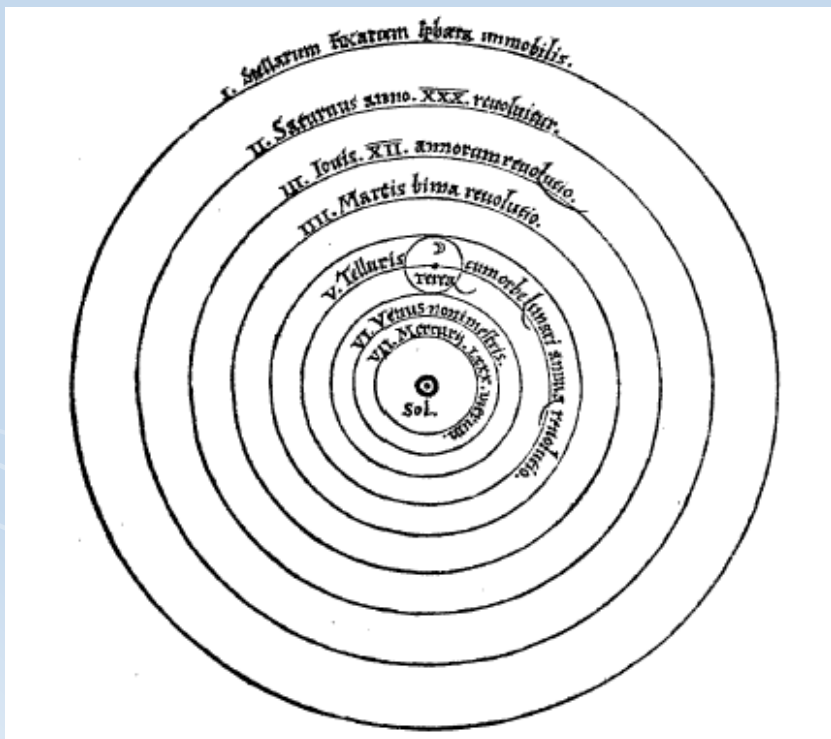


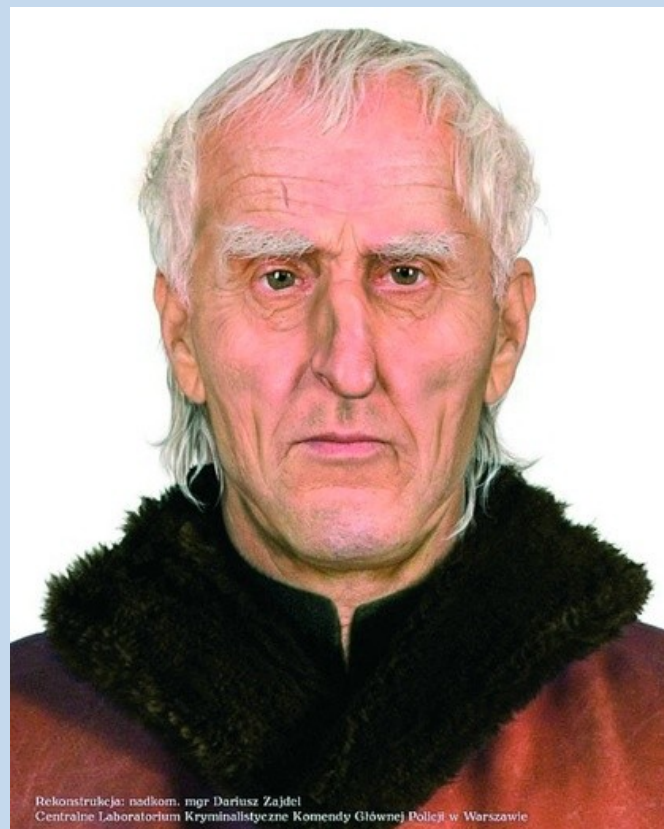
Ruch ciał niebieskich pod wpływem grawitacji



Już w starożytności pojawiła się koncepcja heliocentryczna, ale była wówczas uznawana za niewłaściwą, dopiero wersja Kopernika stała się popularna.



Ilustracja uproszczonej wersji teorii ruchu planet Kopernika (1534).



Policyjna rekonstrukcja twarzy Kopernika (W-wa 2005)

Teoria heliocentryczna Kopernika zakłada m.in.:

- kołowe orbity planet i Księżyca
- ruch orbitalny ze stałą prędkością
- 3 rodzaje ruchu Ziemi

Teoria heliocentryczna Kopernika - słabości:

- silne przywiązanie do ruchu kołowego spowodowało konieczność dodania **epicykli** do ruchu planet
- przewidywania były generalnie mniej dokładne niż teorii geocentrycznej
- brak przewidywanych paralaktycznych **ruchów gwiazd** (udało się zaobserwować dopiero w XIX wieku)
- teoria nie analizuje przyczyn ruchu planet

Na podstawie obserwacji Tychona de Brahe (który stworzył model heliocentryczno-geocentryczny) jego uczeń Jan Kepler sformułował nowe prawa opisujące ruch planet wokół Słońca.

Obserwacje Marsa nie zgadzały się o 8' z pozycją wyznaczoną przy użyciu teorii Kopernika.

Kepler postanowił odrzucić dogmat platoński i założył, że orbita jest **elipsą**.

Teoria Keplera również nie analizuje przyczyn ruchu planet.

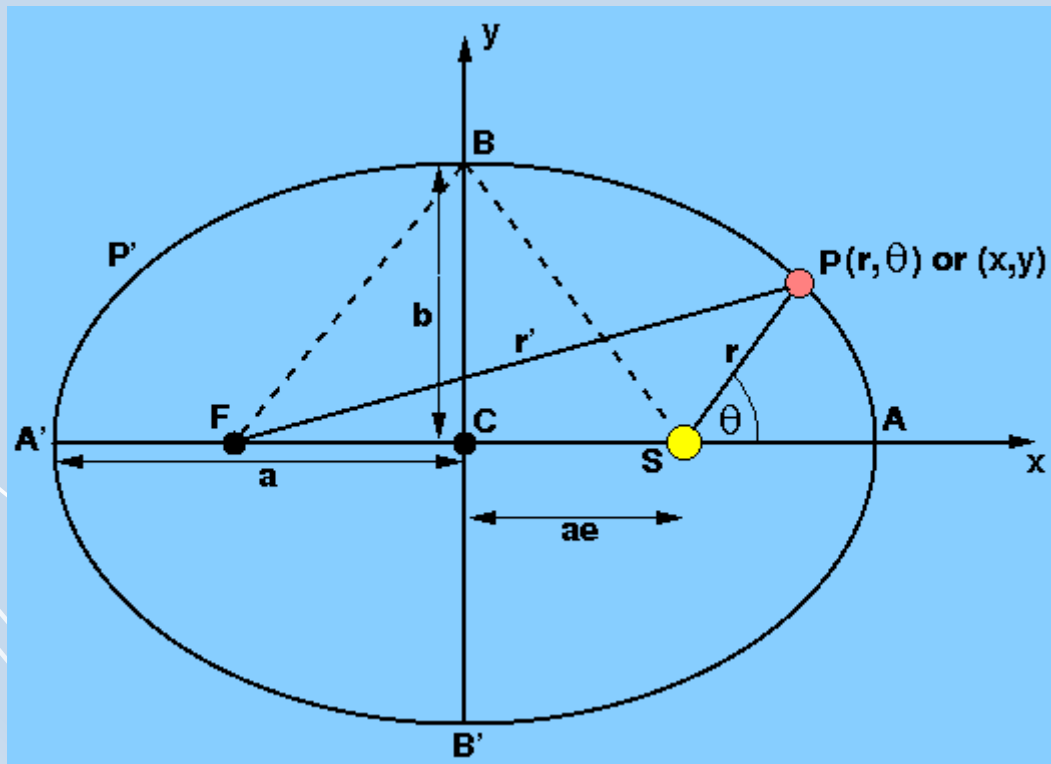


Jan Kepler (1571-1630)

Prawa Keplera

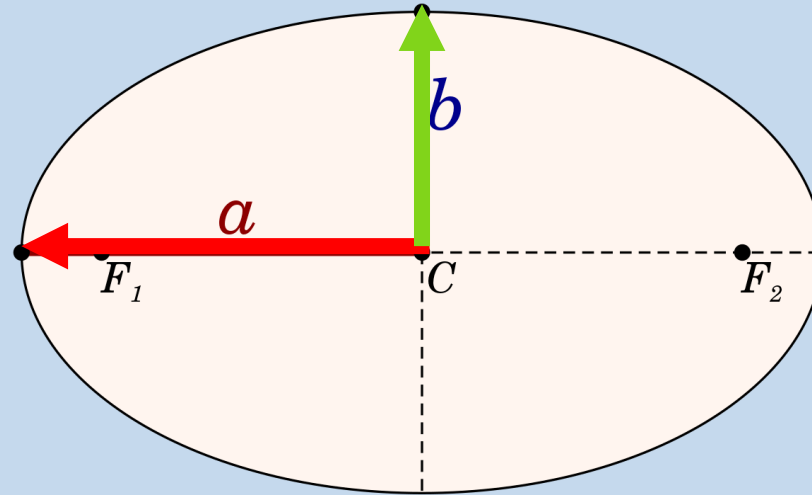
Pierwsze prawo

Każda planeta porusza się po **elipsie**
a Słońce znajduje się w jednym z **ognisk** tej elipsy.

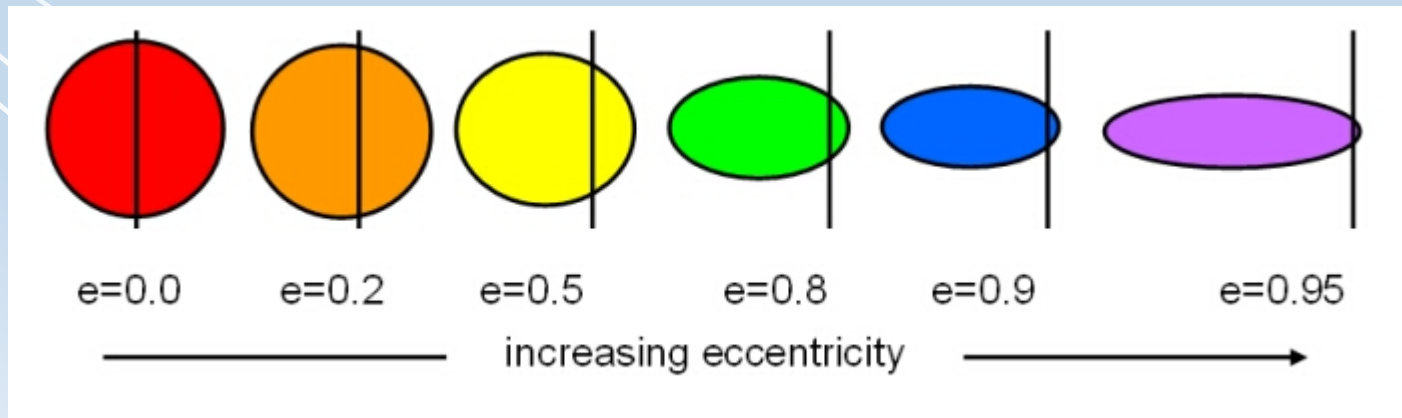


$$r + r' = \text{const}$$

Rozmiar elipsy określa się przez podanie **półosi wielkiej a** .
Ang. semi-major axis.



Kształt elipsy określa się przez podanie **mimośrod e** .
Ang. eccentricity.



Orbita kołowa jest tylko szczególnym przypadkiem elipsy i w praktyce nigdy nie występuje w przyrodzie.

Przykładowe orbity:

$$a_{\text{Merkury}} = 57.9 \text{ mln km}$$

$$e_{\text{Merkury}} = 0.21$$

$$a_{\text{Ziemia}} = 149.5 \text{ mln km}$$

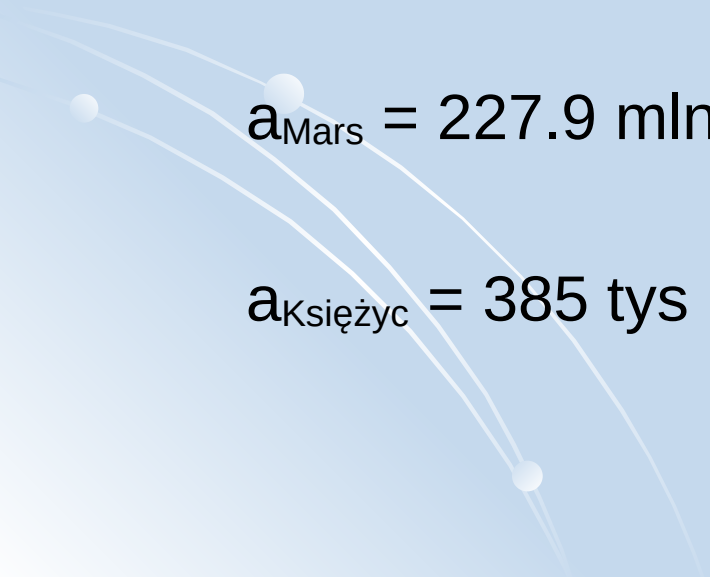
$$e_{\text{Ziemia}} = 0.016$$

$$a_{\text{Mars}} = 227.9 \text{ mln km}$$

$$e_{\text{Mars}} = 0.093$$

$$a_{\text{Księżyc}} = 385 \text{ tys km}$$

$$e_{\text{Księżyc}} = 0.055$$



Punkty skrajne orbity

Perycentrum – minimalna odległość od ciała centralnego

Apocentrum – maksymalna odległość od ciała centralnego

Dla Ziemi mamy: **perygeum i apogeum.**

Dla Słońca mamy: **peryheliim, aphelium.**

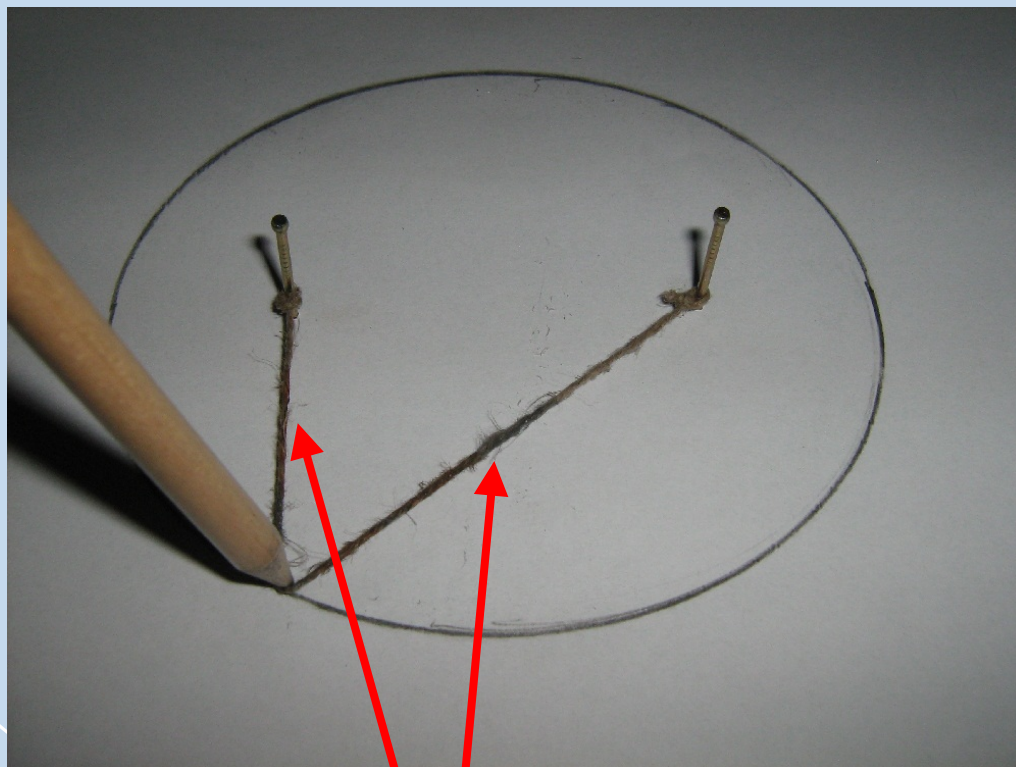
$$\text{perycentrum} = q = a (1 - e)$$

$$\text{apocentrum} = Q = a (1 + e)$$

Przykład:

Mimośród orbity Ziemi wynosi 0.016, a półoś wielka 149.5 mln km.

Łatwo policzyć, że peryheliim wynosi: 147 mln km, a aphelium 152 mln km.



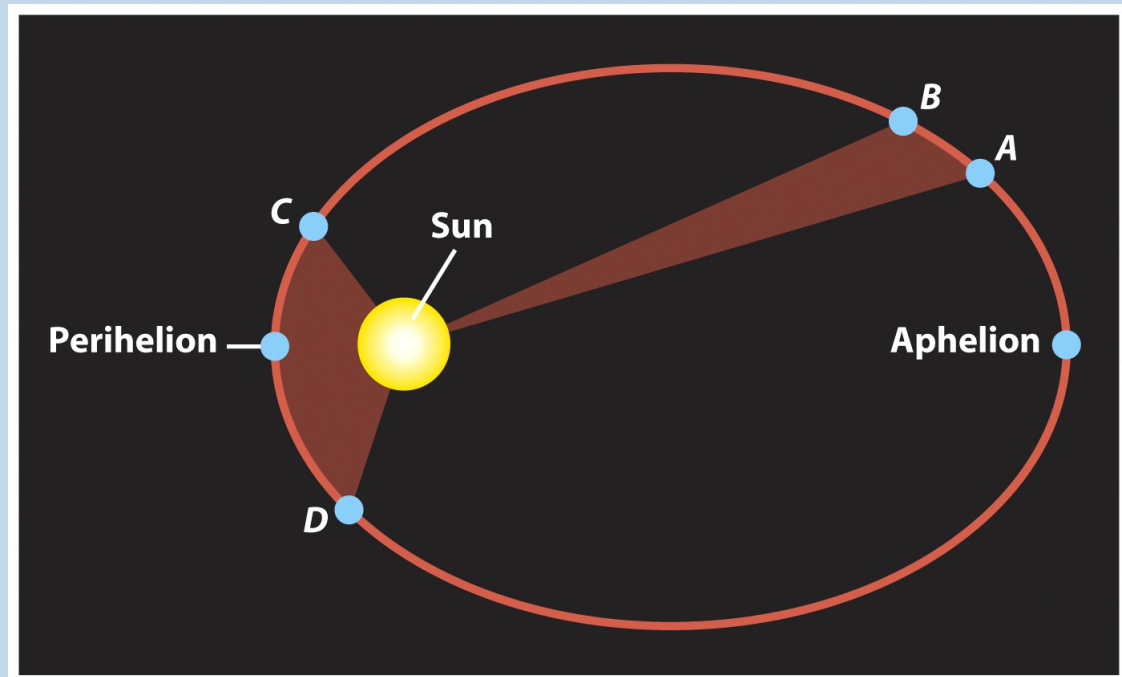
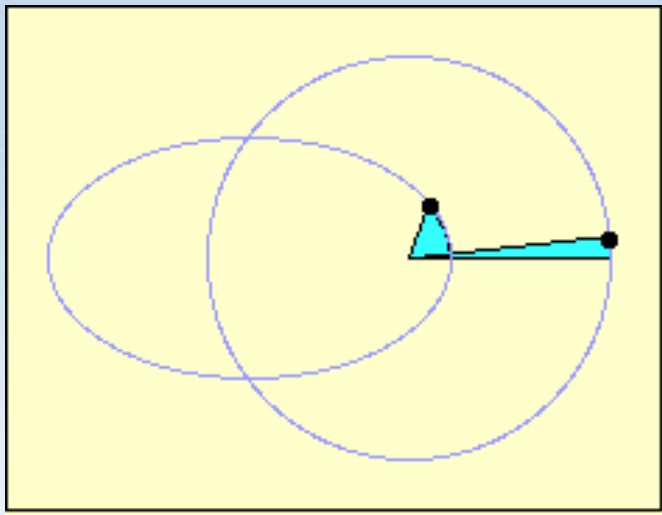
$$r+r' = 2a$$

II prawo Keplera

Prędkość **polowa** planet jest stała.

Wektor wodzący zakreśla równe pola w równych przedziałach czasu.

(Zmienia się wartość i kierunek wektora chwilowej prędkości V ,
najszybciej planety poruszają się w peryhelium a najwolniej w aphelium)



$$v_{orb} r = const$$

$$v_{max} r_{max} = v_{min} r_{min}$$

$$\frac{v_{max}}{v_{min}} = \frac{r_{max}}{r_{min}} = \frac{Q}{q}$$

Przykład:

- Dla Ziemi $q = 147$ mln km, $Q = 152$ mln km.

$$\frac{v_{max}}{v_{min}} = \frac{152}{147} = 1.034 = 103.4 \%$$

III prawo Keplera

Kwadraty czasów obiegów (P_1 i P_2) dwóch dowolnych ciał mają się do siebie tak, jak sześciiany póloli wielkich (czyli rozmiarów) ich orbit (a_1 i a_2)

$$\frac{P_1^2}{P_2^2} = \frac{a_1^3}{a_2^3}$$

P – okres obiegu orbitalnego,
a – półoś wielka orbity,

$$\frac{P_1^2}{P_2^2} = \frac{a_1^3}{a_2^3}$$

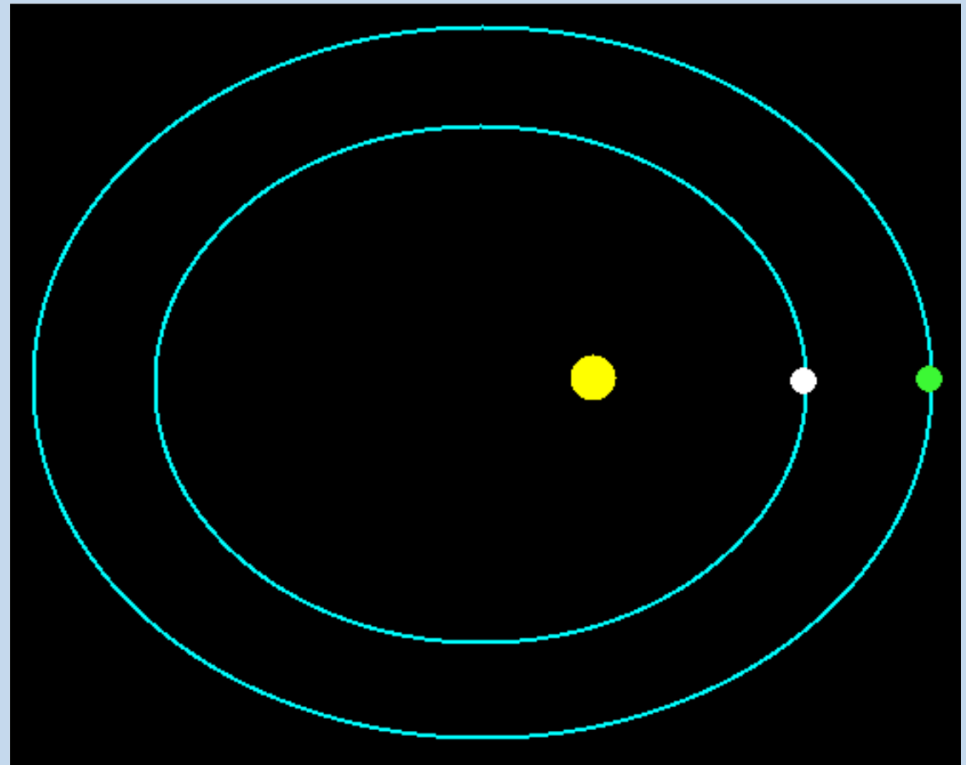
Jeśli

$$a_1/a_2 = 2$$

$$a_1^3/a_2^3 = 2^3 = 8 = (P_1/P_2)^2$$

To

$$P_1/P_2 = 2.8$$



Czyli planeta która obiega Słońce 2x dalej robi to prawie 3x dłużej.

