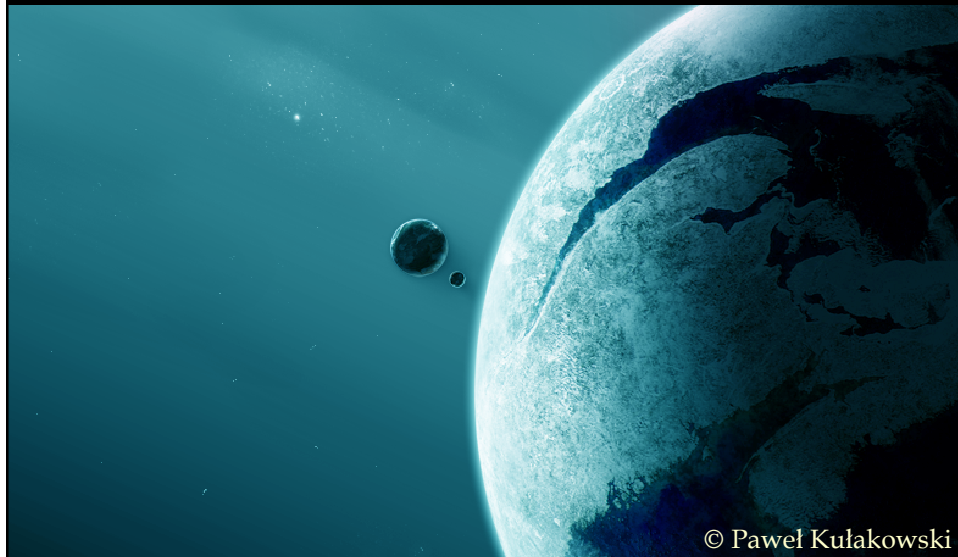


Satelita telekomunikacyjny na orbicie okołozemskiej



Ojcowie łączności satelitarnej

Prawa Keplera:



1. Planety poruszają się po orbitach eliptycznych, a Słońce znajduje się w jednym z ognisk tych elips. (1602)
2. Podczas ruchu planety, promień wodzący łączący planetę i Słońce, zakreśla jednakowe pola w jednakowych odstępach czasu. (1605)
3. Kwadraty okresów obiegu planet wokół Słońca są wprost proporcjonalne do trzecich potęg wielkich półosi orbit. (1618)

Prawo powszechnego ciążenia Newtona (1667):

$$\text{Siła grawitacji : } F = \frac{G \cdot M \cdot m}{r^2}$$

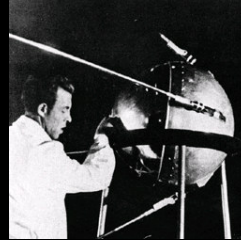


Arthur C. Clarke:

Koncepcja komunikacji satelitarnej
bazującej na satelitach geostacjonarnych (1945)

Pierwsze satelity

Sputnik I
wystrzelony w 1957 r.
masa : 84 kg, $\varnothing = 58$ cm



Sputnik



Echo 1
wystrzelony w 1960 r.
Satelita telekomunikacyjny
pasywny – odbijający fale radiowe
masa : 56 kg, $\varnothing = 30.5$ m

Orbity satelitów

Siła grawitacji : $F = \frac{G \cdot M \cdot m}{r^2}$

Siła odśrodkowa : $F = \frac{m \cdot v^2}{r}$

$$\frac{G \cdot M \cdot m}{r^2} = \frac{m \cdot v^2}{r}$$

$$v = \sqrt{\frac{G \cdot M}{r}} = \sqrt{\frac{G \cdot M}{R + h}}$$

G – stała grawitacji

M – masa Ziemi

m – masa satelity

r – odległość satelity
od środka Ziemi

v – prędkość satelity

R – promień Ziemi – 6371 km

h – wysokość orbity

Orbity satelitów

LEO - wysokość od 500 do 2000 km,
duże prędkości satelitów, krótki czas widoczności z Ziemi,
małe opóźnienia w transmisji

