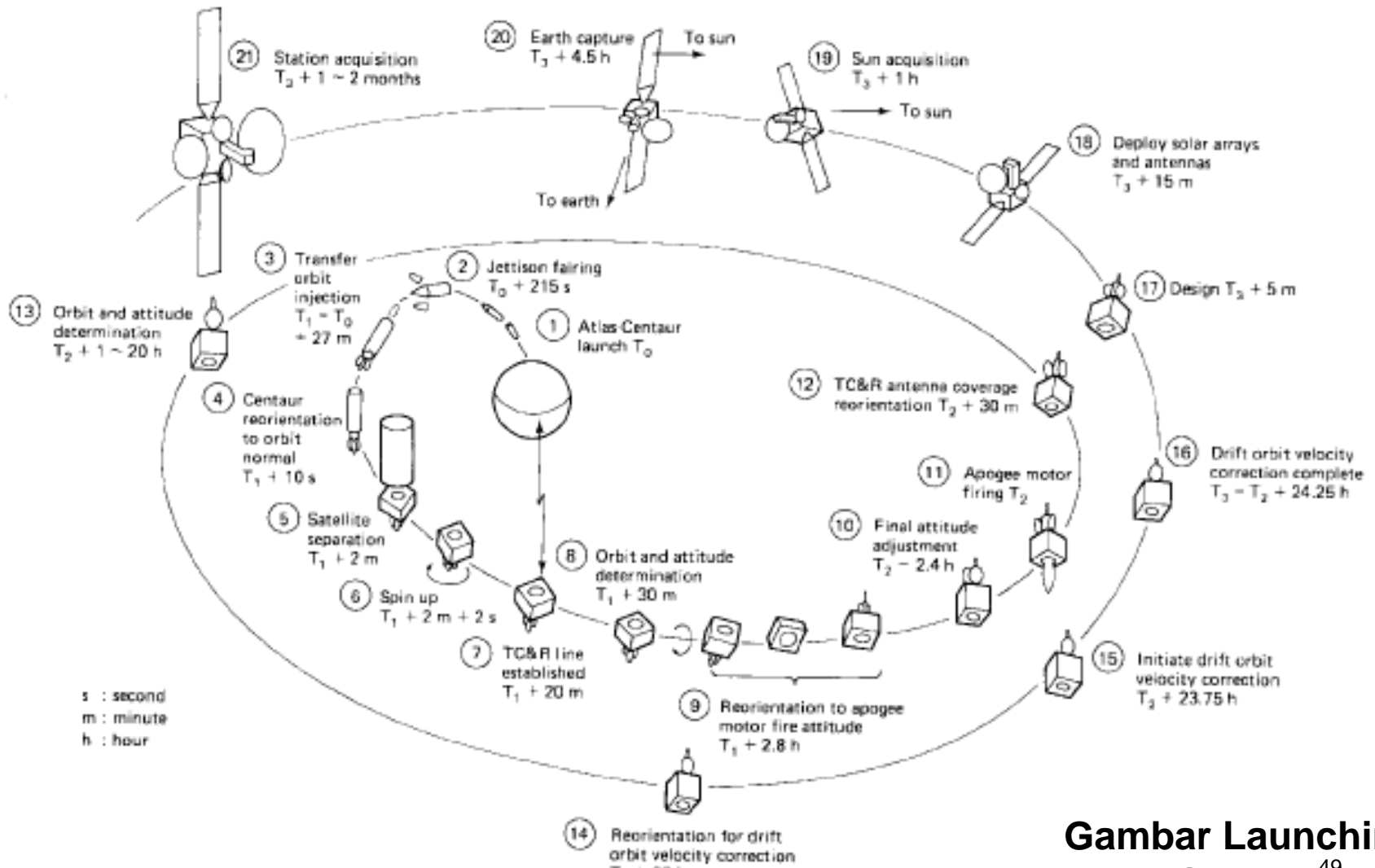
STS

Teknik Launching Satelit

- Mekanika Launching sebuah Synchronous Orbit
 - Tinggi perigee orbit transfer : 6678,2 km dari pusat bumi atau 300 km dari permukaan bumi
 - Tinggi apogee orbit transfer : 42.164,2 km dari pusat bumi
 - Untuk mendapatkan kecepatan synchronous dibutuhkan kecepatan inkremen : 1,46 km/s
 - Jika satelit diluncurkan di daerah latitude tidak nol sedangkan satelit ingin ditempat di ekuator, dibutuhkan kecepatan tambahan untuk koreksi inklinasi