Uogólnione III prawo Keplera

Współcześnie używa się poprawionej wersji III prawa Keplera, która nie wymaga już użycia dwóch planet/obiektów na raz:

wersja oryginalna:

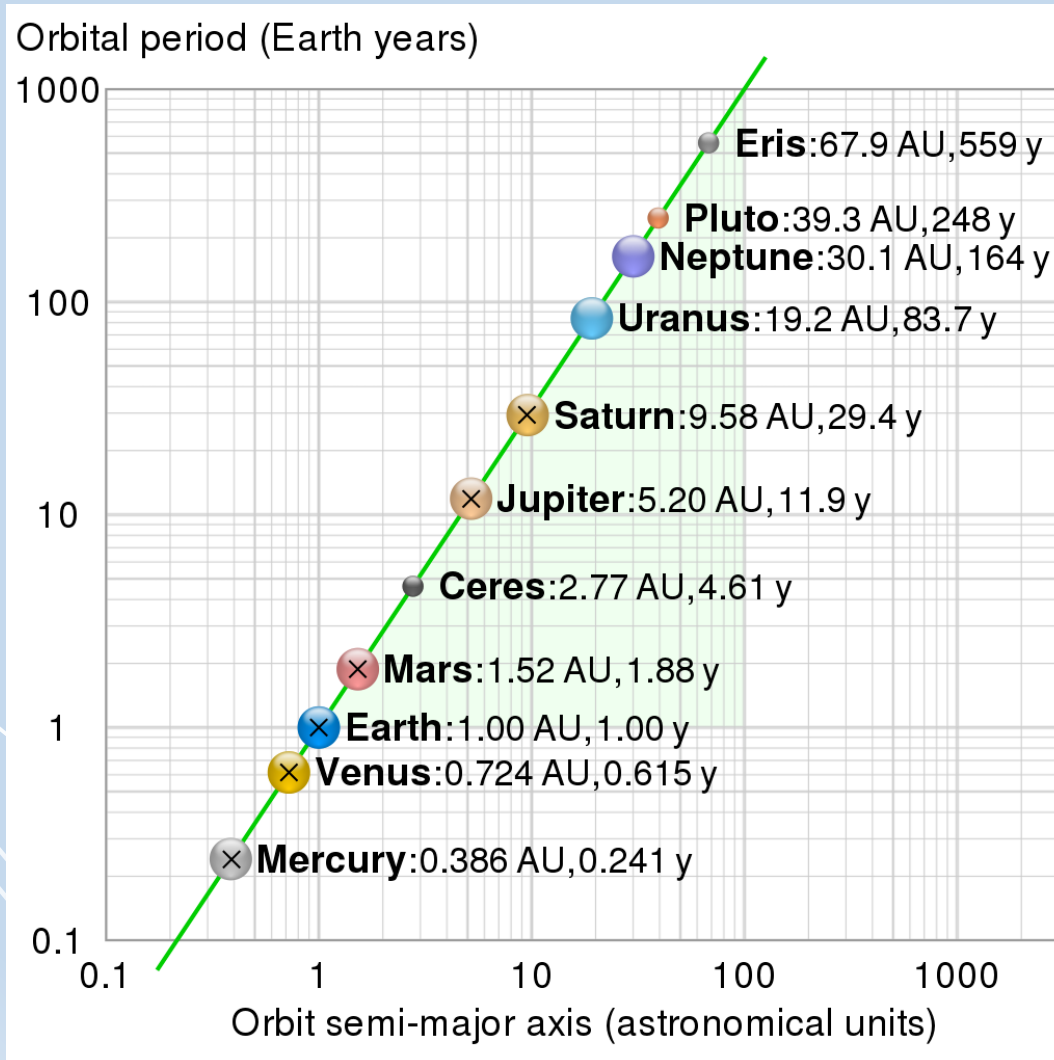
$$\frac{P_1^2}{P_2^2} = \frac{a_1^3}{a_2^3}$$

wersja współczesna:

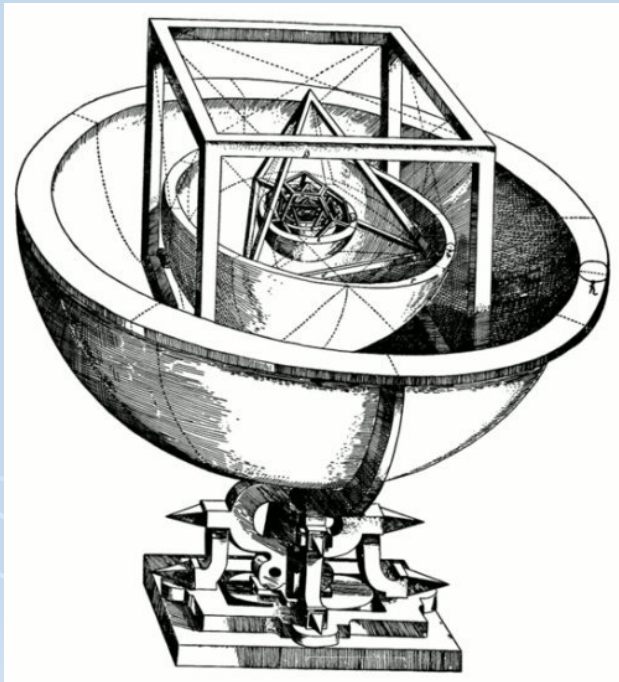
$$P^2 = \frac{4\pi}{GM} a^3$$

Za pomocą tej wersji można policzyć jaki musi być okres obiegu i rozmiar orbity w zależności od masy ciała centralnego M .

Uogólnione III prawo Keplera



Mysterium Cosmographicum
(Kepler 1596)
"Kosmograficzna tajemnica"



Harmonices Mundi
(Kepler 1916)
„Muzyka sfer niebieskich”

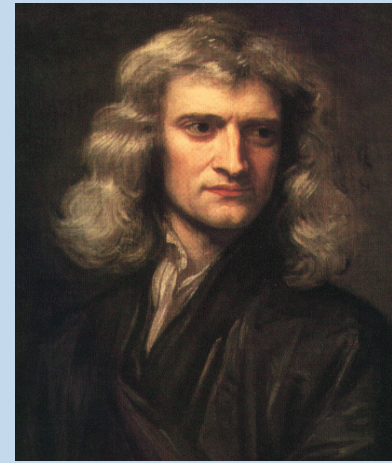


Kepler nie tyle poszukiwał praw natury,
co raczej fascynował pięknem geometrii,
liczb i harmonijn

Mechanika nieba

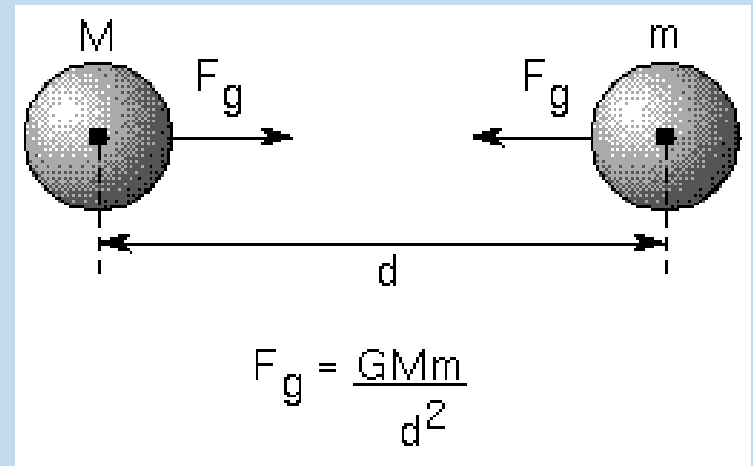
Izaak Newton (1643 -1727)

Prawo powszechnego ciążenia



Klasycznym wyjaśnieniem zjawiska grawitacji jest prawo powszechnego ciążenia. Mówi ono o tym, że na każde ciało materialne działa siła przyciągająca je do innych ciał materialnych.

Dziś wiemy, że to wyjaśnienie nie jest poprawne, ale nadal jest używane jako użyteczne przybliżenie.



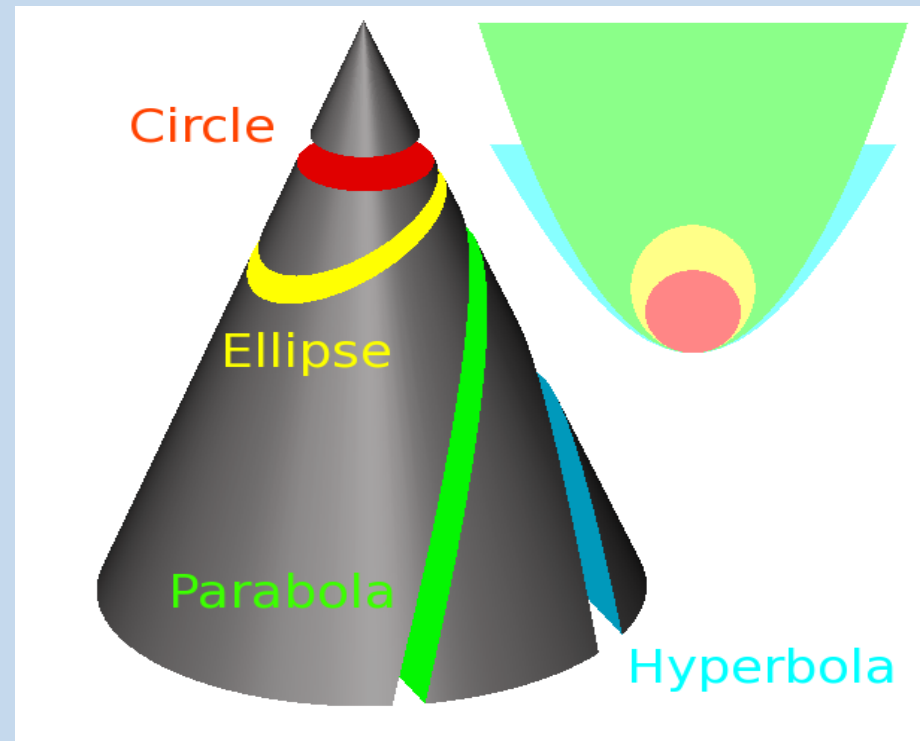
$G = 6.67259 \cdot 10^{-11} [\text{m}^3 \text{kg}^{-1} \text{s}^{-2}]$ stała grawitacji

M, m - masy ciał

d - odległość pomiędzy nimi

Teoria grawitacji Newtona przewiduje, że w sytuacji gdy mamy jedno dominujące ciało o ogromnej masie (Słońce) wówczas pozostałe ciała (planety, planetoidy, komety itp.) mogą się poruszać po orbitach które mają jeden z 4 dopuszczalnych kształtów:

okrąg,
elipsa,
parabola,
albo hiperbola,
czyli krzywe stożkowe.



Uwzględniając wszystkie ciała w kosmosie tor ruchu pod wpływem grawitacji może być dowolnie skomplikowany, a orbity stożkowe są tylko przybliżeniem rzeczywistości – dobrym np. w przypadku krążenia wokół bardzo masywnego ciała centralnego.

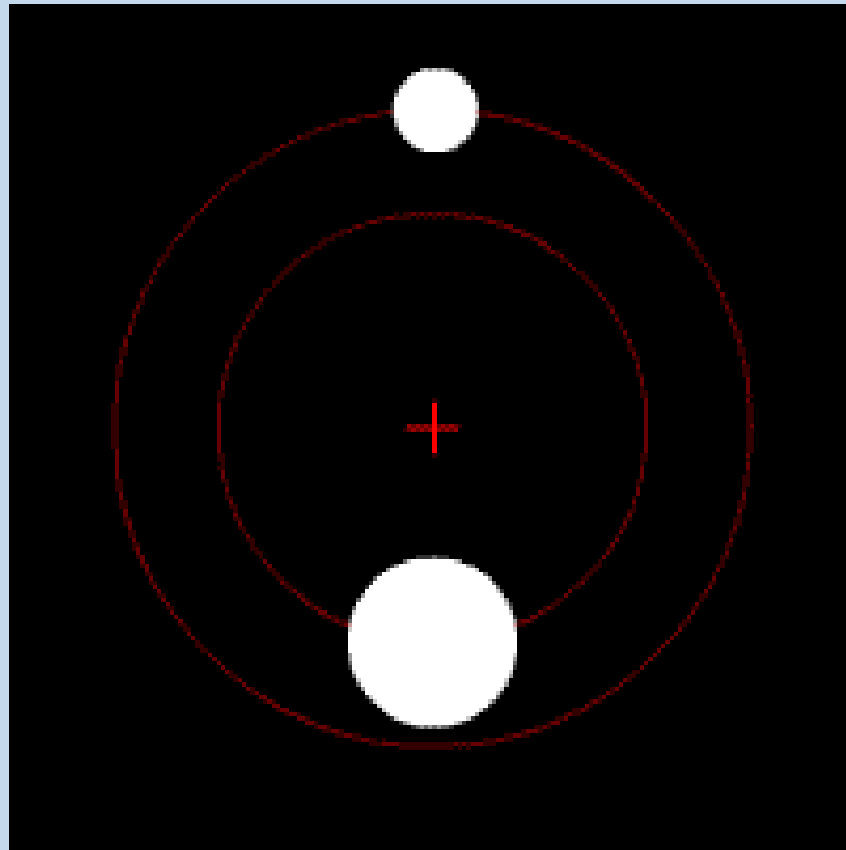
Dwa ciała

Jeśli rozważamy dwa punktowe lub kuliste ciała materialne, które wzajemnie się przyciągają, to ich ruch w teorii Newtona jest zawsze **dokładnie** po jednej z krzywych stożkowych.

Ciało o większej masie porusza się wolniej, ale po orbicie o takim samym kształcie jak ciało o mniejsze

Gdy masa jednego ciała jest dominująca wówczas można przyjąć w przybliżeniu, że s

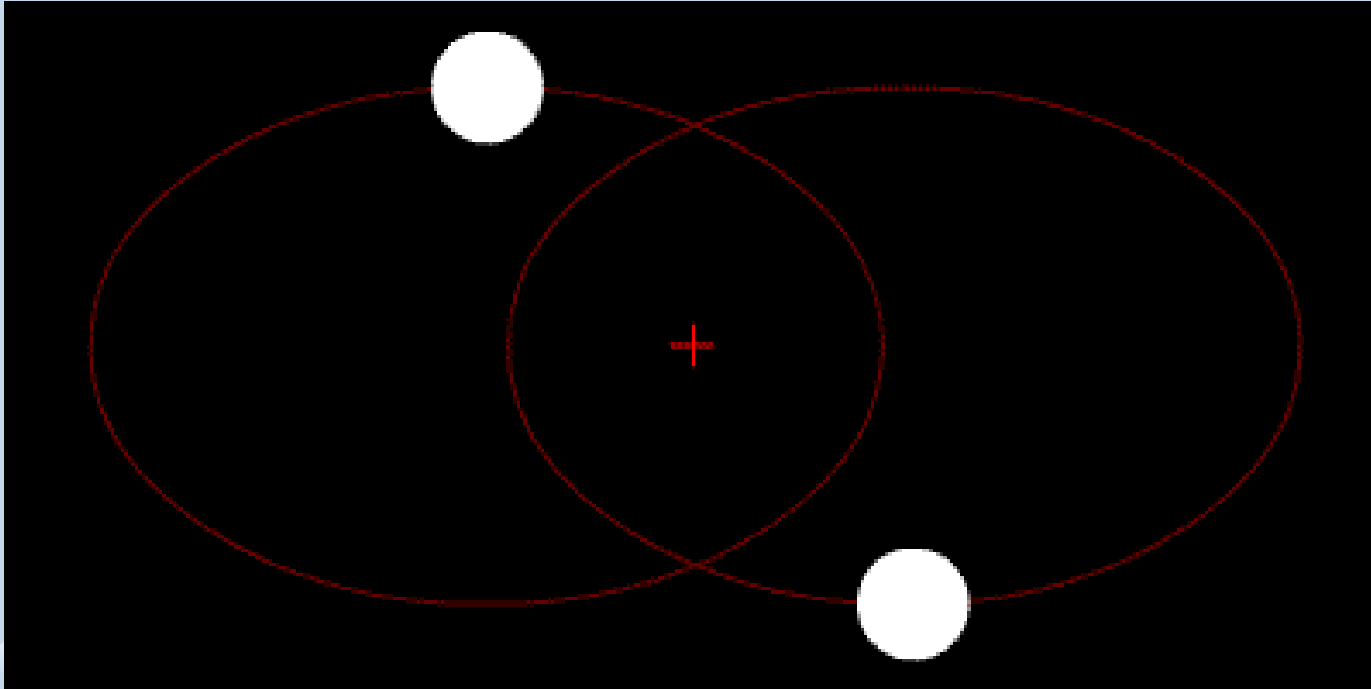
Dwa ciała



Ruch dwóch ciał o zbliżonych, ale nie takich samych masach na orbitach kołowych.

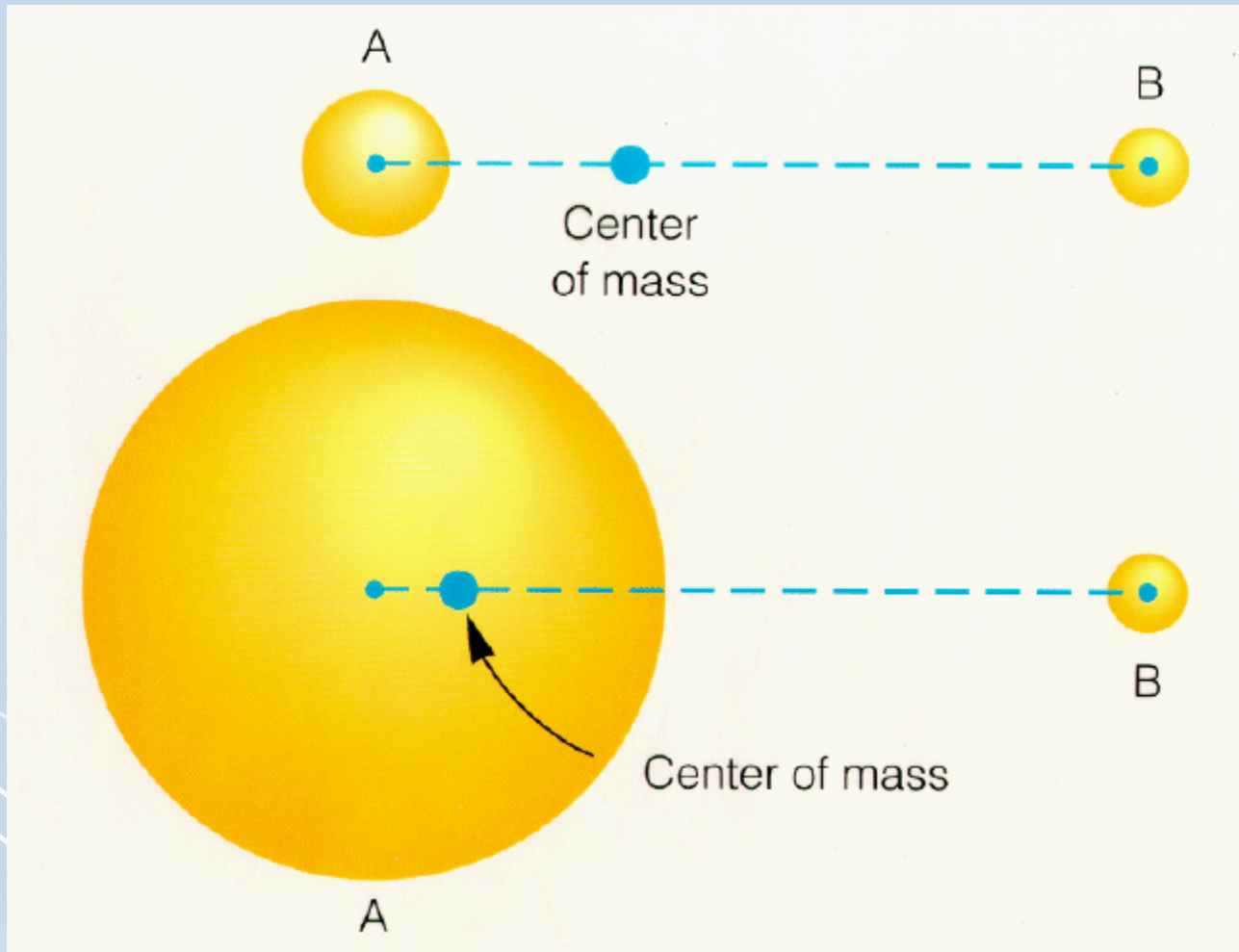
Obydwa ciała obiegają **wspólny środek masy**.

Dwa ciała



Ruch dwóch ciał o takich samych masach
na orbitach eliptycznych.
Obydwa ciała obiegają **wspólny środek masy.**

Dwa ciała

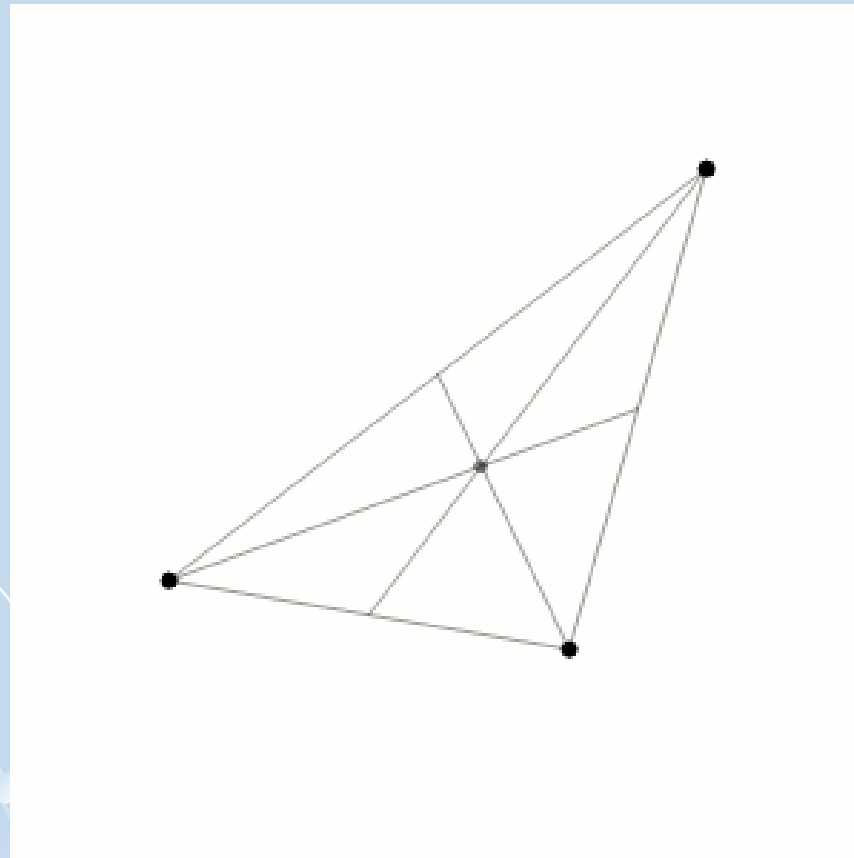


Środek masy gdy ciało A jest trochę masywniejsze od ciała B (u góry) oraz gdy ciało A jest znacznie masywniejsze od ciała B (na dole).