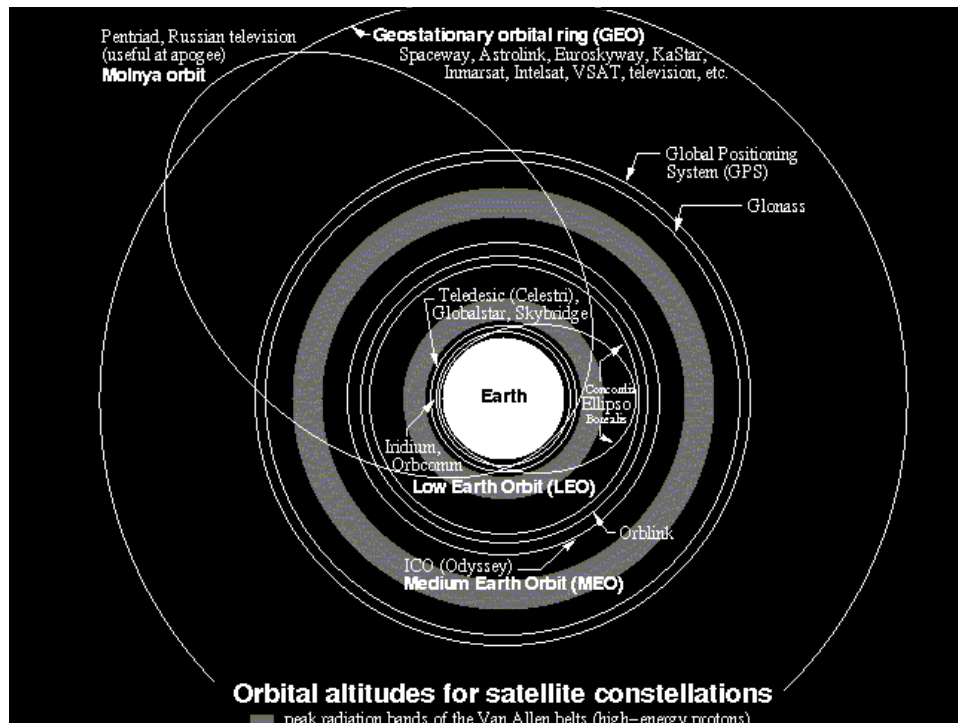
MEO - wysokość od 8 do 12 tys. km

HEO - orbity silnie eliptyczne,
perygeum - od ok. 500 km, apogeum - do ok. 50 tys. km

GEO - orbity geostacjonarne, wysokość: 35 786 km,
satelita "zawieszony" nieruchomo nad jednym punktem

Obecnie w przestrzeni kosmicznej :

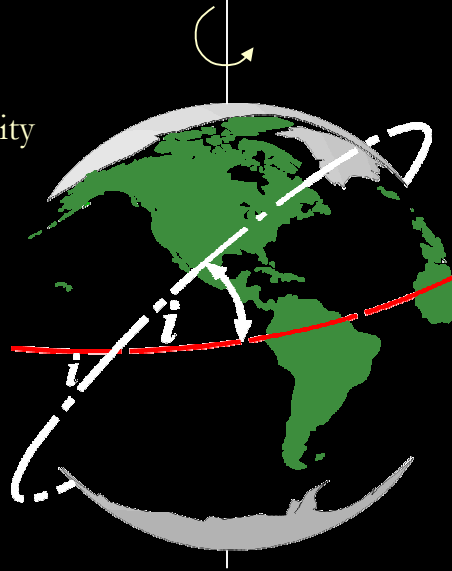
-> około 850 satelitów, w tym 250 na orbicie GEO



Inklinacja orbity

Inklinacja

- kąt między płaszczyzną orbity
i płaszczyzną równika



Orbity satelitów

Prędkość satelity w ruchu po orbicie : $v = \sqrt{\frac{G \cdot M}{R+h}}$

Okres obiegu satelity po orbicie : $T = \frac{2 \cdot \Pi \cdot (R+h)}{v}$

$$T = \frac{2 \cdot \Pi}{\sqrt{G \cdot M}} \cdot (R+h)^{\frac{3}{2}}$$

	h [km]	v [km/h]	T [h]
Iridium	780	26 798	1.68
GPS Navstar	20 200	13 902	12
GEO	35 786	11 037	24