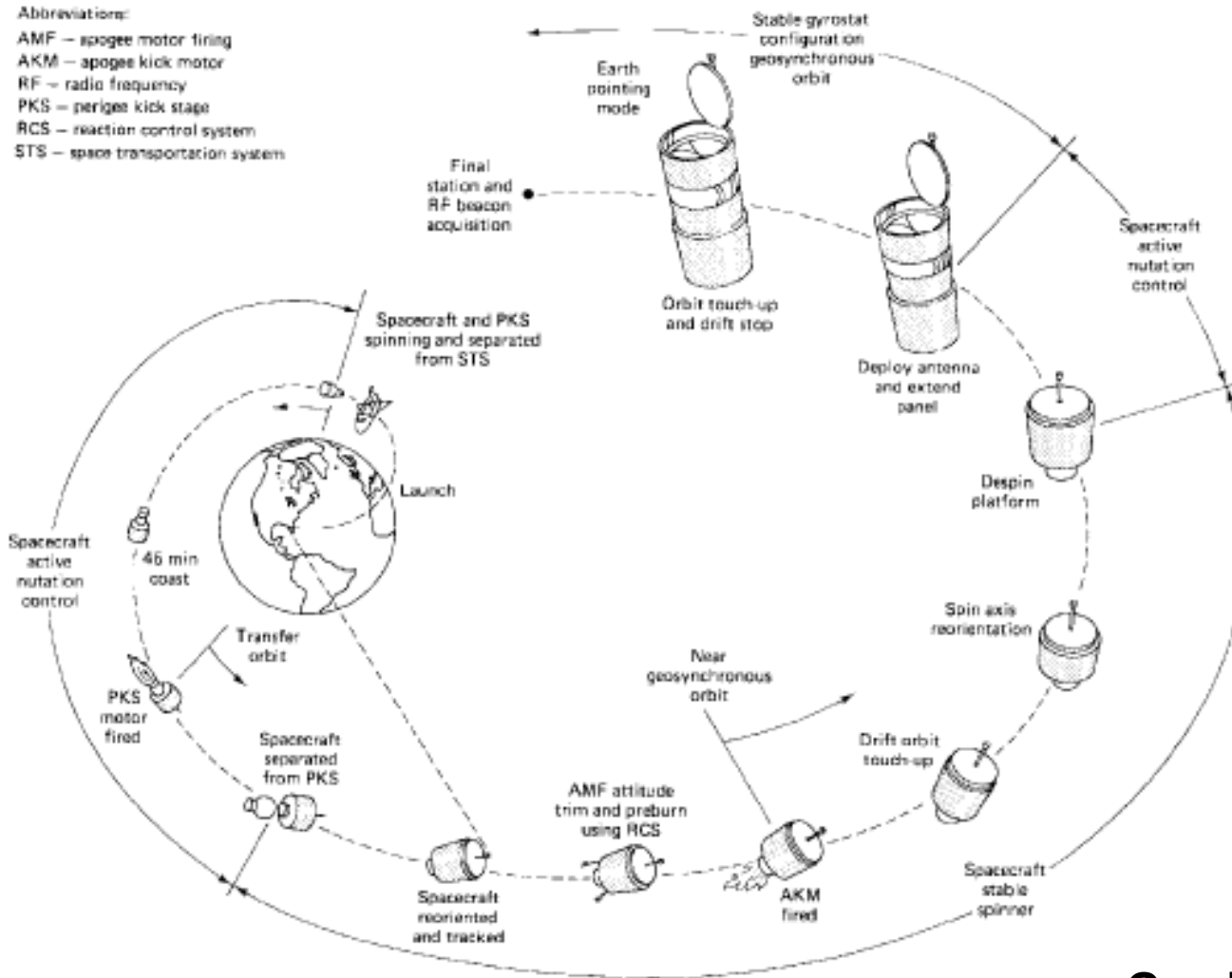


Teknik Launching Satelit



s : second
 m : minute
 h : hour

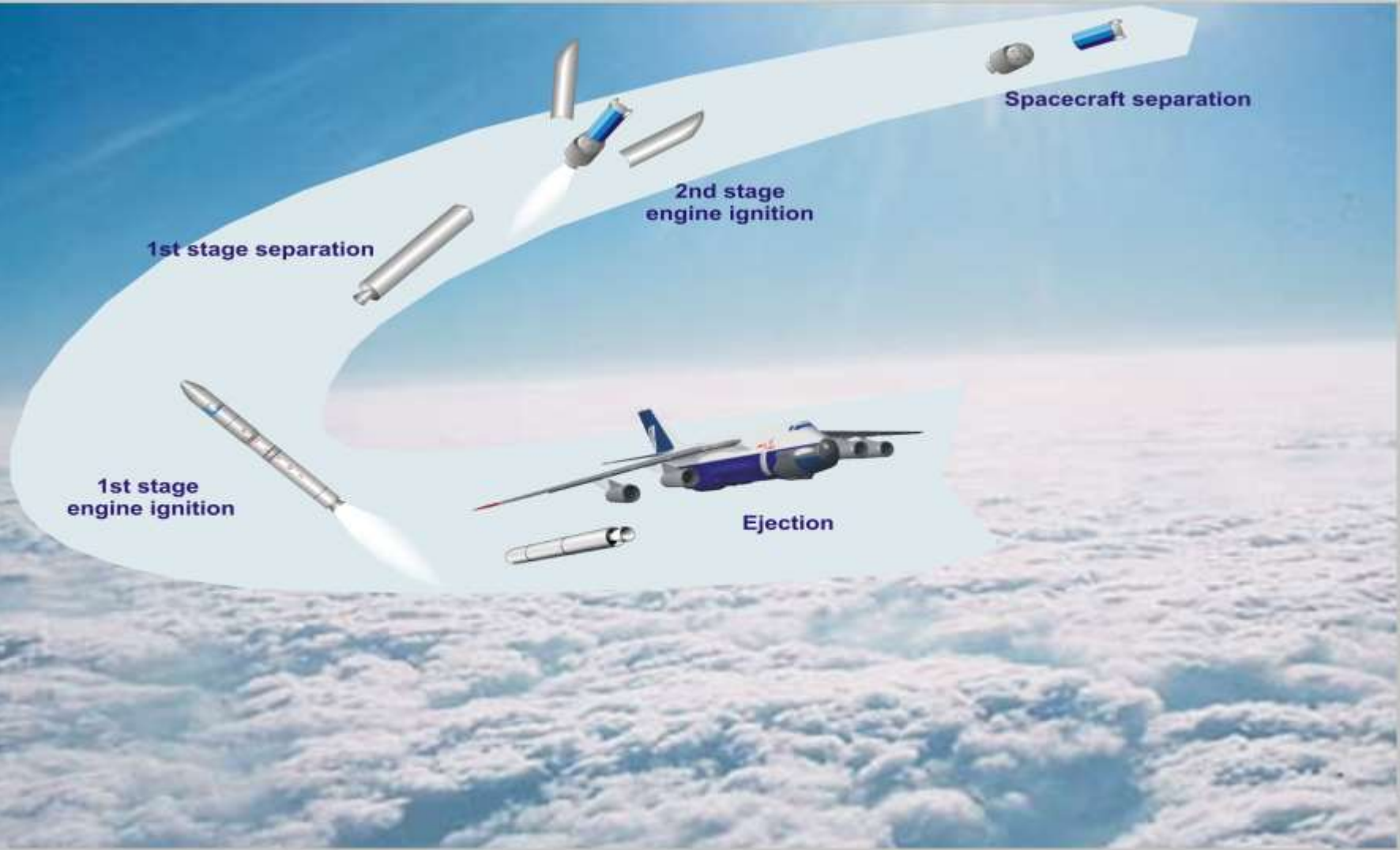