Trzy ciała

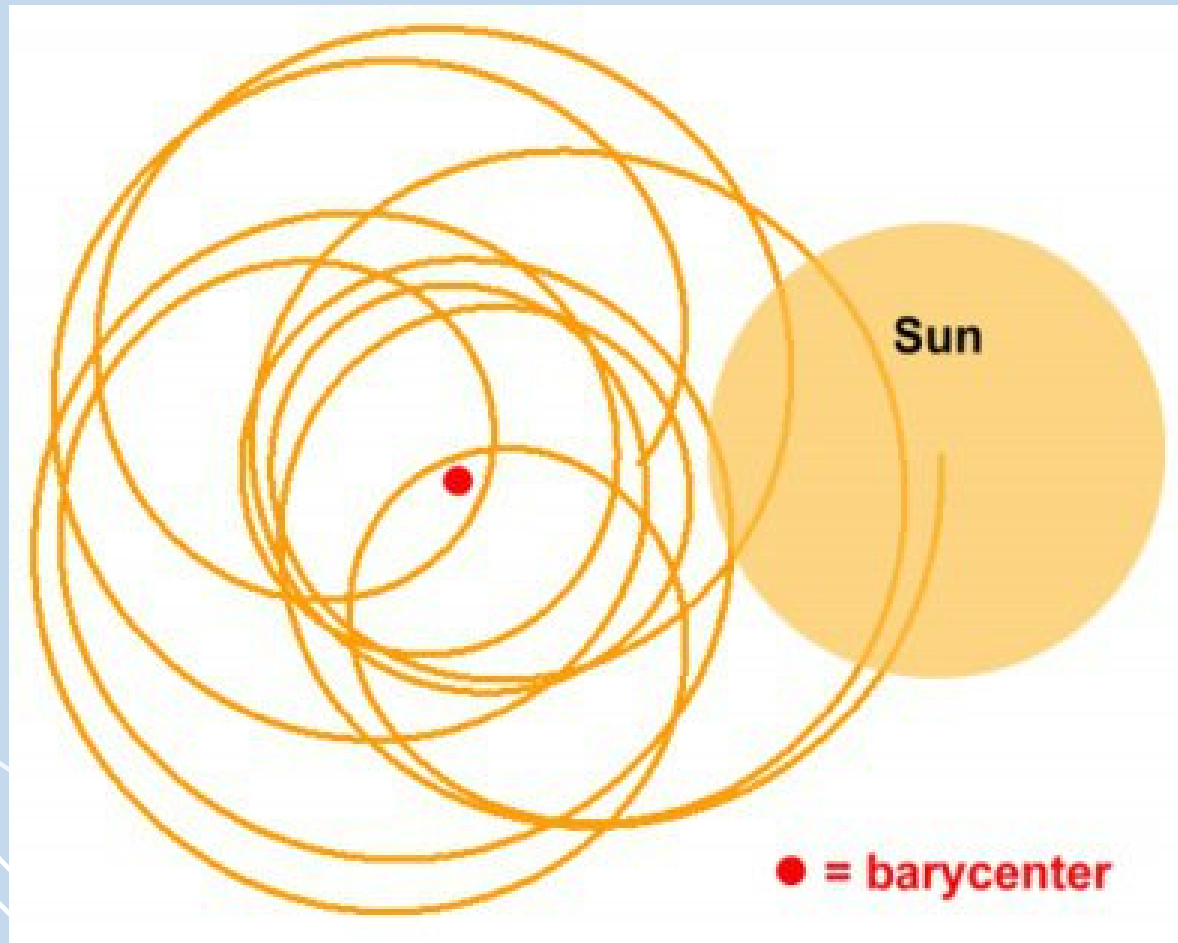
Teoria Newtona nie daje „pełnej” odpowiedzi na pytanie po jakich torach mogą się poruszać trzy ciała pod wpływem wzajemnej grawitacji.

Tory ruchu mogą być niezwykle różnorodne, skomplikowane.



Jest to przykład ruchu chaotycznego.

Więcej ciał

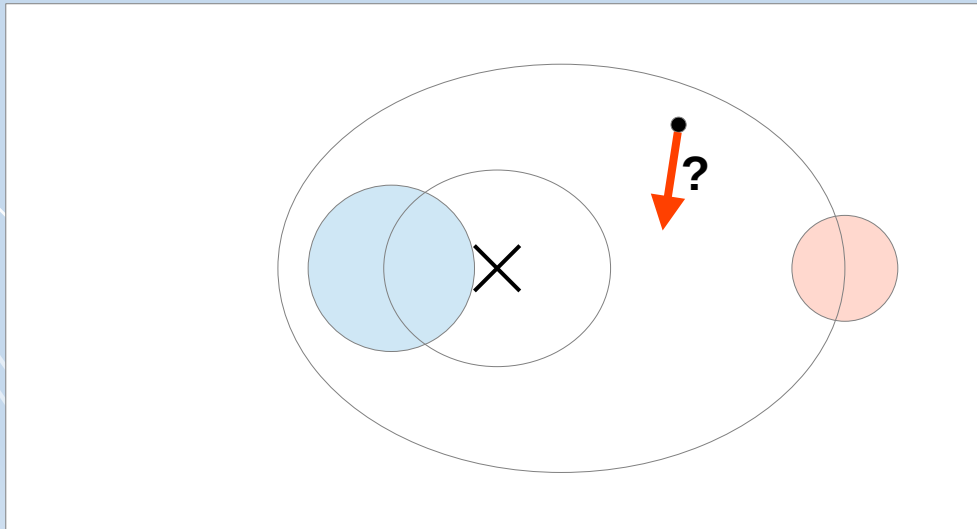


Ruch Słońca wokół środka masy Układu Słonecznego, inaczej **barycentrum** Układu Słonecznego na przestrzeni ok 100 lat.

Dwa masywne ciała + trzecie

Problem ruchu trzech ciał można rozwiązać w pewnych uproszczonych przypadkach. Najczęściej zakłada się:

1. Dwa ciała mają dużą masę, a trzecie tak małą, że nie zaburza ruchu dwóch głównych ciał.
2. Dwa ciała krążą wokół siebie po orbicie kołowej,



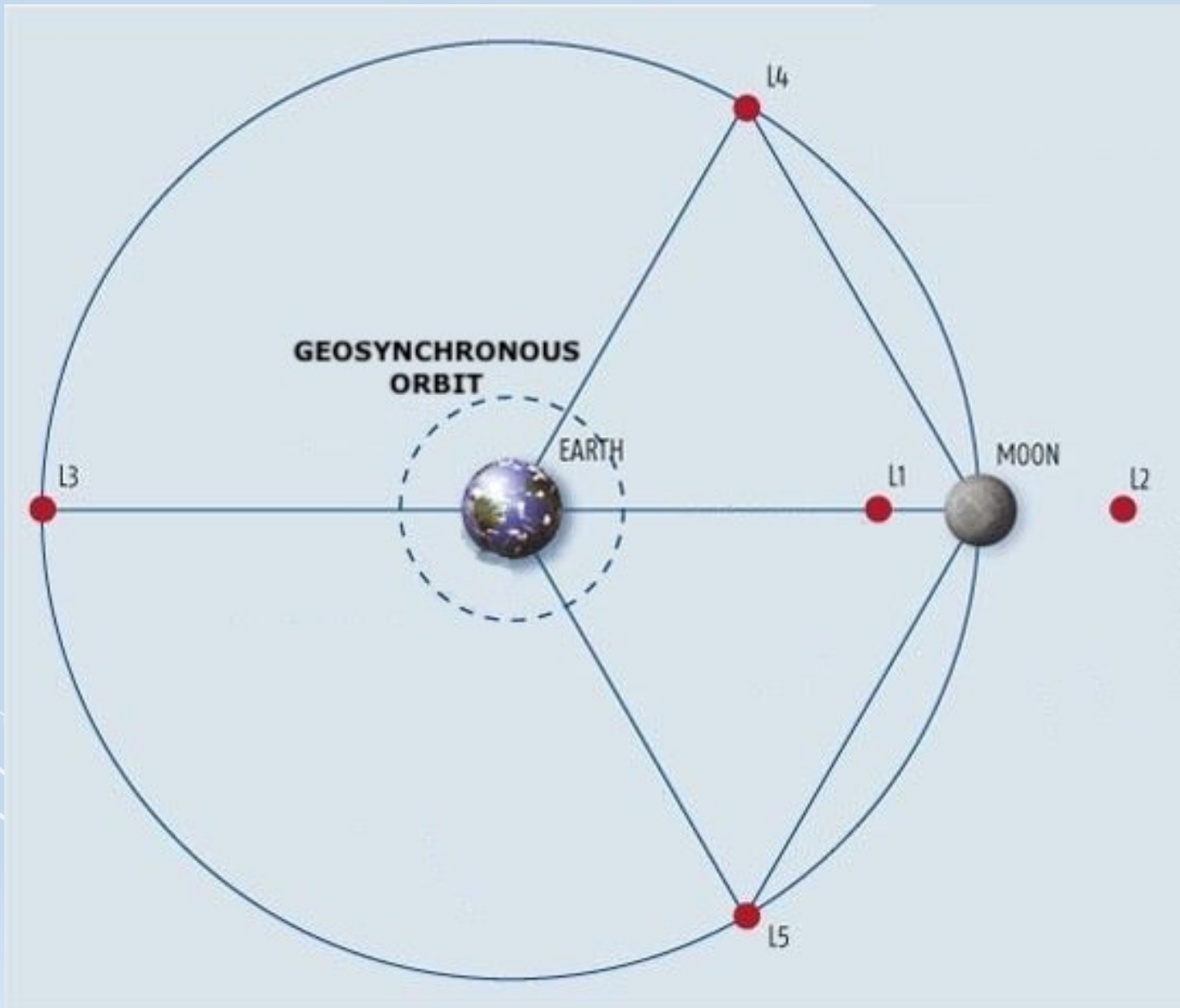
Dwa masywne ciała + trzecie

Punkty równowagi w układzie dwóch masywnych ciał:

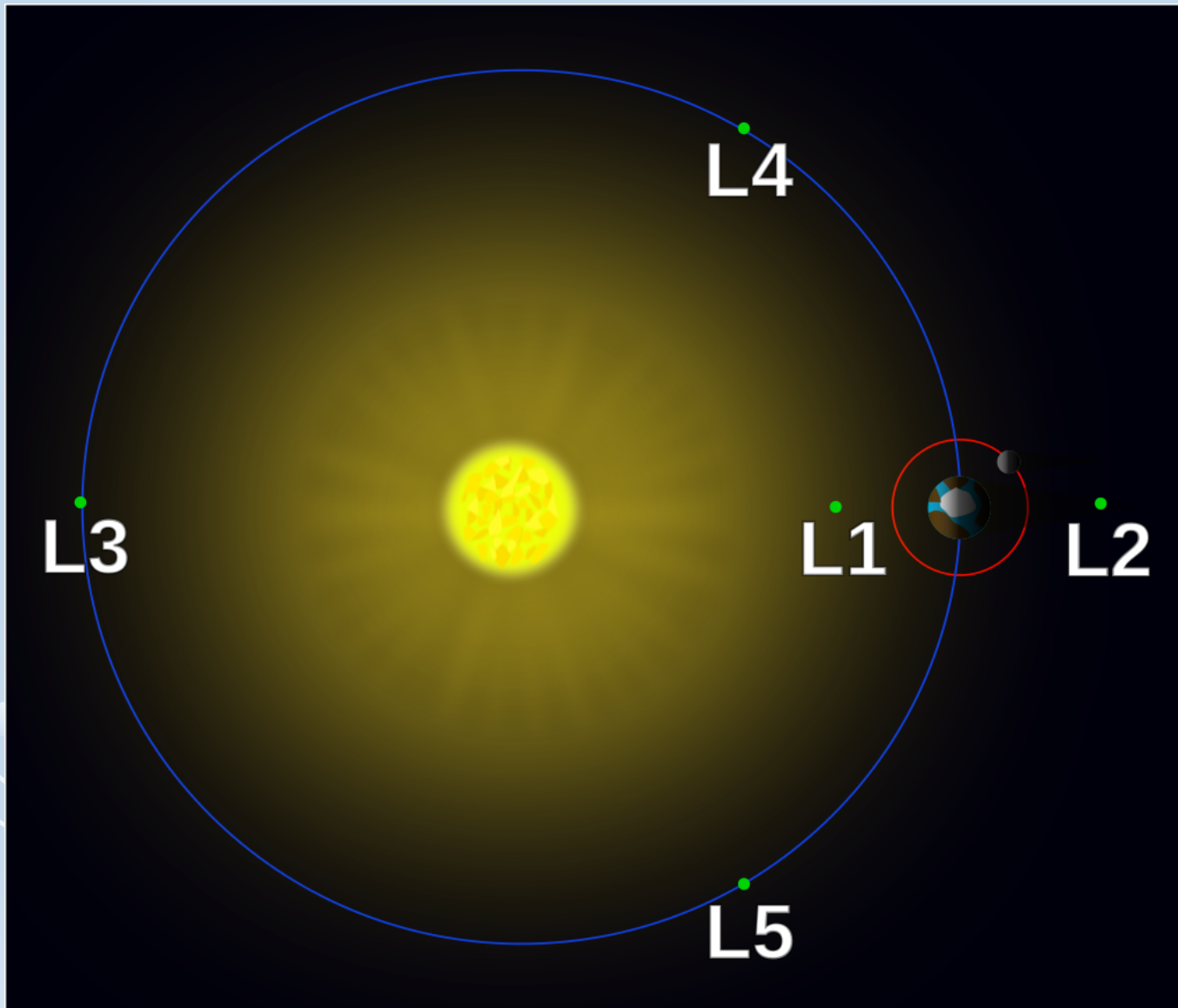
Punkty w których siły grawitacji od dwóch głównych ciał oraz siła odśrodkowa działająca w tym punkcie się równoważą.

Mało masywne (trzecie) ciało umieszczone w takim punkcie nie będzie się poruszało względem dwóch głównych ciał.

Są to **Punkty Lagrange'a**.
jest 5 takich punktów

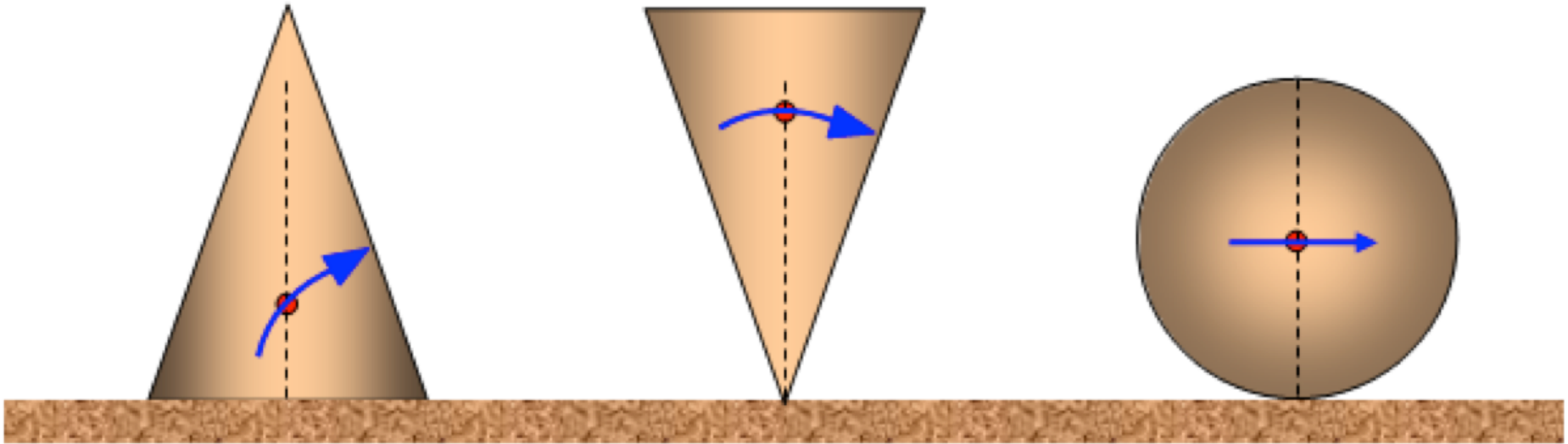


Punkty Lagrange'a układu Ziemia-Księżyc (nie w skali).



Punkty Lagrange'a układu Słońce-Ziemia (nie w skali).

Stabilność równowagi w punktach Lagrange'a



Ilustracja równowagi stabilnej, niestabilnej i neutralnej.

L_1 , L_2 i L_3 są niestabilne
 L_4 i L_5 są zwykle stabilne.

Pierwsza prędkość kosmiczna

Prędkość jaką należy osiągnąć aby ciało o masie m nigdy nie spadło na powierzchnię ciała macierzystego o masie M i promieniu R .

Zakładamy tu, że ruch jest kołowy po orbicie o promieniu R .

Jest to minimalna prędkość niezbędna, by wejść na niską orbitę.

$$F_{\text{dośrodkowa}} = F_{\text{grawitacji}}$$

$$\frac{m V_I^2}{R} = \frac{G m M}{R^2}$$

- dla Ziemi $V_I = 7,91 \text{ km/s}$
- dla Księżyca $V_I = 1,68 \text{ km/s}$
- dla Słońca $V_I = 436,74 \text{ km/s}$
- dla Marsa $V_I = 5,03 \text{ km/s}$

$$V_I = \sqrt{\frac{G M}{R}}$$

Prędkość na orbitach wokółziemskich

$$V_I = \sqrt{\frac{GM}{R}}$$

dla $R = R_{Ziemi}$

$V_I = 7,91 \text{ km/s}$

dla $R = R_{Ziemi} + 100\text{km}$

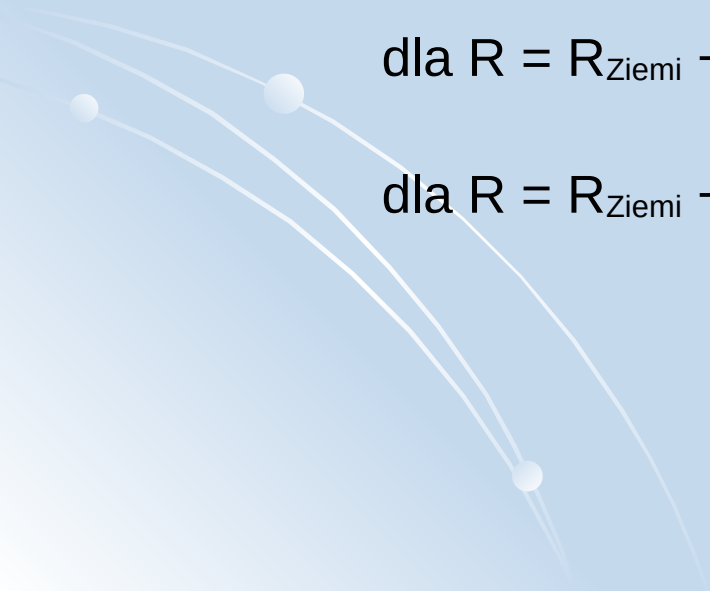
$V_I = 7,85 \text{ km/s}$

dla $R = R_{Ziemi} + 400\text{km}$

$V_I = 7,67 \text{ km/s}$

dla $R = R_{Ziemi} + 35786\text{km}$

$V_I = 3,07 \text{ km/s}$

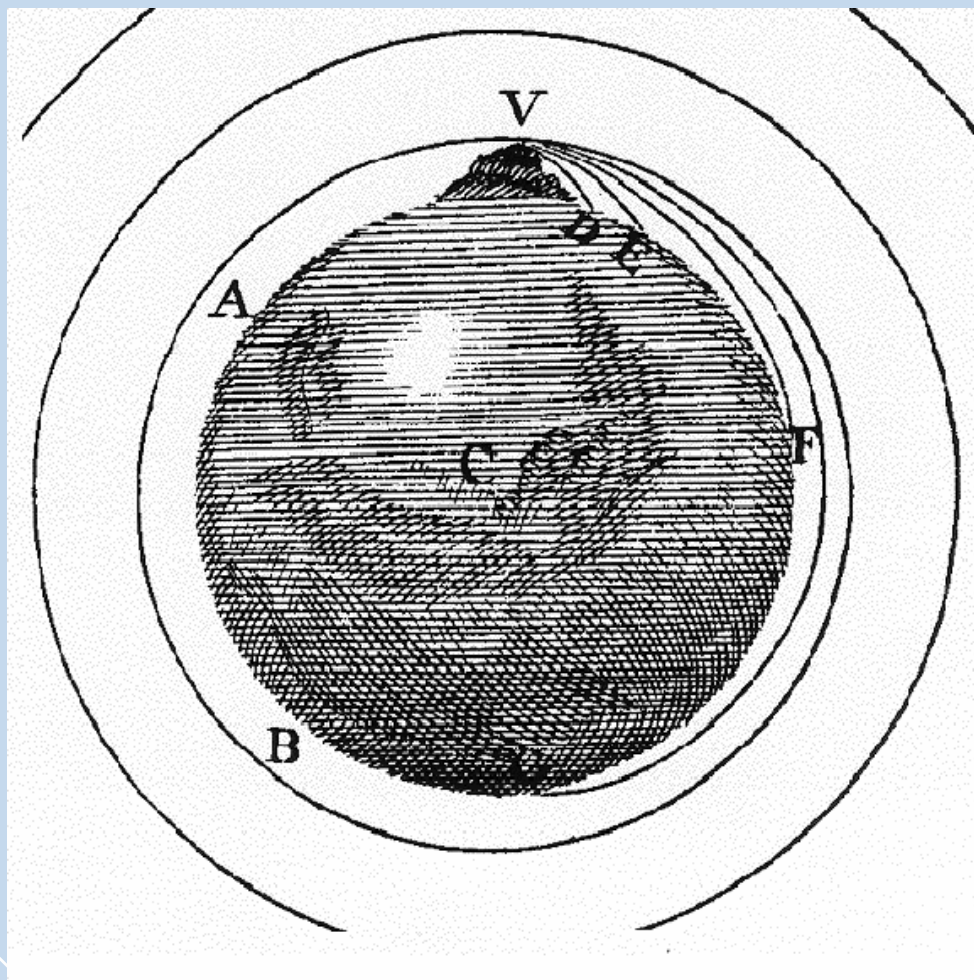


Druga prędkość kosmiczna

Minimalna prędkość, jaką należy nadać ciału m , aby na stałe opuściło pole grawitacyjne ciała macierzystego M , czyli aby mogło się oddalić od niego na dowolnie dużą odległość. Orbita takiego ciała (o ile nie ma innych ciał zaburzających) ma kształt paraboli.

$$V_{II} = \sqrt{\frac{2 G m_{ciała}}{R}}$$

- dla Ziemi $V_{II} = 11.2 \text{ km/s}$
- dla Księżyca $V_{II} = 2,4 \text{ km/s}$
- dla Słońca $V_{II} = 617.5 \text{ km/s}$



Ruch po różnych orbitach w zależności od prędkości początkowej.