Orbita Ziemi

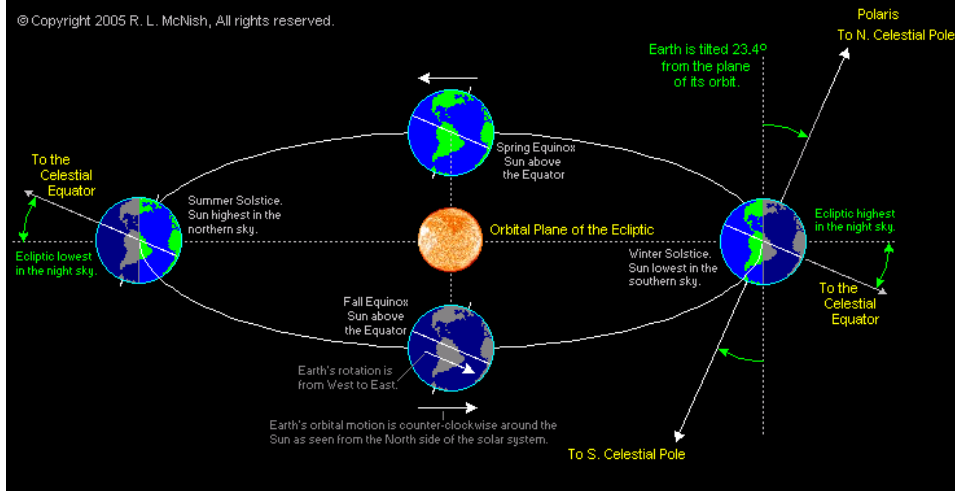
Doba syderyczna : 23 h 56 min 4 s



Orbita Ziemi

Earth's Orbital Motion

© Copyright 2005 R. L. McNish, All rights reserved.



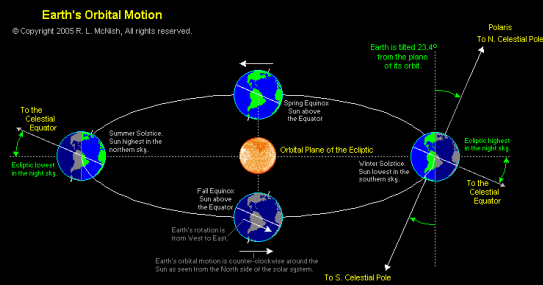
Orbita Ziemi

Satelita GEO w cieniu Ziemi :

- 6 tygodni : 1 III do 11 IV
- 6 tygodni : 1 IX do 11 X
- maksymalnie (podczas równonocy) : 69.4 minuty

Oślepienie naziemnej anteny satelitarnej przez Słońce :

- kilka do kilkunastu minut w ciągu kilkunastu dni w roku



Wprowadzanie satelity na orbitę

Energia, którą trzeba dostarczyć satelicie, aby go umieścić na orbicie o wysokości h :

$$\text{Energia potencjalna na powierzchni Ziemi : } E_{p \text{ na Ziemi}} = -\frac{GMm}{R}$$

$$\text{Energia potencjalna na orbicie : } E_{p \text{ na orbicie}} = -\frac{GMm}{R+h}$$

$$\text{Energia kinetyczna na orbicie : } E_{k \text{ na orbicie}} = \frac{mv^2}{2} = \frac{GMm}{2(R+h)}$$

$$v = \sqrt{\frac{G \cdot M}{R+h}}$$

$$E = \Delta E_p + E_{k \text{ na orbicie}} = \frac{GMm}{R} - \frac{GMm}{R+h} + \frac{GMm}{2(R+h)} = \frac{GMm}{R} - \frac{GMm}{2(R+h)}$$

Wprowadzanie satelity na orbitę

Pierwsza prędkość kosmiczna :

-> wymagana, aby wprowadzić satelitę na orbitę o wysokości $h=0$

$$v = \sqrt{\frac{G \cdot M}{R}} \approx 7.91 \frac{km}{s}$$

Druga prędkość kosmiczna :

-> wymagana, aby satelita wyszedł z ziemskiego pola grawitacyjnego

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M}{R}} \approx 11.19 \frac{km}{s}$$

Prędkość powierzchni Ziemi na równiku : $v \approx 0.46 \frac{km}{s}$



Rakiety i promy startują z miejsc bliskich równika:

- Baikonur (Kazachstan),
- Kourou (Gujana Francuska),
- przylądek Canaveral (Floryda),
- baza wojskowa Vandenberg (Kalifornia),
- morska platforma Sea Launch na równiku (154°W)

Wprowadzanie satelity na orbitę

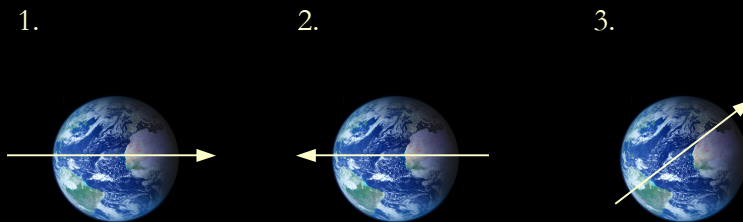
Schemat Hohmanna (dla satelitów GEO) :

1. Wprowadzenie satelity na niską orbitę kołową (*parking orbit*) – około 300 km – za pomocą rakiety jednorazowego użytku lub promu kosmicznego.
2. Przemieszczenie satelity na eliptyczną orbitę przejściową za pomocą tzw. silnika perygeum – również jednorazowego.
3. Zmiana orbity eliptycznej na orbitę kołową w momencie znalezienia się w apogeum (silnik apogeum będący częścią satelity).
4. Ostateczne korekty wykonywane są za pomocą silników odrzutowych znajdujących się na pokładzie satelity.