Teknik Launching Satelit



Gambar Launching STS-7/Anik C2⁵⁰

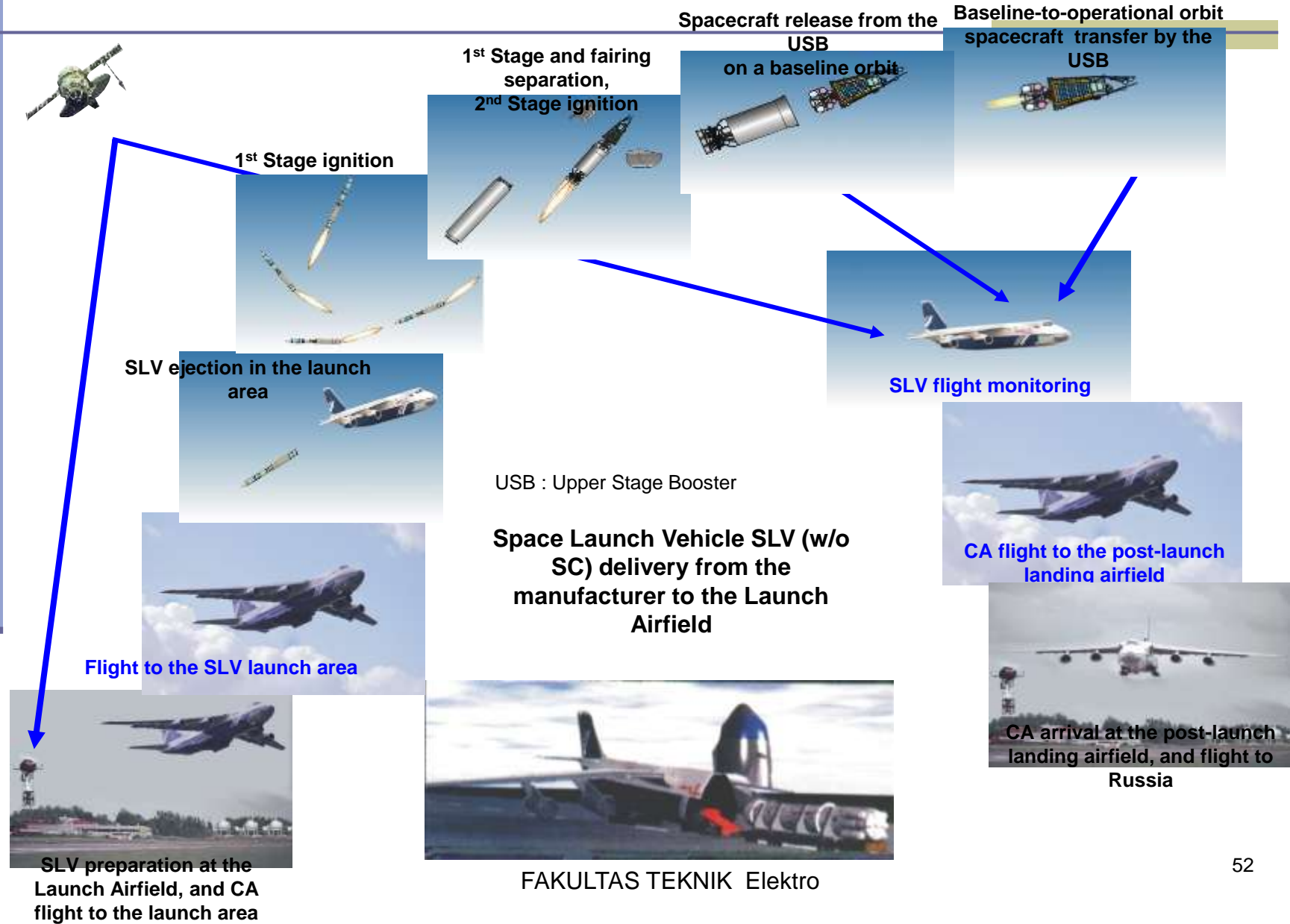


AIR LAUNCH CONCEPT