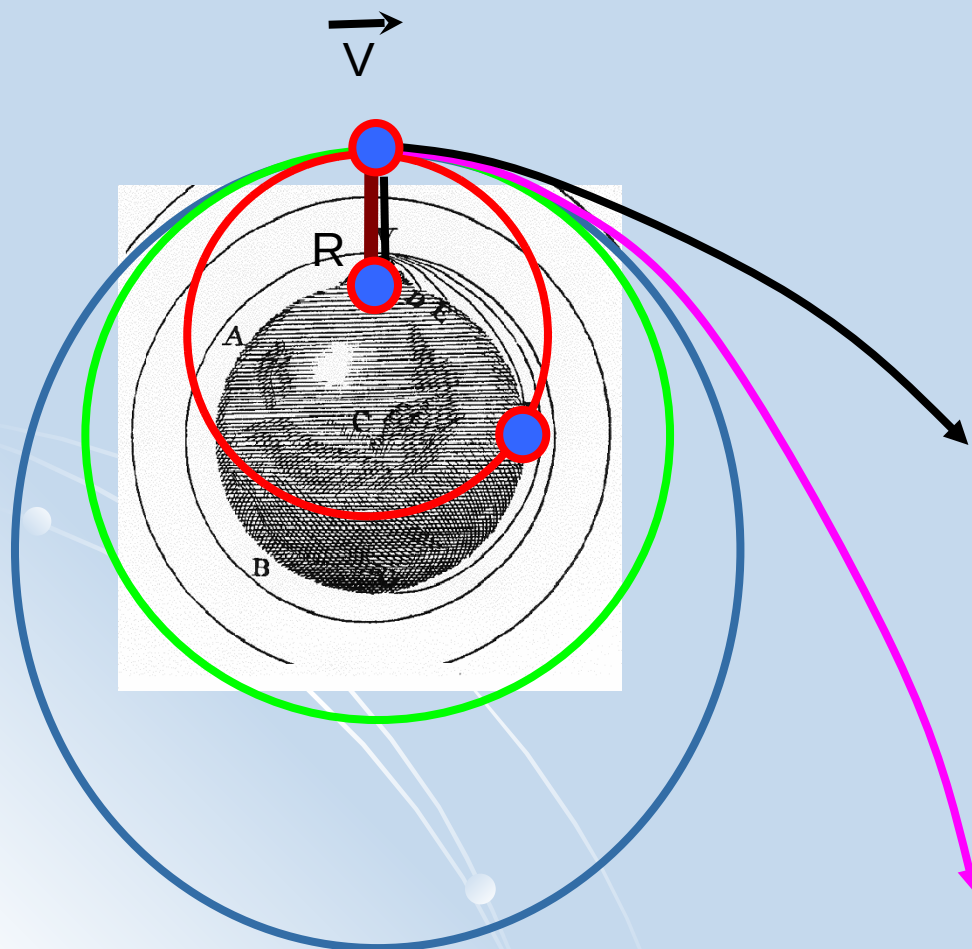
Philosophiae naturalis principia mathematica

(Zasady matematyczne filozofii naturalnej)

Newton 1687

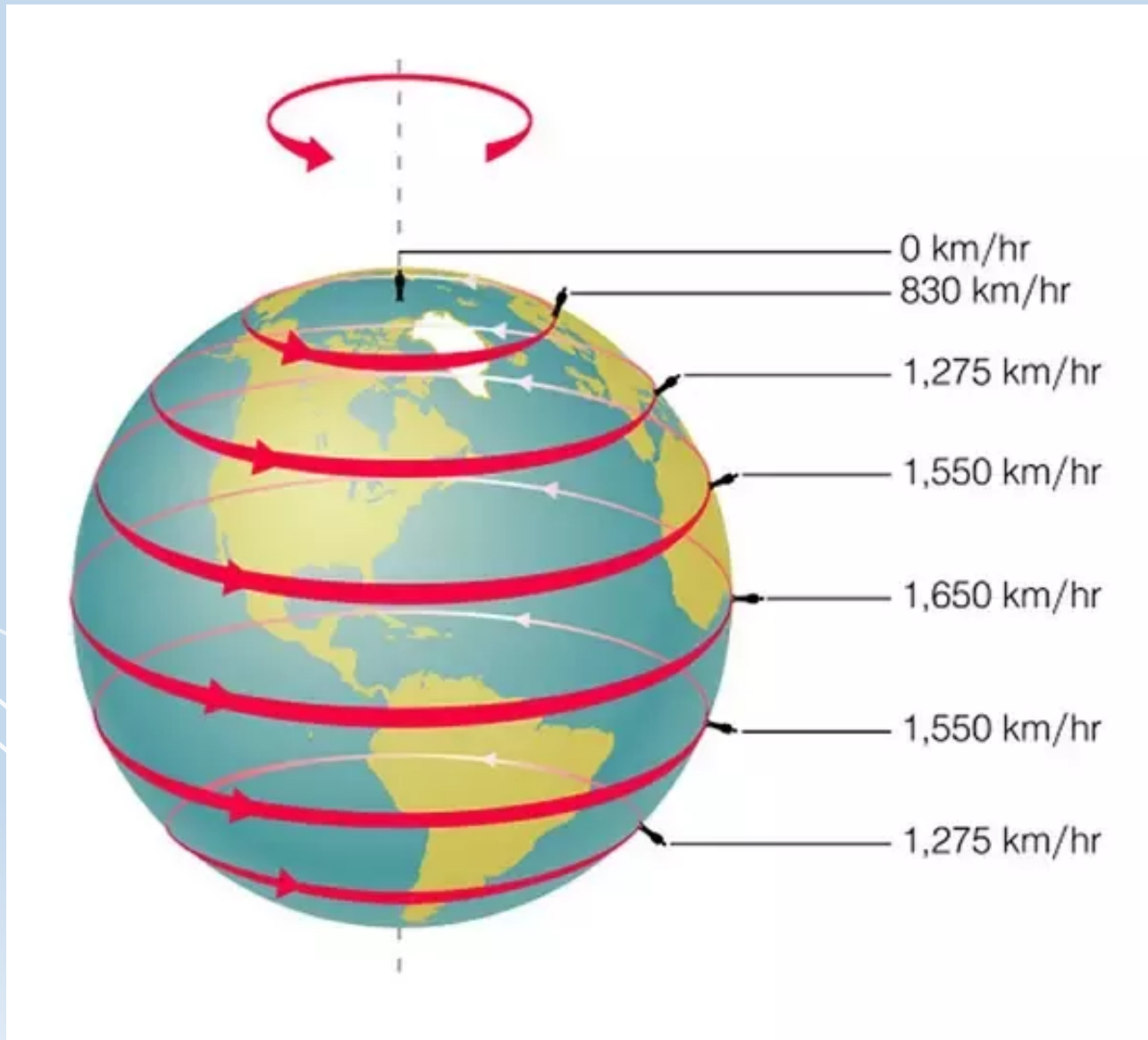
$V_I = (GM/R)^{1/2}$ I prędkość kosmiczna
 $V_{II} = (2GM/R)^{1/2}$ II prędkość kosmiczna
 masa Ziemi M

Nadajemy ciału prędkość V równoległą do powierzchni Ziemi

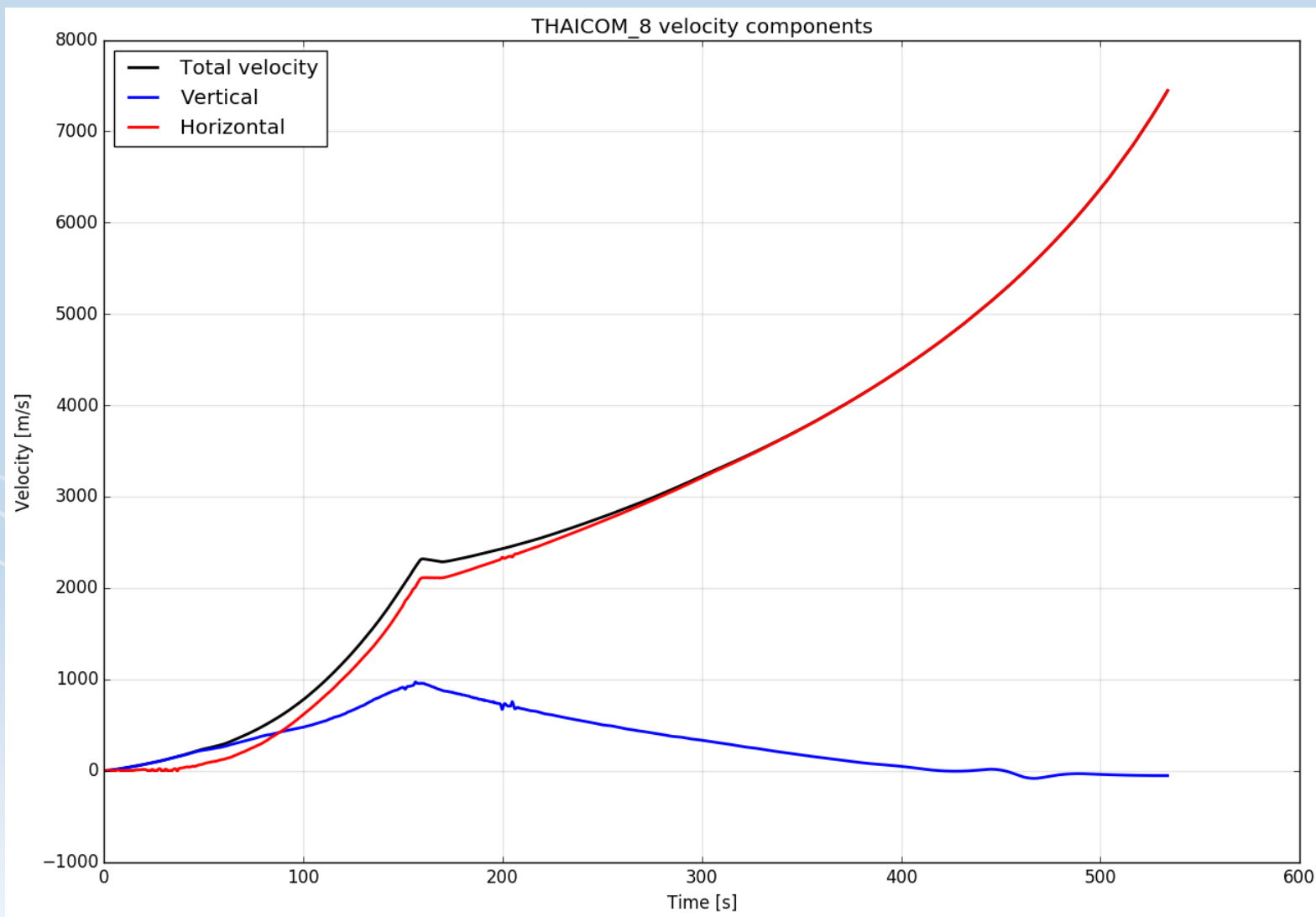


- $V = 0$ pionowy spadek
- $0 < V < V_I$ rzut ukośny
- $V = V_I$ orbita kołowa
- $V_I < V < V_{II}$ orbita eliptyczna
- $V = V_{II}$ parabola
- $V_{II} < V$ hiperbola

Prędkość ucieczki z powierzchni danego ciała zmienia się, jeśli to ciało rotuje wokół własnej osi.



W praktyce sprawa się jeszcze bardziej komplikuje, gdyż zwykle nie chcemy opuścić Ziemi w przypadkowym kierunku oraz start rakiety utrudnia opór atmosfery Ziemi.



Trzecia prędkość kosmiczna jest to minimalna prędkość potrzebna do trwałego opuszczenia Układu Słonecznego.

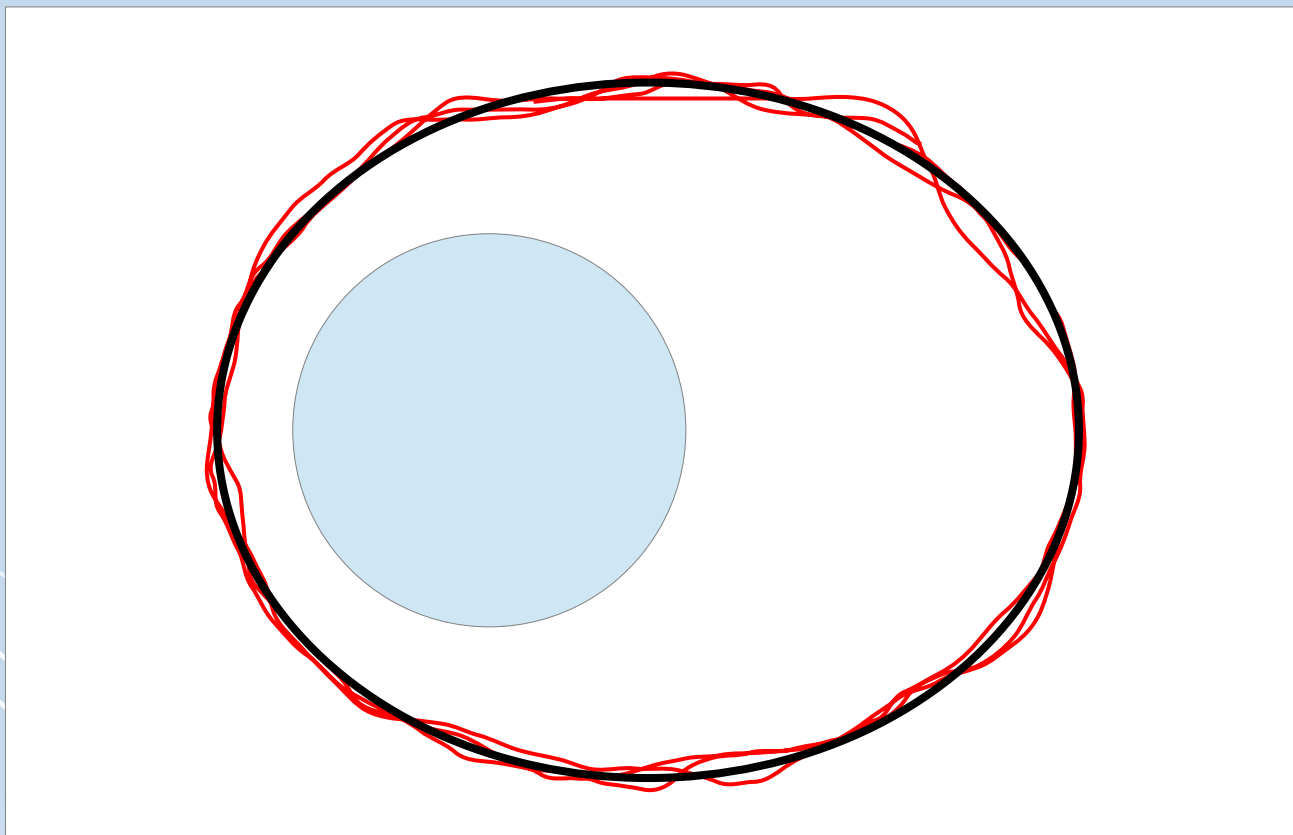
Dla ciała startującego z powierzchni Ziemi: $V_{III} = 16,7 \text{ km/s}$

Dla ciała startującego z powierzchni Marsa: $V_{III} = 11,2 \text{ km/s}$

Dla ciała startującego z powierzchni Jowisza: $V_{III} = 60,4 \text{ km/s}$

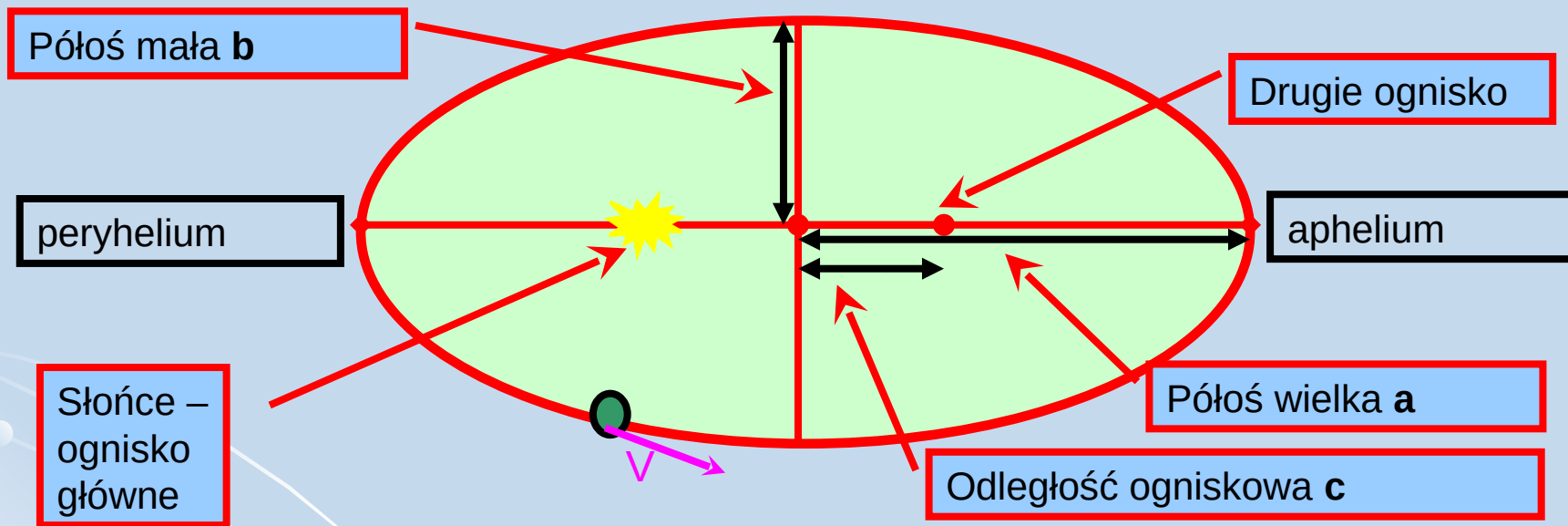
Prędkość ta zakłada, że ruch odbywa się po najkorzystniejszej trajektorii.
W każdym innym przypadku będzie zbyt mała by opuścić Układ Słoneczny.

W wielu sytuacjach prawdziwy tor ruchu ciała niebieskiego można przybliżyć orbitą zgodną z modelem Keplera, a więc okręgiem, elipsą, parabolą lub hiperbolą.



Dotyczy to zwykle sytuacji krążenia wokół jakiegoś obiektu, a nie podróży pomiędzy obiektami.

Elementy orbity keplerowskiej

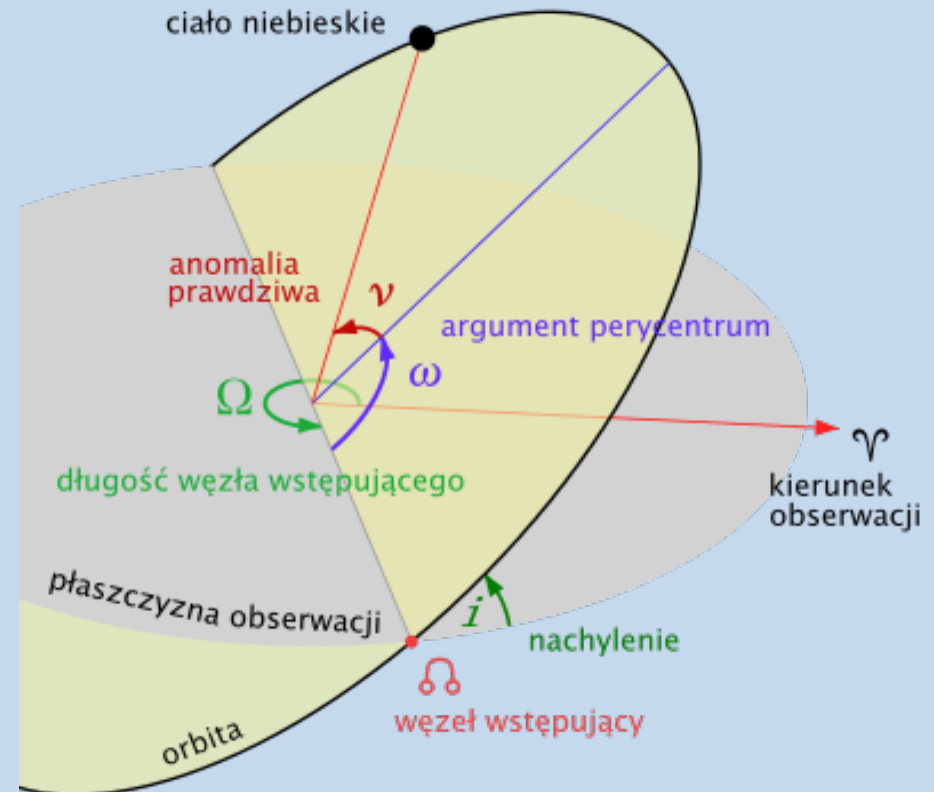


E.o.k. to zestaw parametrów opisujących orbitę, najczęściej eliptyczną.
5 parametrów opisuje kształt i orientację całej elipsy w przestrzeni.
1 parametr opisuje położenie ciała na tej elipsie w danym momencie czasu.