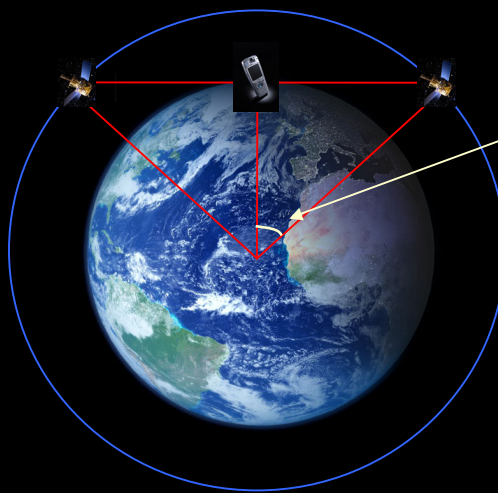
Orbity satelitów

Prędkość satelity w ruchu po orbicie : $v = \sqrt{\frac{G \cdot M}{R+h}}$

Prędkość powierzchni Ziemi : max. 40 000 km / 24 h = 1667 km/h



Czas widoczności satelity



$$\alpha = \arccos\left(\frac{R}{R+h}\right)$$

czas widoczności satelity :

$$t = \frac{2 \cdot \alpha}{\omega}$$

ω – prędkość kątowna satelity
względem powierzchni Ziemi

Czas widoczności satelity

Przykładowy satelita :

<i>inklinacja</i>	<i>h [km]</i>	<i>v [km/h]</i>	<i>T [h]</i>
0°	1672	25 268	2

$$\omega = \omega_{satelity} - \omega_{Ziemi} = \frac{360^\circ}{2 h} - \frac{360^\circ}{24 h} = 360^\circ \cdot \frac{11}{24 h}$$

$$\alpha = \arccos\left(\frac{R}{R+h}\right) = 37.6^\circ$$

Czas widoczności satelity :

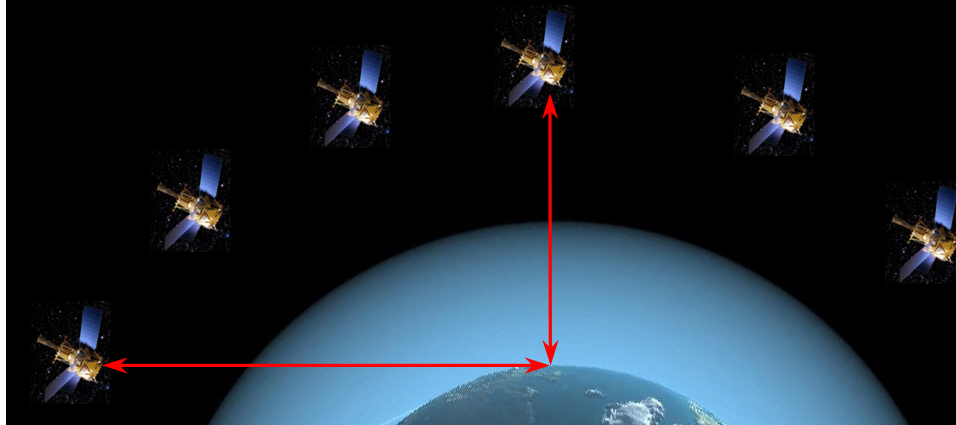
$$t = \frac{2 \cdot \alpha}{\omega} = \frac{75.2^\circ}{360^\circ} \cdot \frac{24 h}{11} \approx 27 \text{ minut}$$

Satelita w zenicie i na horyzoncie

Odległość od satelity

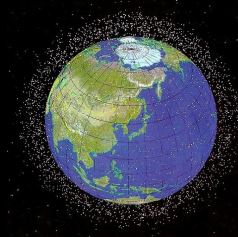
Długość trasy radiowej przechodzącej przez atmosferę

Tłumienie fali radiowej w propagacji przyziemnej

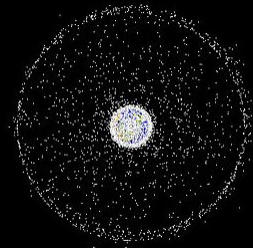


Śmieci na orbicie

- > ponad 10 tys. obiektów o rozmiarze 10 cm lub większym
- > groźba reakcji łańcuchowej
 - lawiny zderzeń
- > możliwe utrudnienia we wprowadzaniu nowych satelitów na orbity



Dziura w sondzie Solar Max zrobiona przez kosmiczny odpadek © NASA



Dziękuję za uwagę