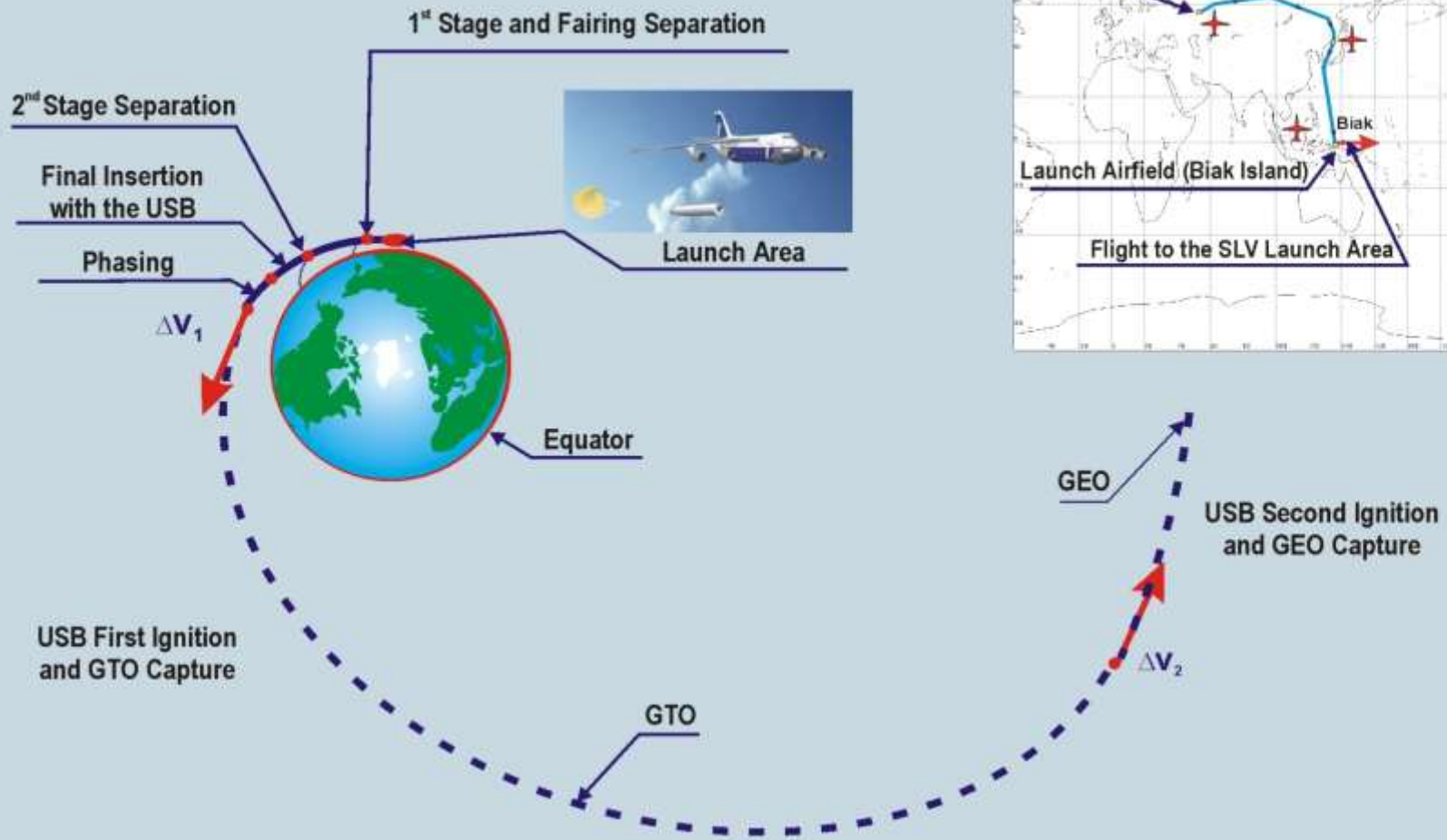
LAUNCH IS PERFORMED FROM A CARRIER AIRCRAFT AT 10-11 KM

AIR LAUNCH MISSION PROFILE



USB : Upper Stage Booster

Space Launch Vehicle SLV (w/o SC) delivery from the manufacturer to the Launch Airfield



EXCELLENT INJECTION – ORBIT ACCURACY