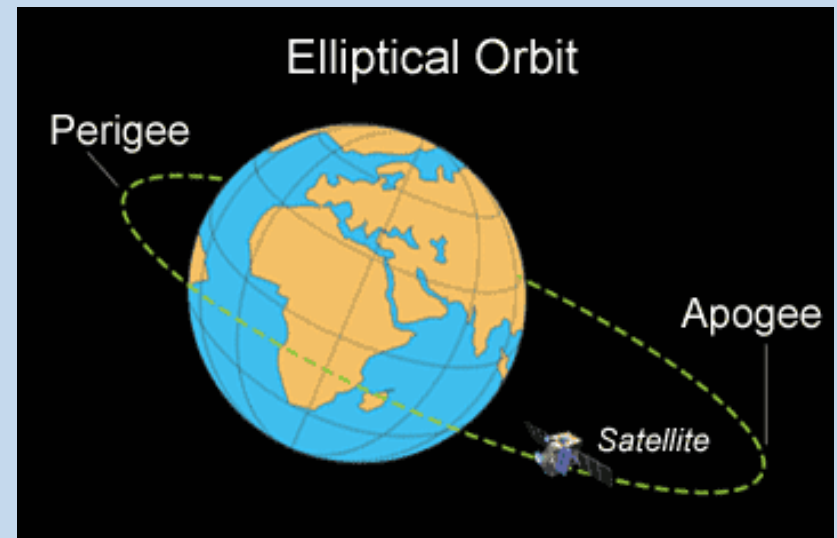
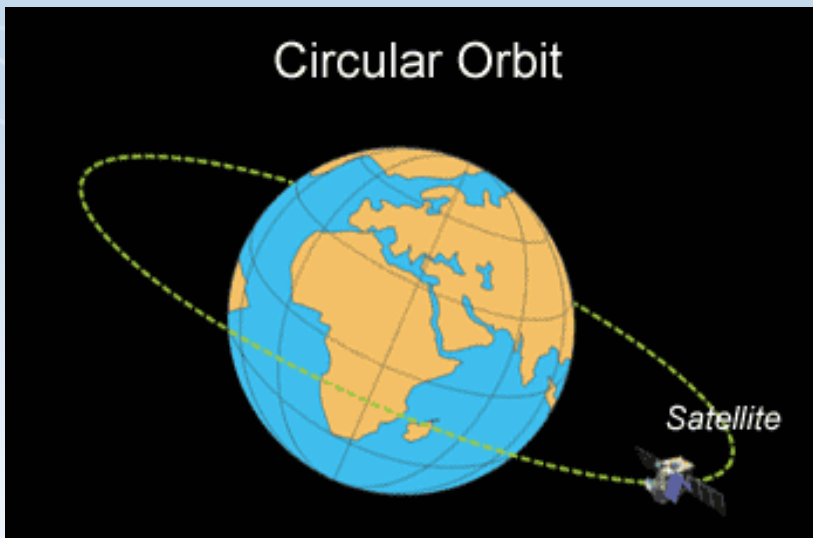
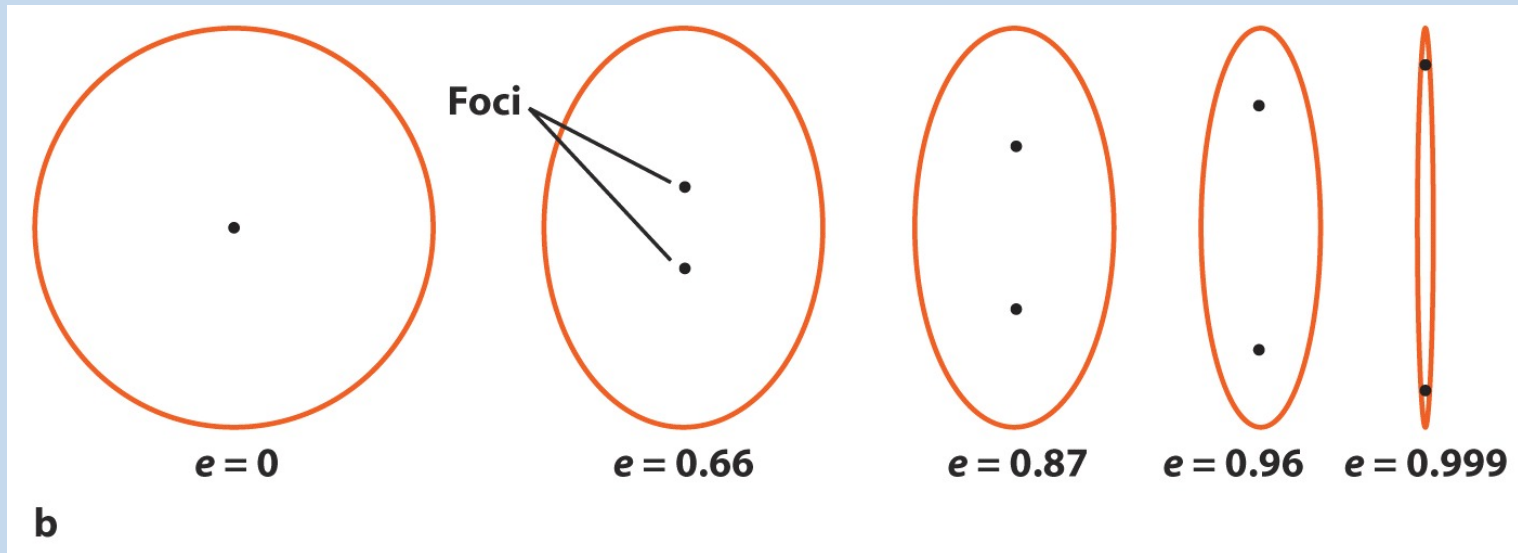
Elementy orbity

6 parametrów opisujących orbitę:

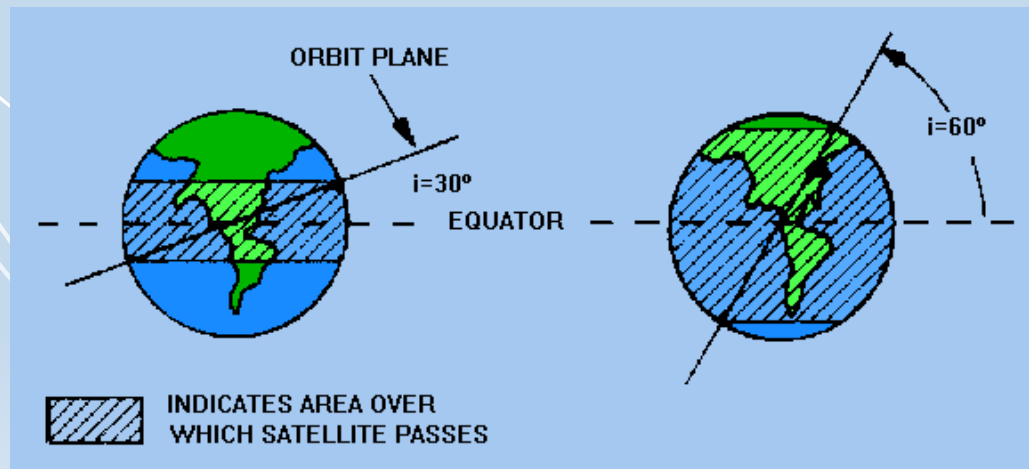
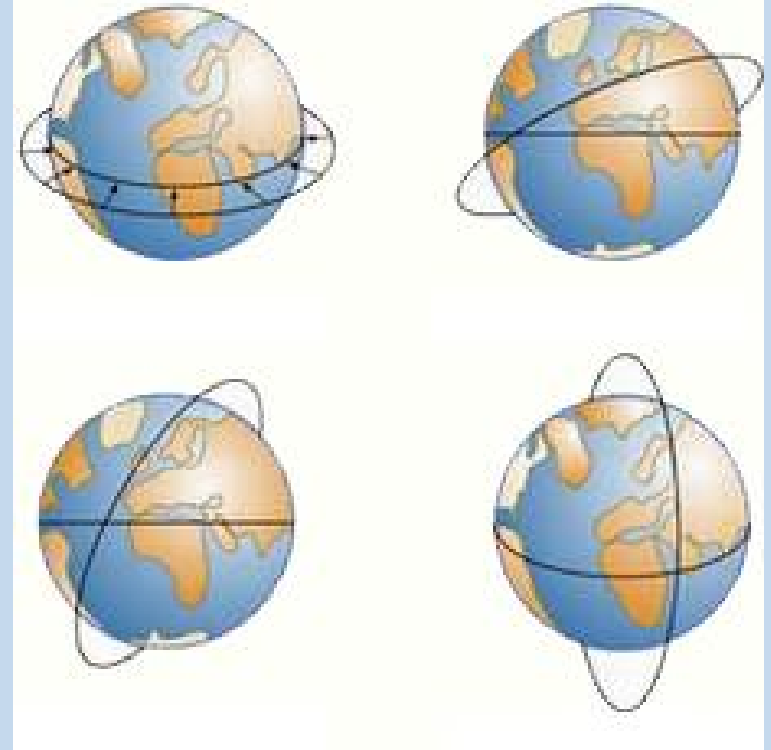
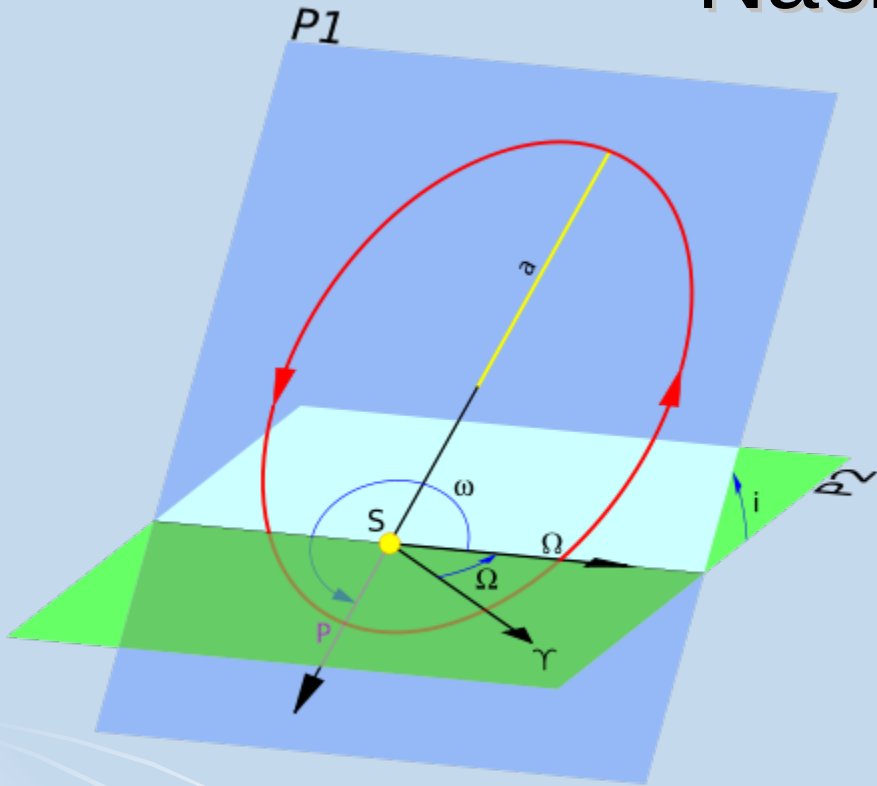
- pólność wielka: a
- mimośród: e
- nachylenie: i
- długość węzła wstępującego: Ω
- argument perycentrum: ω
- moment przejścia przez perycentrum: t_p



Mimośród $e = c/a$



Nachylenie

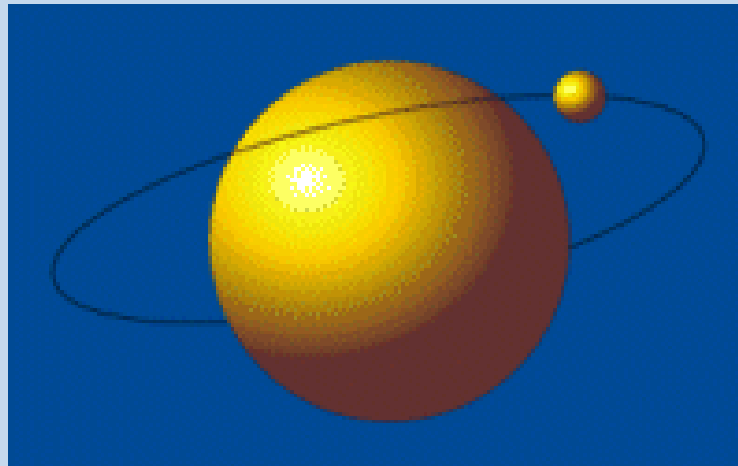


Elementy orbitalne

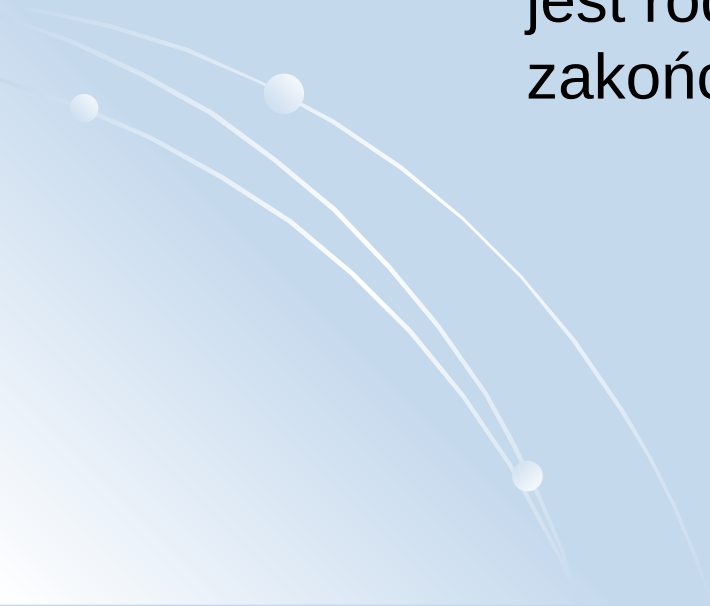
animacja



Sztuczne satelity Ziemi

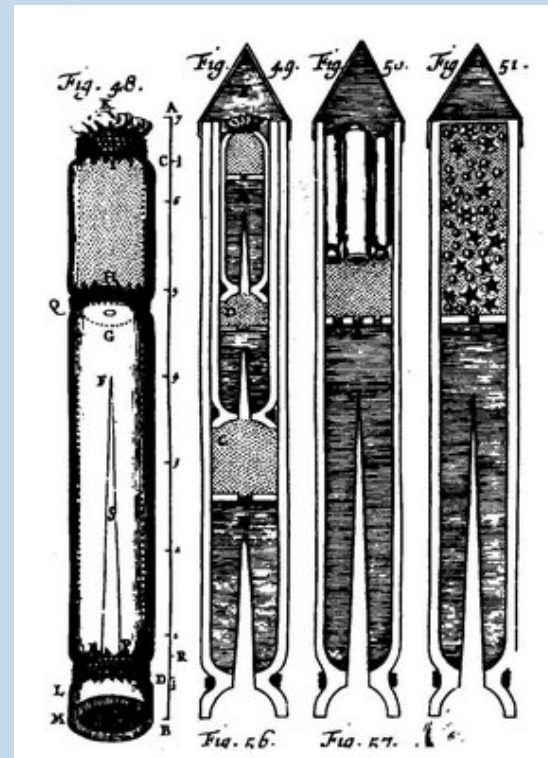


Satelita jest rodzaju męskiego.
Ten satelita, a nie ta satelita.
Podobnie jak np. słowo poeta
jest rodzaju męskiego mimo
zakończenia na literę a.

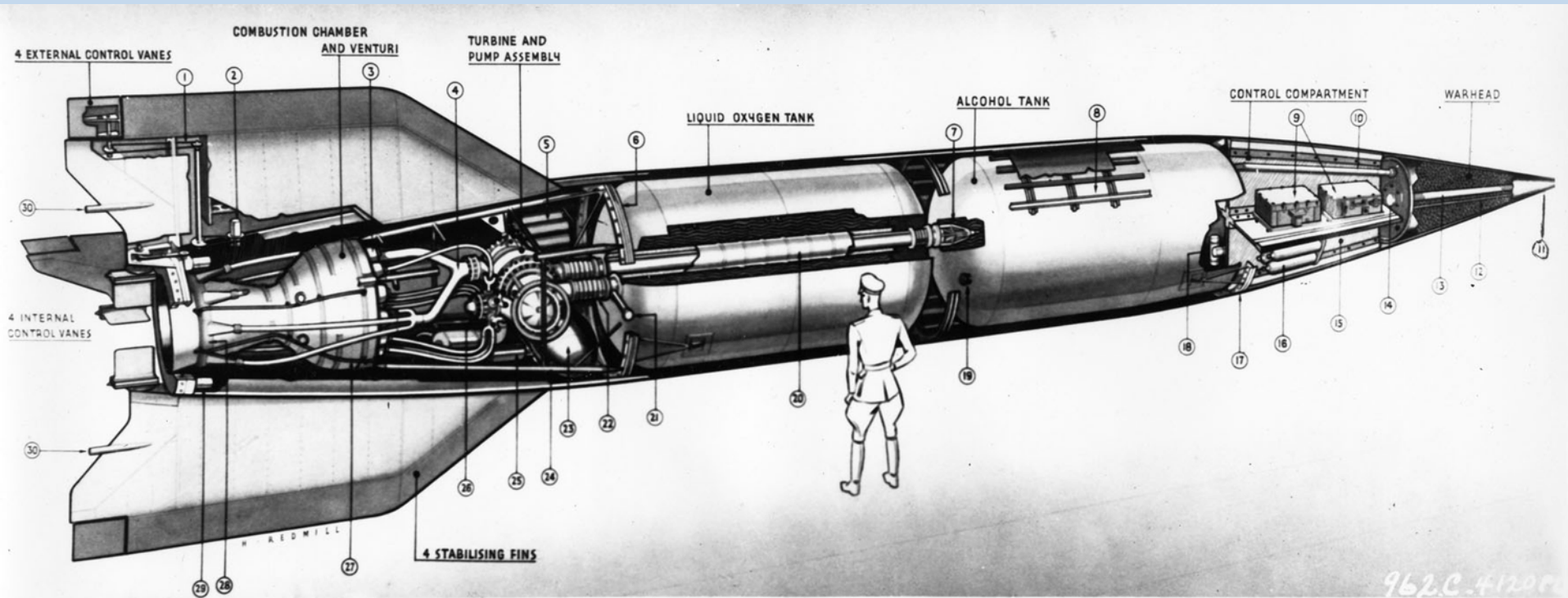


Początki astronautyki

- 1650 r. – Kazimierz Siemienowicz (polski szlachcic, generał, artylerzysta i inżynier): *Wielka sztuka artylerii cz.I* – projekt konstrukcji rakiet, w tym wielostopniowych. Przez ponad 200lat jego dzieło było podstawą artylerii w Europie!



Rakieta V2





Pierwszy sztuczny satelita Ziemi:

Sputnik 1 4.10.1957

masa 84 kg, średnica 58 cm

Orbita: od 214 do 938 km

Czas obiegu wokół Ziemi: 96 minut

Pobył na orbicie: 3 miesiące

Testowanie łączności radiowej

Sputnik 2

- 3.11.1957
- masa 508 kg
- śr. 2 m, wys. 4 m
- pies Łajka
- zachowanie się żywego organizmu w warunkach kosmicznych



Explorer 1

Pierwszy amerykański sztuczny satelita

- 1 luty 1958 r.
- masa 14 kg
- śr. 15 cm
- dł. 2 m
- cel: badanie własności fizycznych górnych warstw atmosfery, odkrył pasy Van Allena (cząstki o dużej energii schwymane w pułapkę pola magnetycznego Ziemi)



Jurij Gagarin

Pierwszy człowiek w kosmosie

- 12 kwiecień 1961 r.
- Wostok 1
- Okrążył Ziemię prawie 1 raz w ciągu 1 godz. 48 min.
- Lot całkowicie kierowany z Ziemi, przyrządy kontrolne były zablokowane (nie znano reakcji organizmu ludzkiego na warunki w przestrzeni kosmicznej)
- Katapultowany z kapsuły powrotnej przed jej lądowaniem



Wyścig na Księżyc



Amerykańska rakieta Saturn V

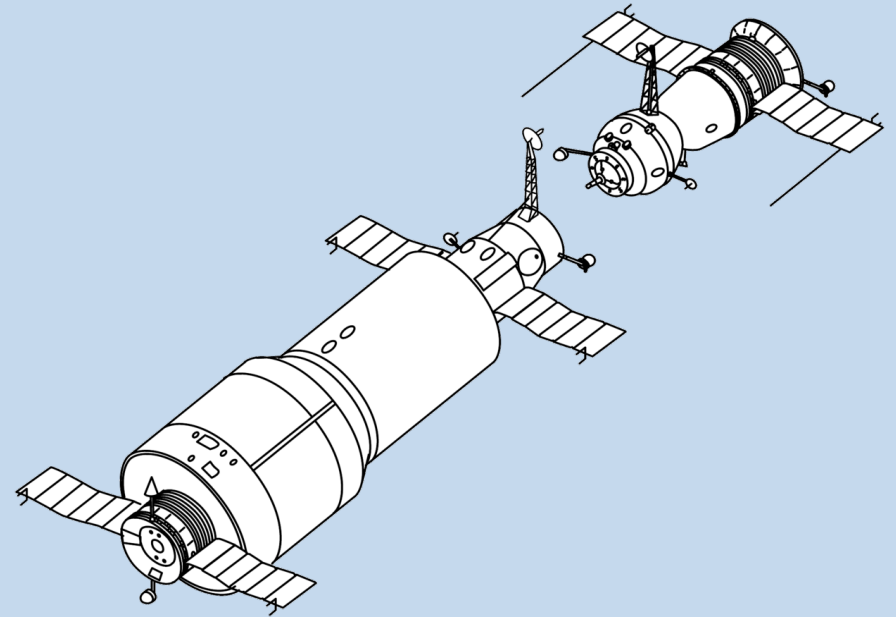


Sowiecka rakieta N1

Pierwsze stacje kosmiczne

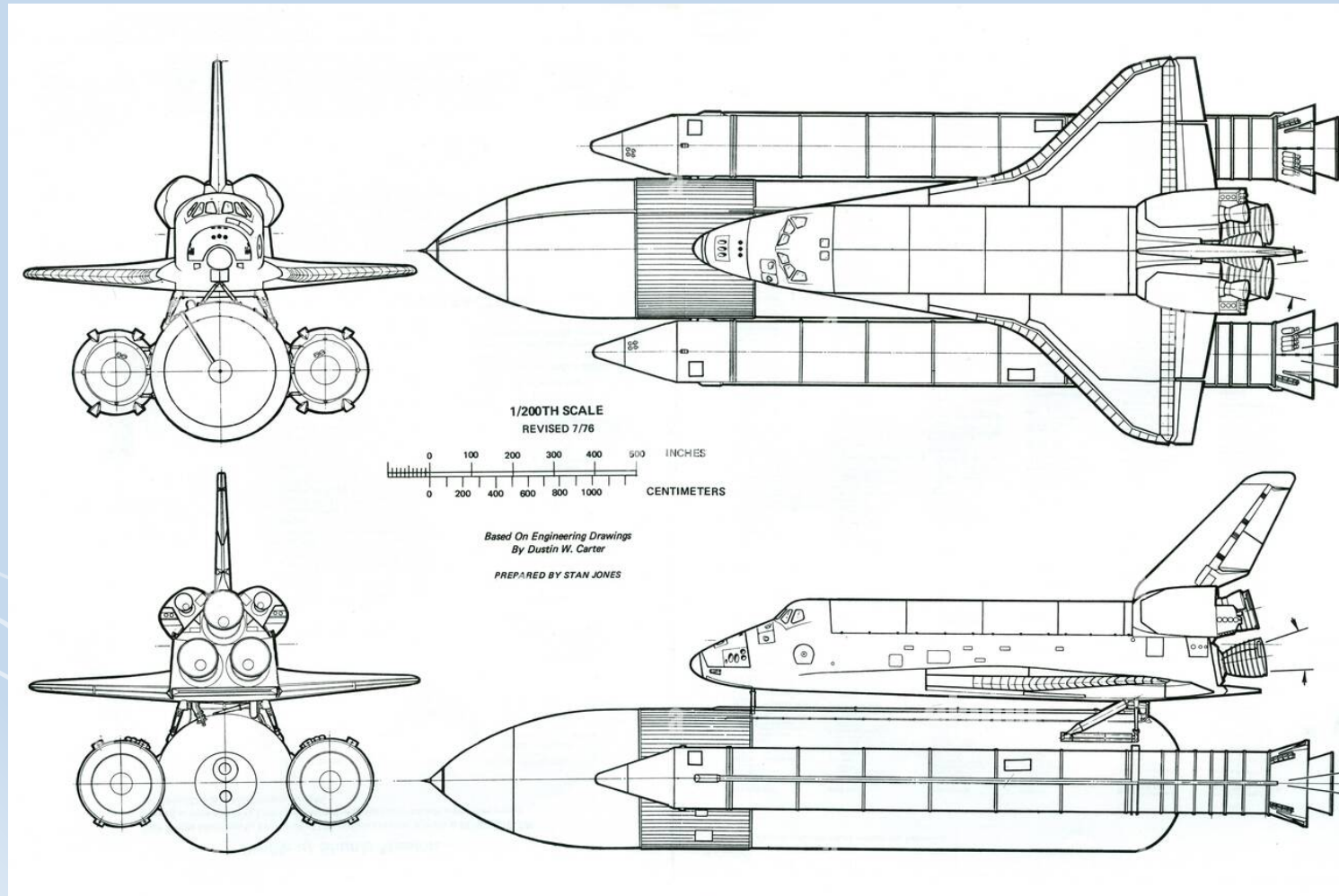


A amerykańska stacja Skylab (1973-79)
 $q = 434$ km, $Q = 441$ km
na orbicie 2249 dni
załoga 171 dni

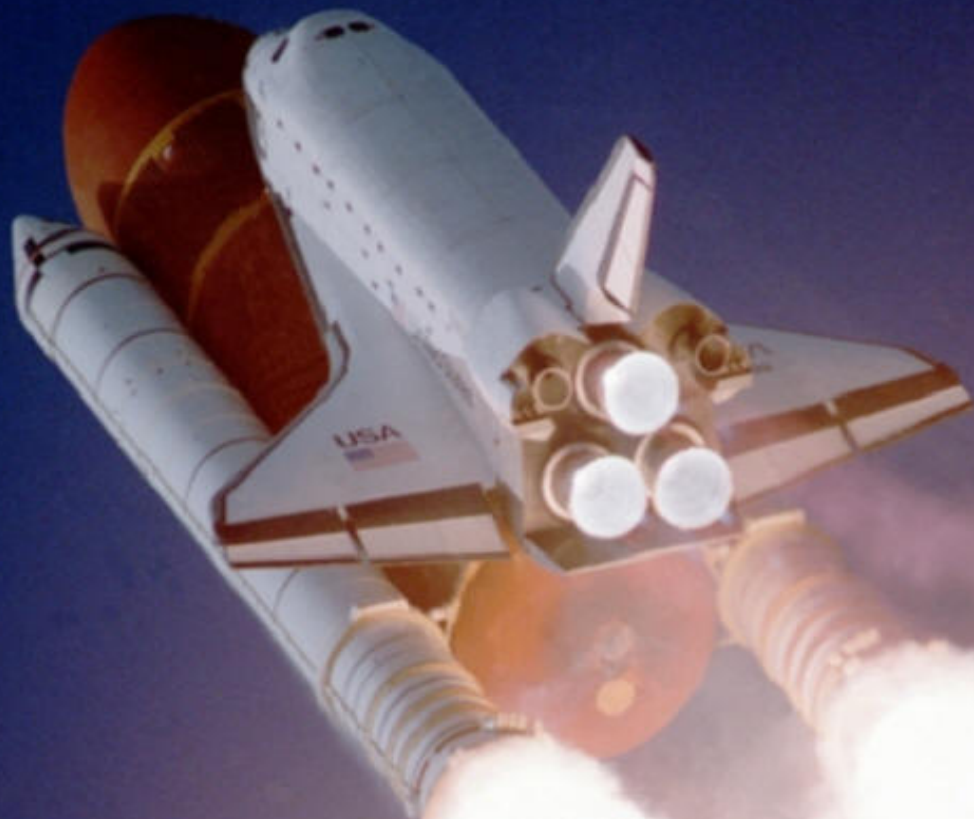


Sowiecka stacja Salut 1 (1971)
 $q = 200$ km, $Q = 222$ km
na orbicie 175 dni
załoga 24 dni

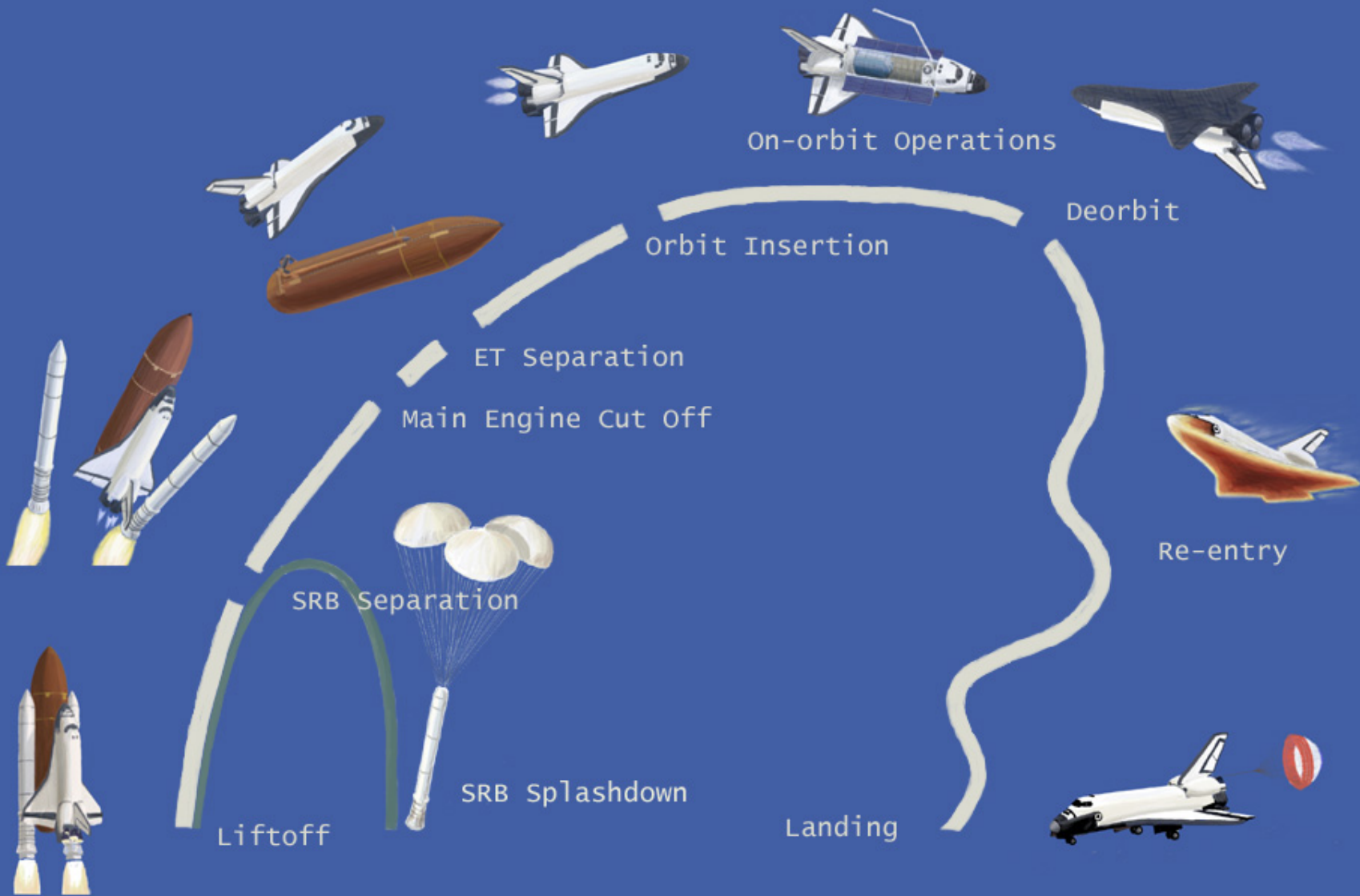
Pojazdy wielokrotnego użytku



Amerykański prom kosmiczny 1981-2011



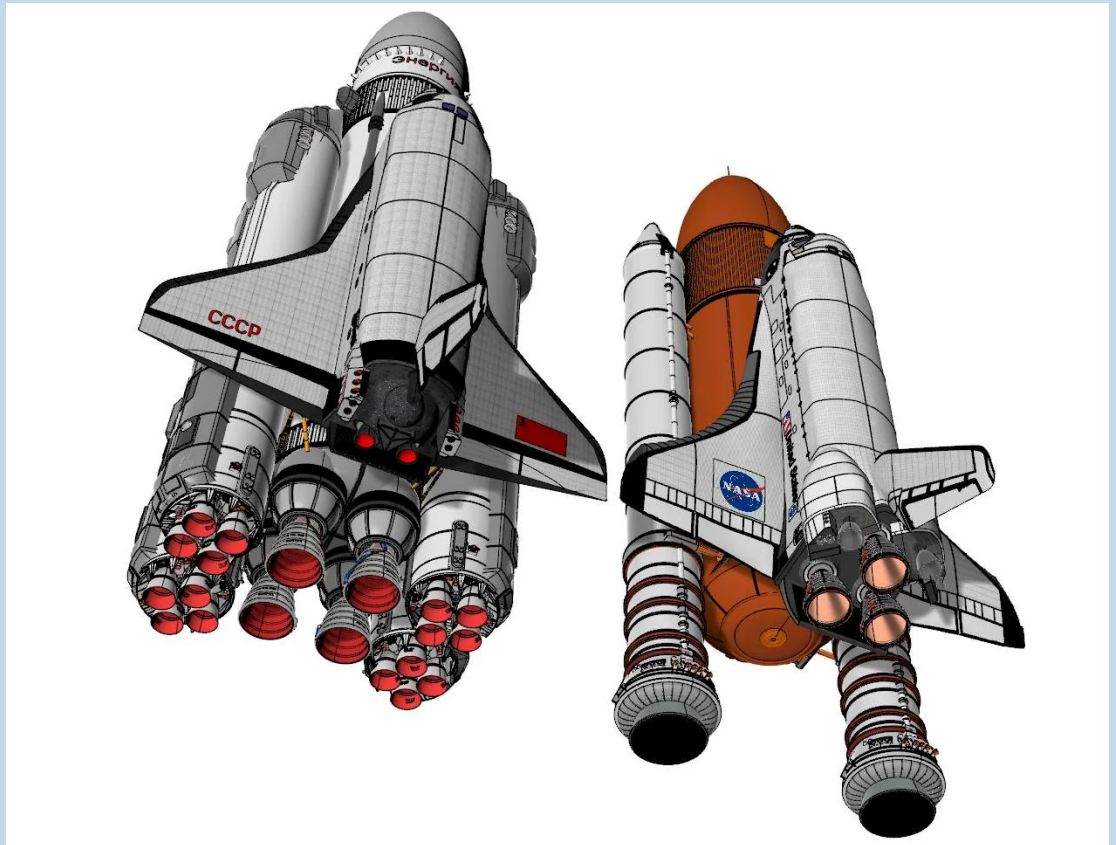
**12.04.1981 r.
start pierwszego promu kosmicznego**



Pojazdy wielokrotnego użytku



Buran (1988)



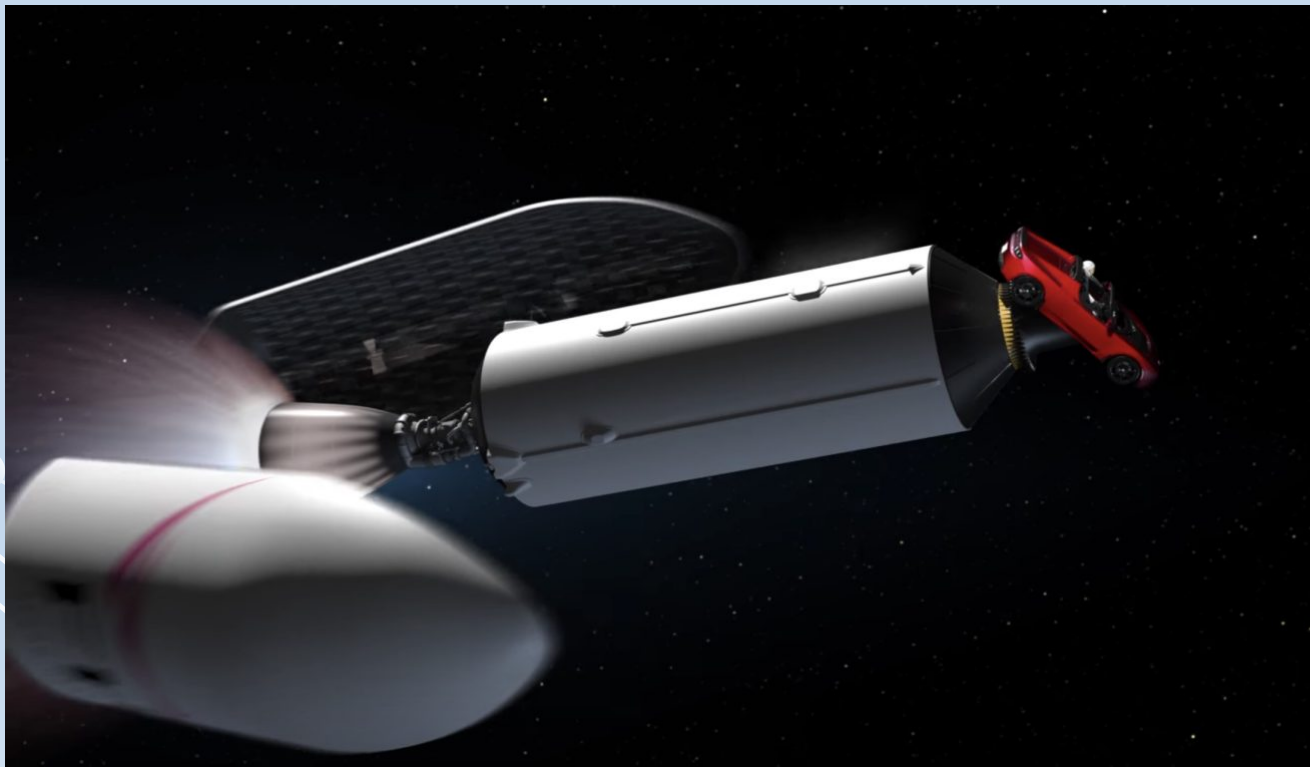
Porównanie sowieckiego Burana i amerykańskiego wahadłowca.

Falcon 9



SpaceX

Falcon Heavy – Tesla roadster



start rakiety

OA obserwuje Teslę



Vehicle Name
Years Active
Payload
(Success/Failure)



Electron
2017 - Present
225 kg (LEO)
(17/2)



Black Arrow
1969 - 1971
135 kg (LEO)
(2/2)



V-2
1942 - 1952
Suborbital
(2852/950)



New Shepard
2015 - Present
Suborbital
(14/0)



Pegasus
1990 - Present
443 kg (LEO)
(39/5)



Minotaur 1
2000 - 2013
580 kg (LEO)
(11/0)



VLS-1
1997 - 2003
380 kg (LEO)
(0/2)



Shavit
1988 - 2016
800 kg (LEO)
(8/2)



Juno 1
1958 - 1958
11 kg (LEO)
(3/3)



Falcon 1
2006 - 2009
180 kg (LEO)
(2/3)



Safir
2008 - Present
65 kg (LEO)
(4/1)



Vanguard
1957 - 1959
9 kg (LEO)
(3/8)



Diamant
1965 - 1975
160 kg (LEO)
(9/3)



Minotaur IV
2010 - Present
1735 kg (LEO)
(6/0)



Juno II
1958 - 1961
41 kg (LEO)
(4/6)



Epsilon
2013 - Present
1,500 kg (LEO)
(4/0)



Minotaur V
2013 - Present
532 kg (GTO)
(1/0)



Scout
1960 - 1994
150 kg (LEO)
(121/27)



Redstone
1960 - 1961
Suborbital
(5/1)



Atlas E/F
1965 - 2001
820 kg (LEO)
(56/9)



Atlas LV-3B
1960 - 1963
1,360 kg (LEO)
(7/2)



Roket
1990 - Present
1,950 kg (LEO)
(31/3)



Sputnik
1957 - 1964
1,322 kg (LEO)
(6/1)



Vega
2012 - Present
1,450 kg (SSO)
(14/1)



M-V
2000 - 2006
1,800 kg (LEO)
(6/1)



Kosmos-3M
1967 - 2010
1,500 kg (LEO)
(424/20)



Europa
1964 - 1971
260 kg (GTO)
(4/7)



Titan II
1964 - 1966
3,100 kg (LEO)
(12/0)



N-1
1975 - 1982
1,200 kg (LEO)
(6/1)



Dnepr-1
1997 - 2015
4,500 kg (LEO)
(21/1)



Atlas-Agena
1960 - 1978
1,000 kg (LEO)
(93/16)



Vostok
1958 - 1991
4,725 kg (LEO)
(106/3)



Delta II
1989 - 2018
6,100 kg (LEO)
(155/2)



Cyclone-3
1977 - 2009
4,100 kg (LEO)
(114/8)



Antares
2013 - Present
8,000 kg (LEO)
(11/1)



Long March 2D
1992 - Present
3,500 kg (LEO)
(44/1)



H-1
1986 - 1992
3,200 kg (LEO)
(9/0)



GSLV MK3
2014 - Present
4,000 kg (GTO)
(4/0)



PSLV
1993 - Present
3,800 kg (LEO)
(47/3)



Yoshkod
1963 - 1976
5,900 kg (LEO)
(281/14)



Tian 23B
1969 - 1971
3,300 kg (LEO)
(32/1)



Long March 4C
2006 - Present
4,200 kg (LEO)
(26/2)



Ariane 1
1976 - 1986
1,400 kg (LEO)
(9/2)



Atlas II
1991 - 2004
6,580 kg (LEO)
(63/0)

ROCKETS

OF THE

WORLD

SKRABEK



GSLV MK1
2001 - 2016
5,000 kg (LEO)
(6/3)



Soyuz
1965 - Present
7,100 kg (LEO)
(1263/44)



Titan IV
1989 - 2005
17,000 kg (LEO)
(35/4)



Ariane 5
1996 - Present
10,865 kg (GTO)
(104/5)



H-IIA
1994 - 2018
15,000 kg (LEO)
(40/1)



Proton
1965 - Present
23,700 kg (LEO)
(375/48)



STS
1981 - 2011
24,400 kg (LEO)
(133/2)



Atlas III
2000 - 2005
8,640 kg (LEO)
(6/6)



Atlas V 400
2002 - Present
15,260 kg (LEO)
(54/1)



Ariane 4
1990 - 2003
7,600 kg (LEO)
(113/3)



Energia
1987 - 1988
88,000 kg (LEO)
(2/0)



Zenit
1985 - Present
13,740 kg (LEO)
(71/13)



Atlas V 500
2006 - Present
18,850 kg (LEO)
(27/0)



Delta IV Medium
2003 - Present
9,420 kg (LEO)
(20/0)



Angara 5
2014 - Present
13,450 kg (LEO)
(3/0)



Saturn IB
1966 - 1975
21,000 kg (LEO)
(9/0)



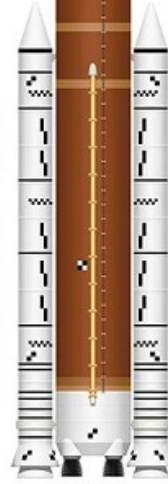
Falcon 9 FT
2013 - Present
22,800 kg (LEO)
(96/0)



Falcon 9 Heavy
2018 - Present
54,400 kg (LEO)
(3/0)



Delta IV Heavy
2004 - Present
28,790 kg (LEO)
(12/1)



SLS
2021 - Present
36,740 kg (TU)
(0/0)



N1
1969 - 1972
23,500 kg (TU)
(0/4)



Saturn V
1967 - 1973
48,600 kg (TU)
(13/0)

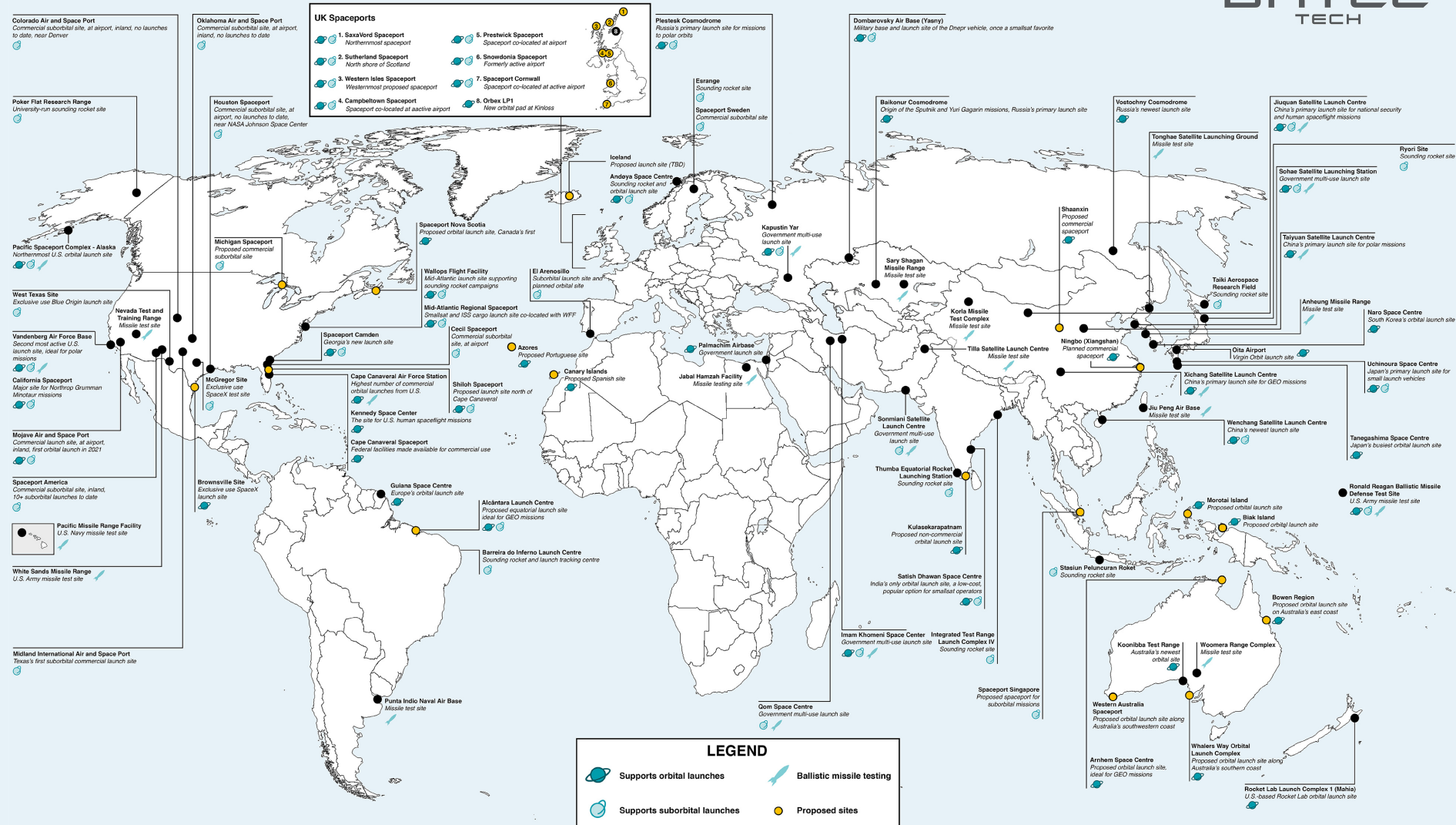


Starship
2021 - Present
100,000 kg (LEO)
(0/0)

Kosmodromy na Ziemi

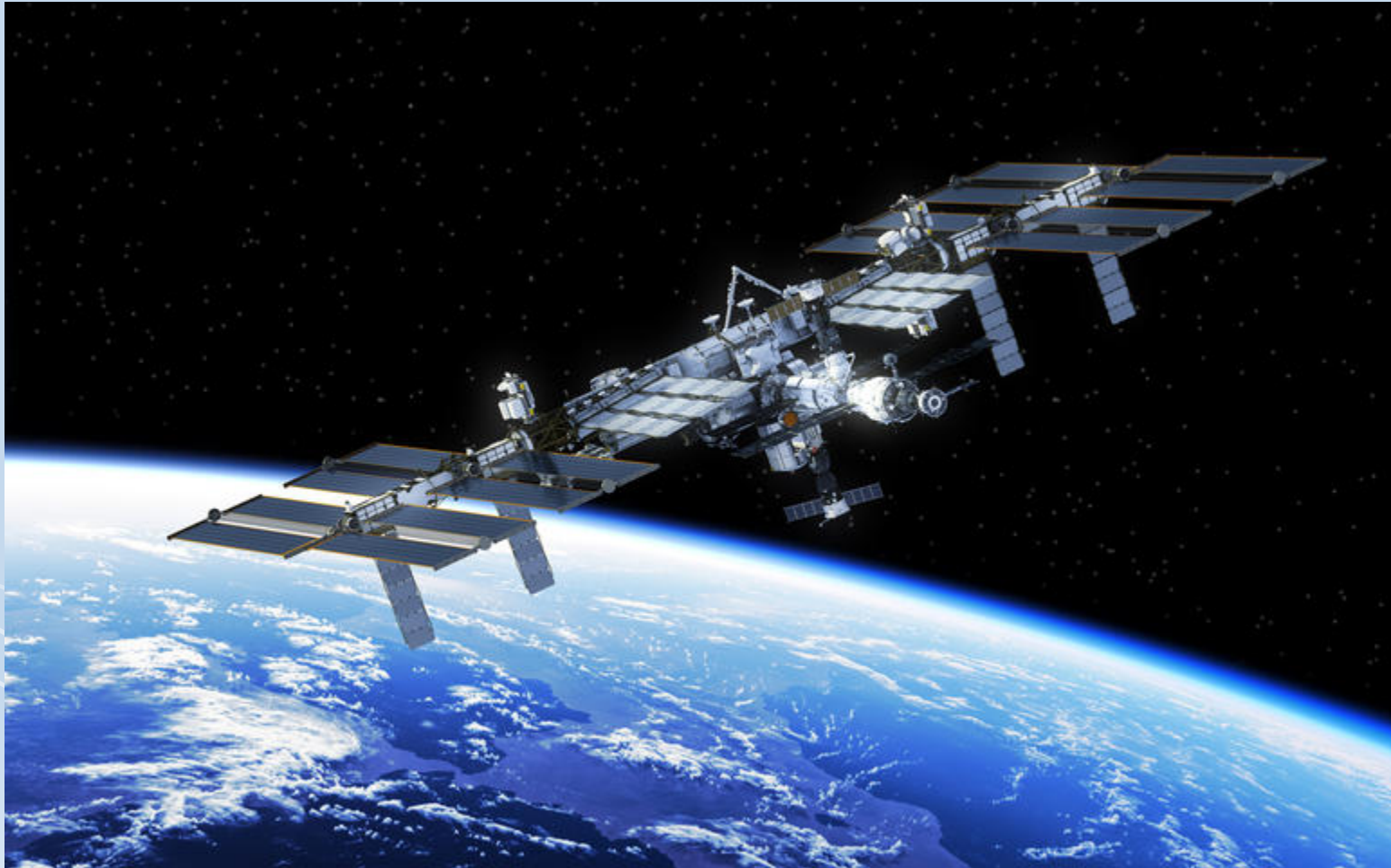


Orbital and Suborbital Launch Sites of the World



As of January 3, 2022

Międzynarodowa Stacja Kosmiczna (ISS)



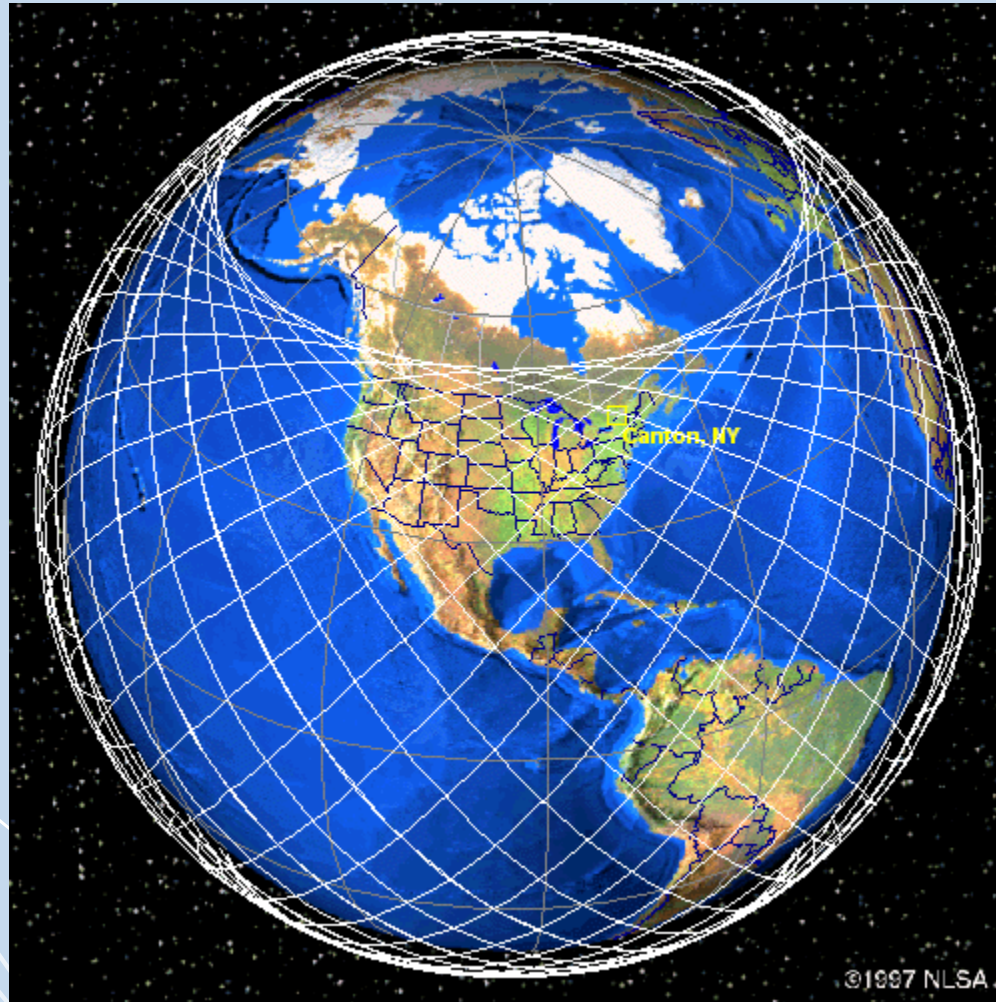
Budowa: 1998-2011, użytkowanie co najmniej do 2028

Orbita ISS



animacja

Orbita ISS



Orbita ISS

$$a = 6731 \text{ km}$$

$$i = 51.6^\circ$$

$$e = 0.00043$$

(dane z dnia: 2016-11-12)

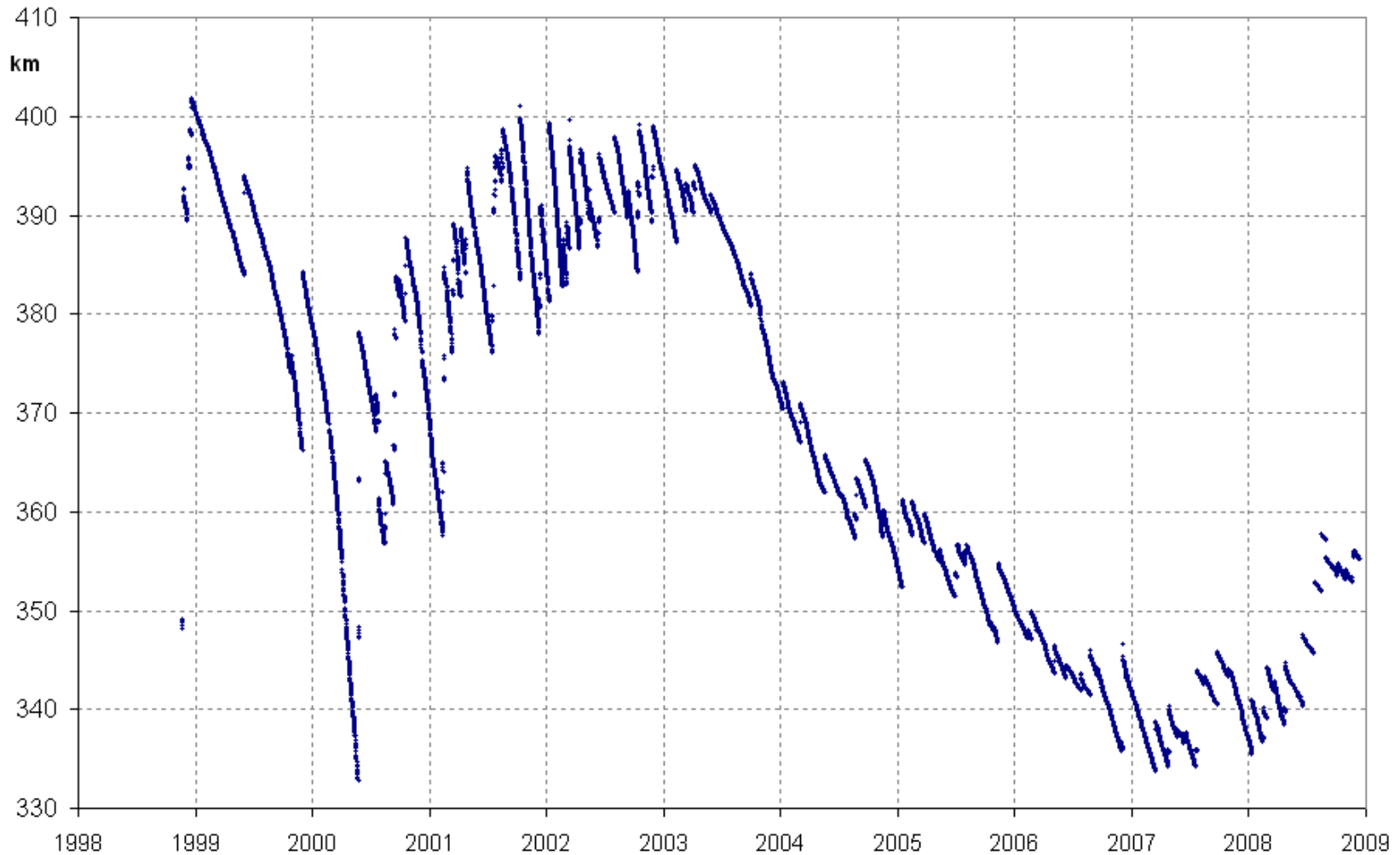
A więc:

$$\text{perygeum} = q = a(1-e) = 6728 \text{ km (357km nad Ziemią)}$$

$$\text{apogeum} = Q = a(1+e) = 6734 \text{ km (363km nad Ziemią)}$$

Czy ISS może przelecieć dokładnie w zenicie nad Poznaniem?

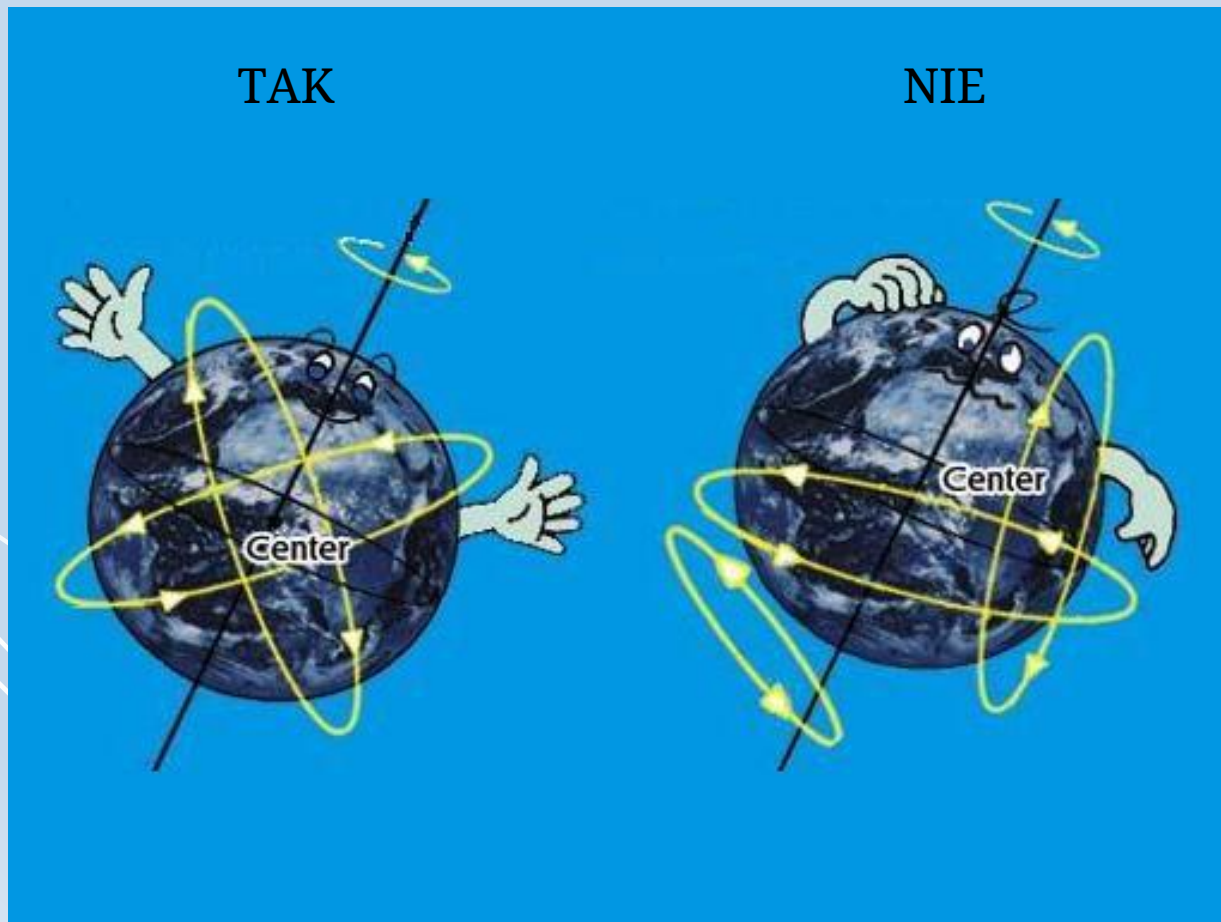
Wysokość ISS nad Ziemią



Orbita oskulacyjna (chwilowa) \neq orbita średnia.

Podstawowe typy orbit

Wszystkie sztuczne satelity Ziemi poruszają się po orbitach geocentrycznych, czyli środek Ziemi zawsze leży w płaszczyźnie orbity, w jednym z ognisk elipsy lub w środku koła.



Typy orbit:

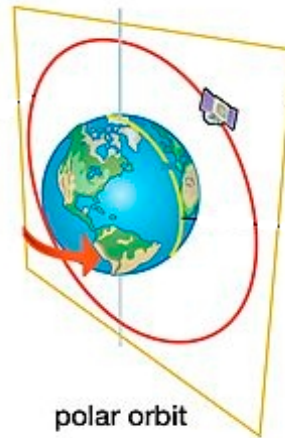
1. ze względu na nachylenie
2. ze względu na kształt
3. ze względu na rozmiar orbity

Types of Earth orbit

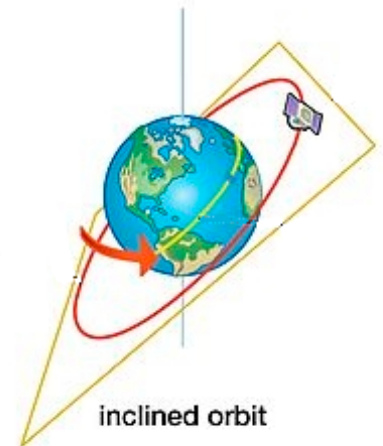
by inclination



equatorial orbit



polar orbit

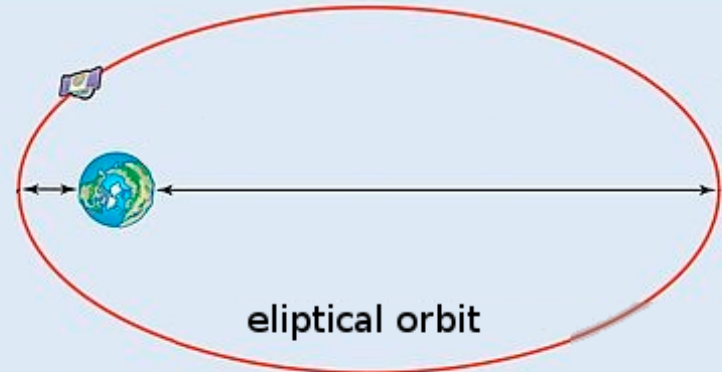


inclined orbit

by shape



circular orbit



elliptical orbit

Typy orbit – orbita polarna (biegunowa)

Orbita o nachyleniu 90° przebiegająca nad biegunami lub w ich pobliżu.

W zależności od swojego promienia, orbita przecina płaszczyznę równika przy każdym obrocie w innym miejscu. Umożliwia to obserwację całej powierzchni planety, dlatego na orbicie polarnej umieszcza się m.in. satelity meteorologiczne, szpiegowskie, Kartograficzne, komunikacyjne.



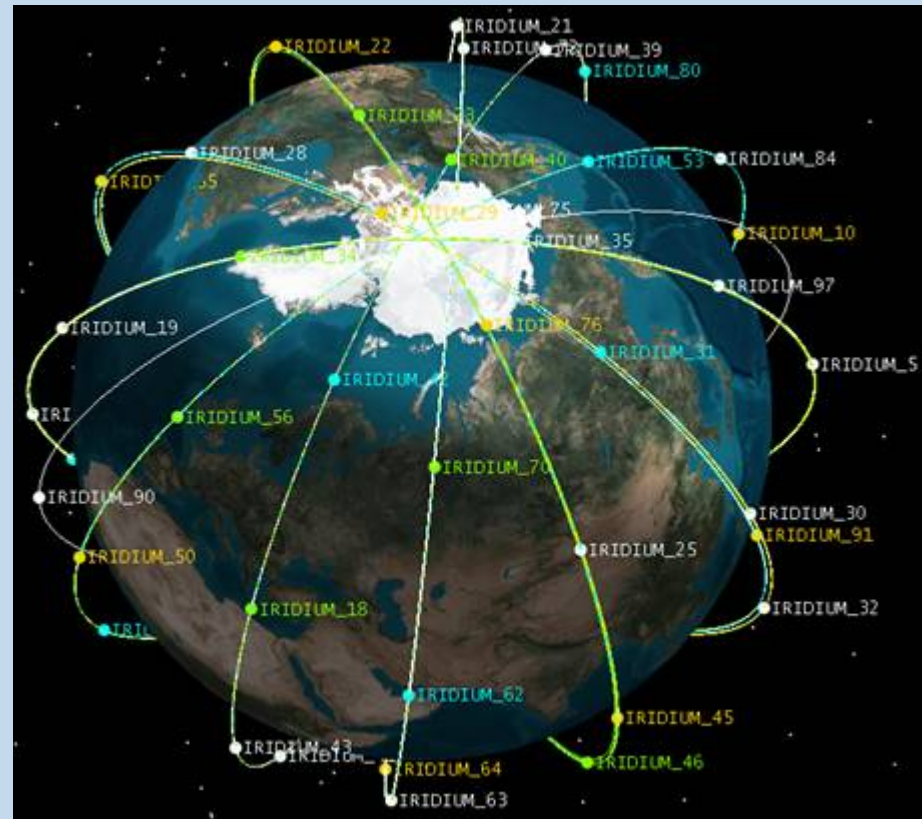
Iridium – orbita polarna

Konstelacja satelitów telekomunikacyjnych Iridium

66 czynnych satelitów,

Na niskiej orbicie 781 km, nachylenie orbity 86.4° ,

satelity rozłożone w 6 płaszczyznach co 30° po 11 satelitów



Typy orbit

Podział ze względu na wysokość i kształt:
(wysokość mierzona nad powierzchnią Ziemi)

- **LEO (Low Earth Orbit)**

h: ok. 160 - 2 000 km

- **MEO (Medium Earth Orbits)**

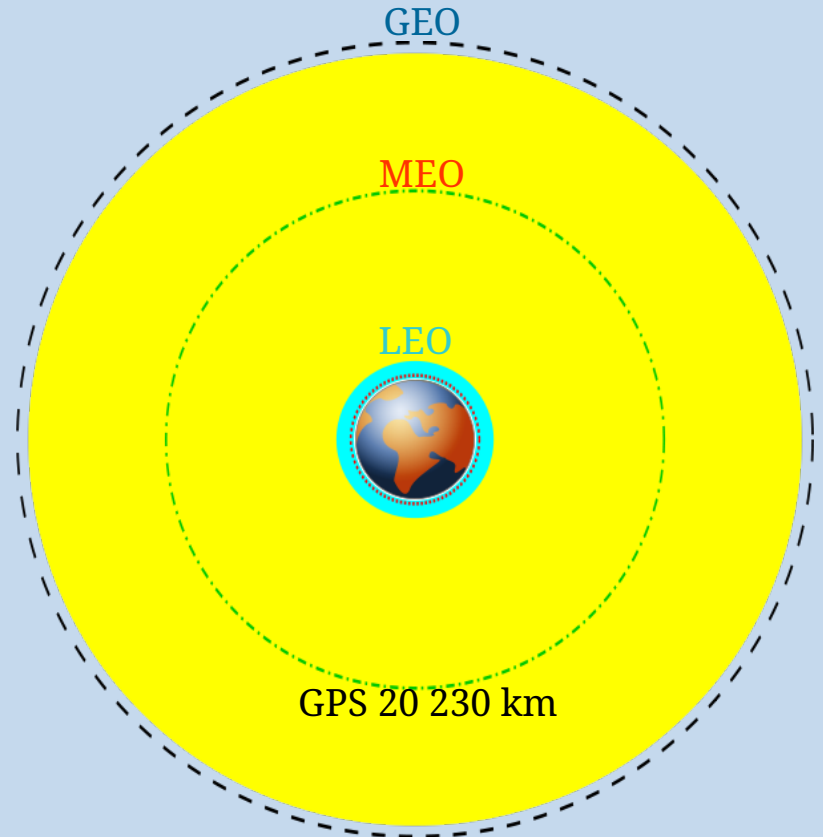
h: 2 000 - 35 786 km

- **GEO (Geostationary Orbit)**

h = 35 786 km

- **HEO (Highly Elliptical Orbit)**

e > 0.25



Orbity w skali

Ze względu na opór (tarcie) atmosfery, większość satelitów umieszcza się powyżej 500 km, a wszystkie powyżej 160 km.

Prędkość satelity a wysokość orbity nad Ziemią

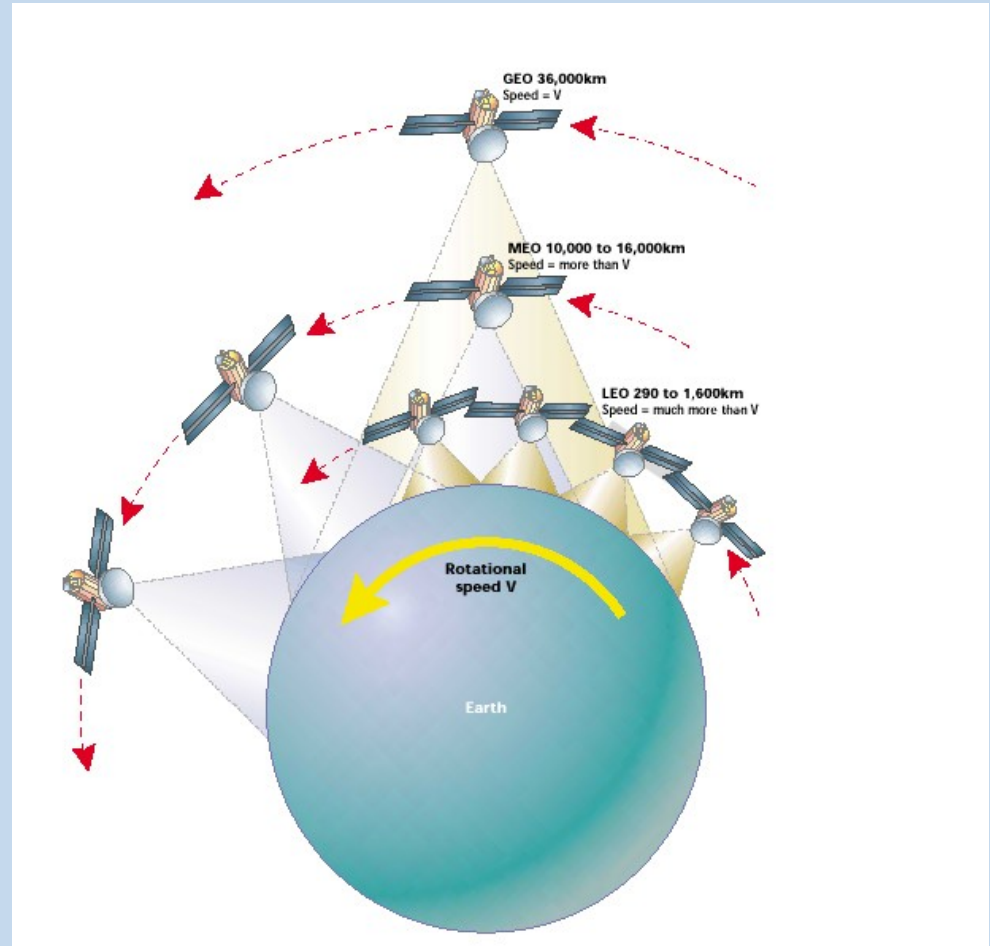
(prawo Keplera)

LEO: $v \approx 8 \text{ km/s}$

MEO: $v \approx 5 \text{ km/s}$

GEO: $v \approx 3 \text{ km/s}$

Czy to znaczy, że wystarczy
rozpędzić się do mniejszej
prędkości by wzlecieć
na wyższą orbitę?



Typy orbit

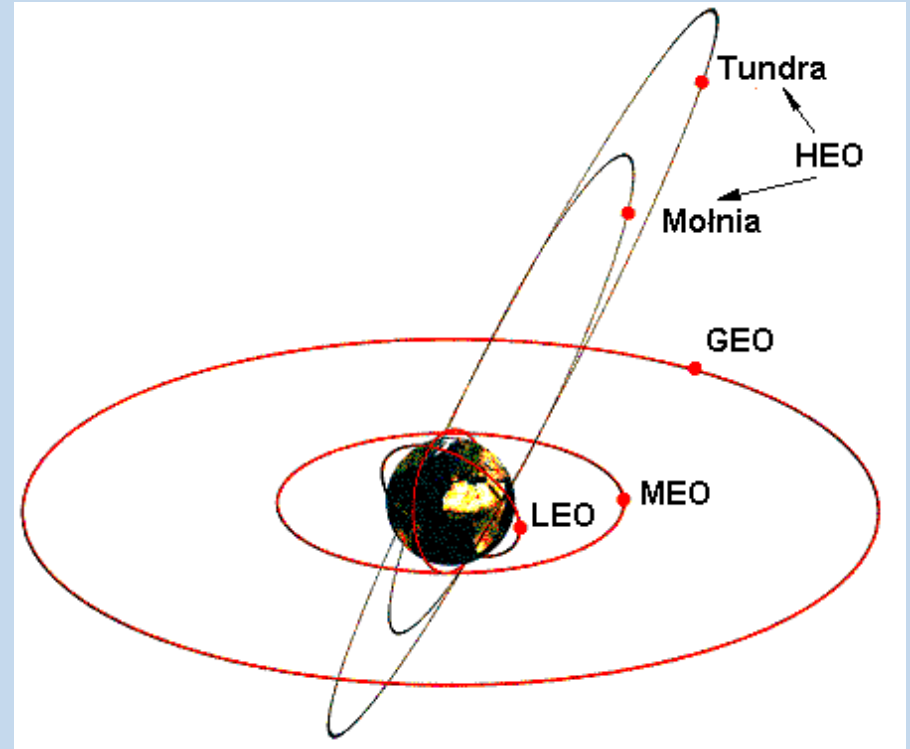
LEO (Low Earth Orbit)

niska orbita okołozemska

- h od 160 km do 2 000 km;
- okres orbitalny 1.5 h-2 h;
- kształt eliptyczny lub kołowy;

Wykorzystanie: większość satelitów znajduje się na orbicie niskiej – mniejsze koszty wyniesienia

Satelity komunikacyjne na orbicie niskiej – wymagana sieć satelitów dla zapewnienia stałego zasięgu



Kosmiczny Teleskop Hubble'a

- $q = 540 \text{ km}$, $Q = 543 \text{ km}$;
- $i = 28.5^\circ$;
- $T = 97 \text{ min}$;
- liczba obiegów ok. 15 / dobę;
- $v = 7,5 \text{ km/s}$
- na orbicie od 24.04.1990 r.

- Zwierciadło o średnicy 2,4 m,
- Długość 13,2 m
- Masa 10 863 kg



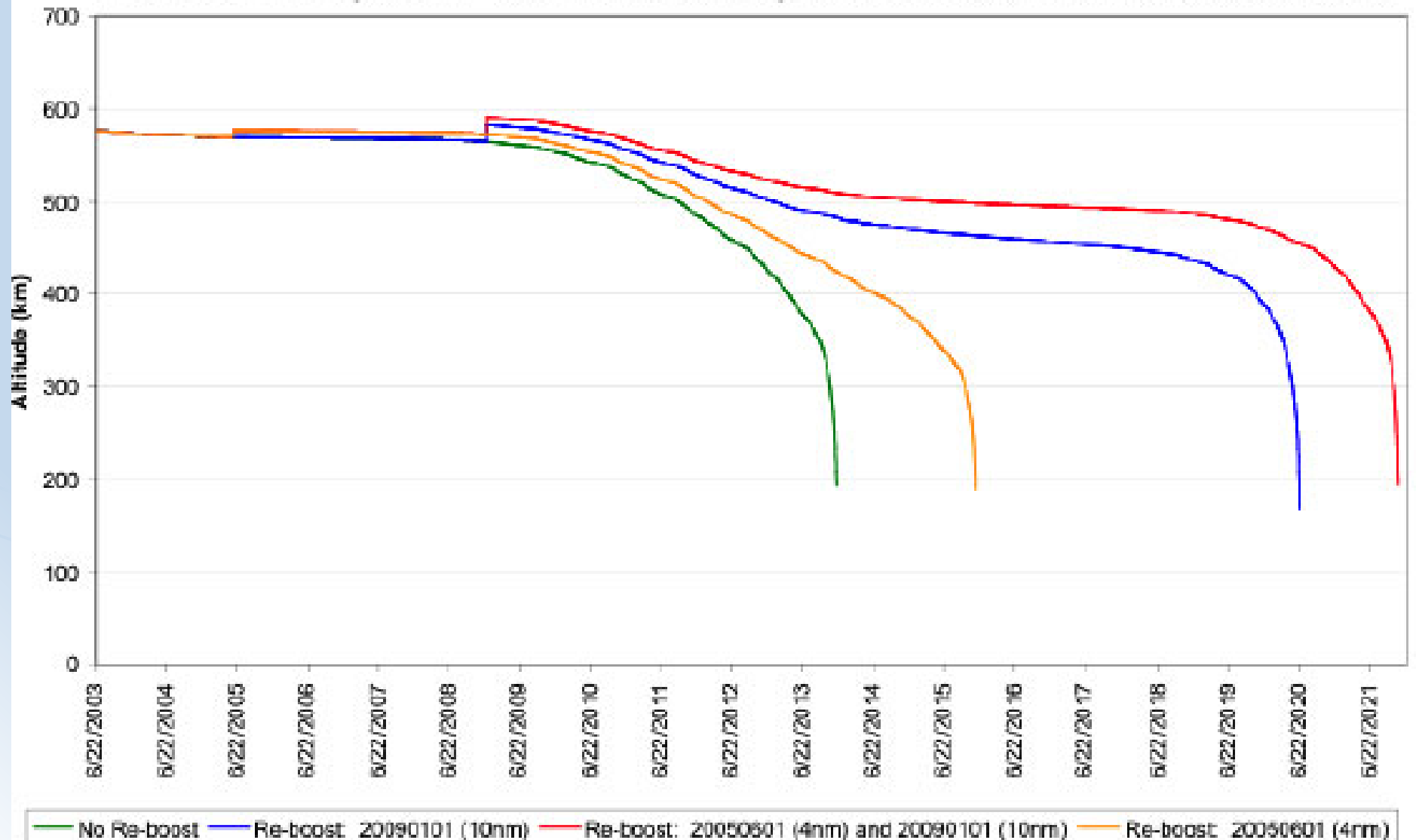








Figure 3: HST Altitude Decay
Nominal +2 σ Cycle 24 – Nominal Mean Cycle 25 Schatten Predictions (11/2002)



Niekompletna lista polskich sztucznych satelitów Ziemi:

PW-Sat

PW-Sat 2

Lem (konstelacja BRITE)

Heweliusz (konstelacja BRITE)

Kraksat

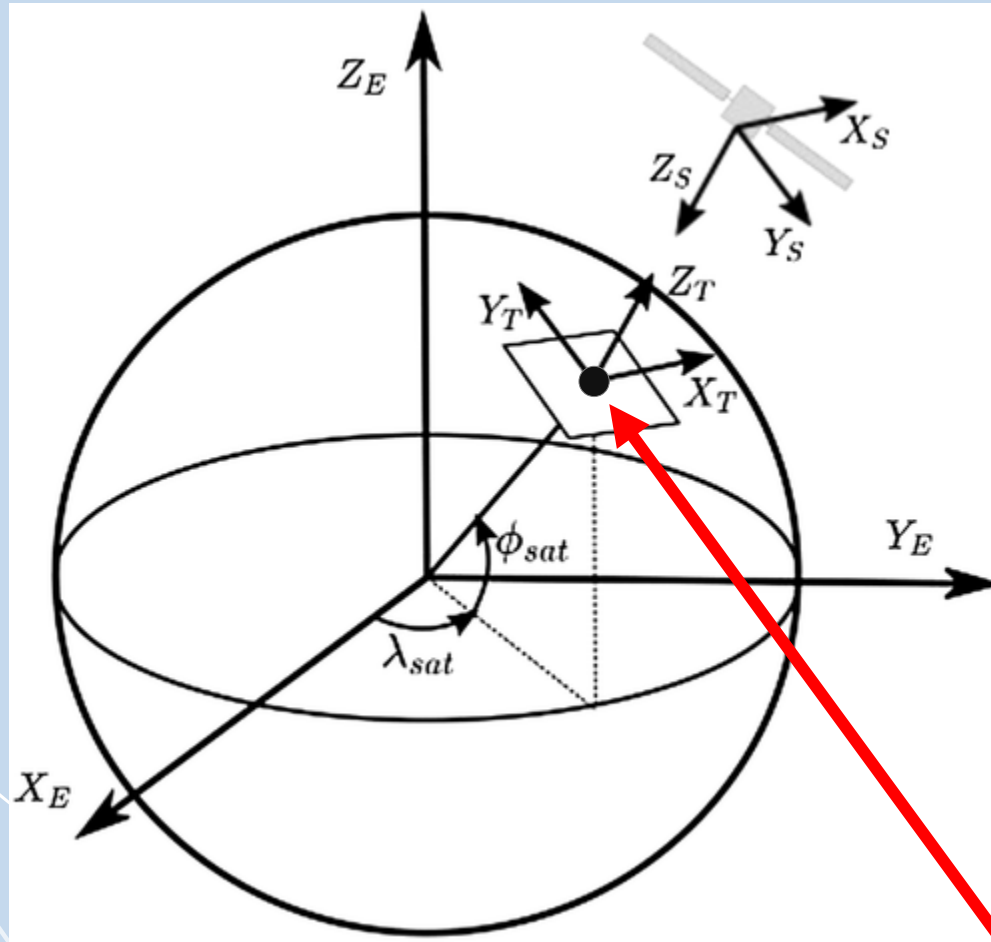
Światowid

Konstelacja STORK

SW1FT

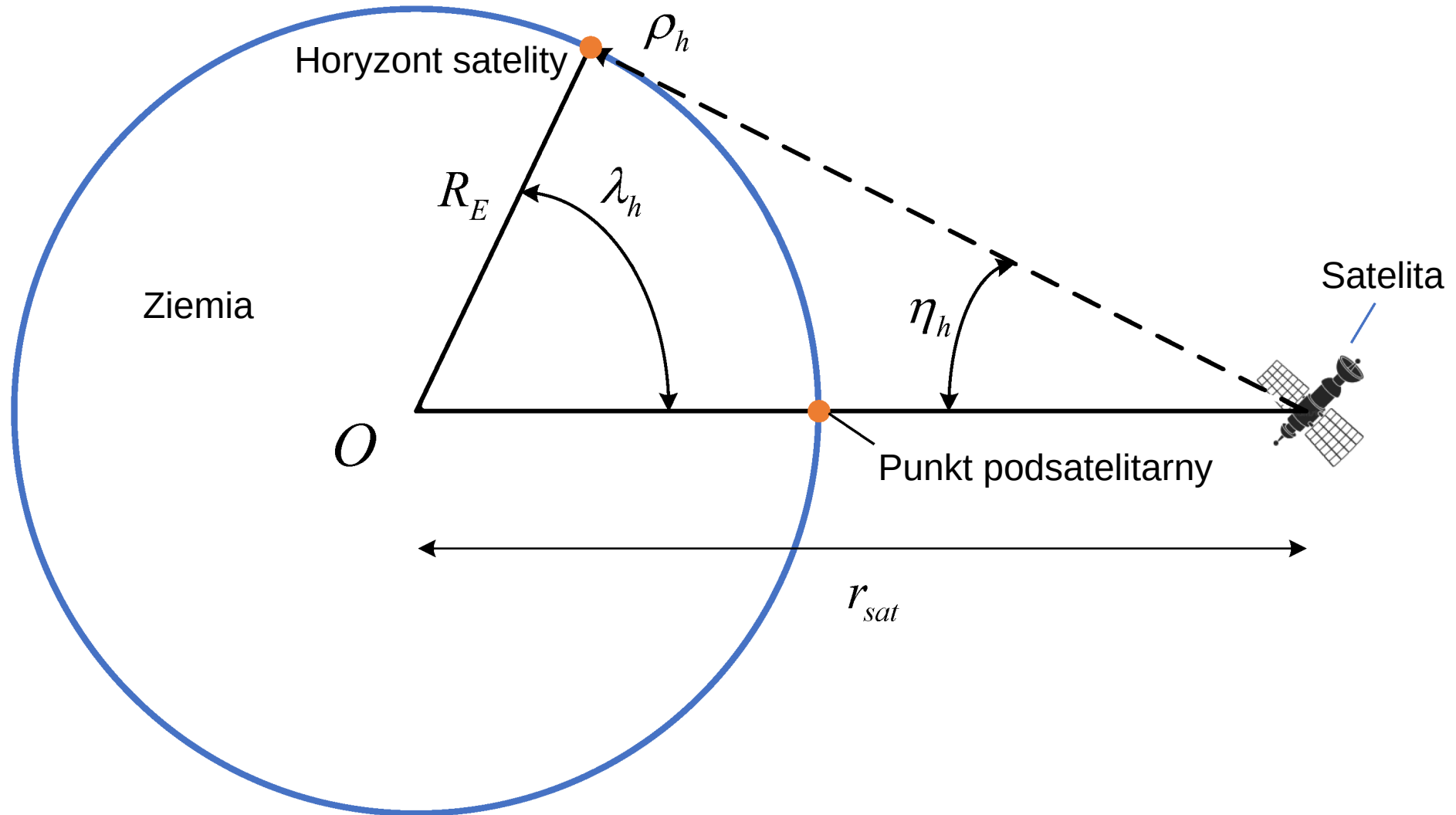


Punkt podsatelitarny

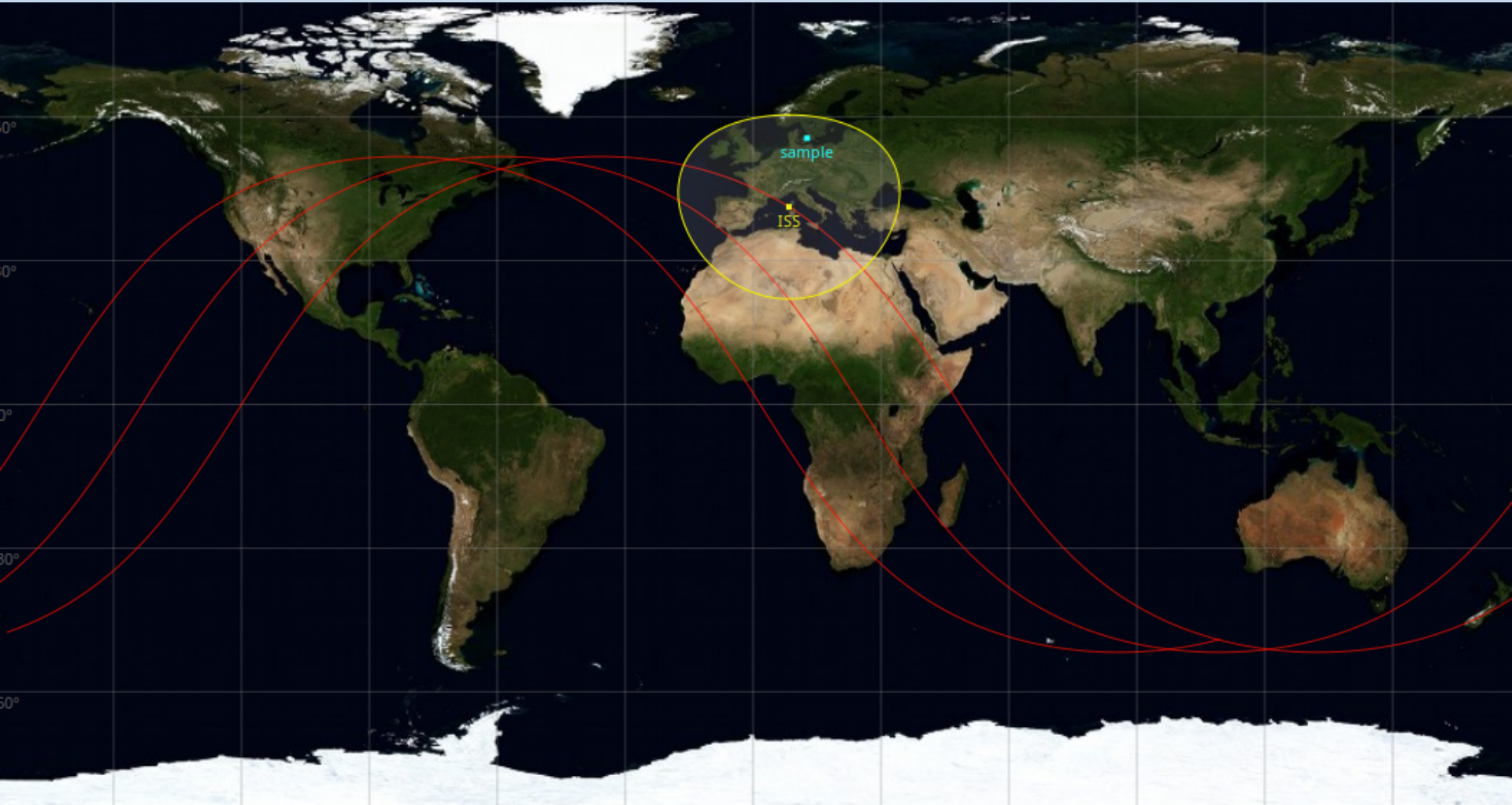


Punkt na powierzchni Ziemi łączący środek Ziemi z satelitą.

Horyzont satellite



Ścieżka podsatelitarna

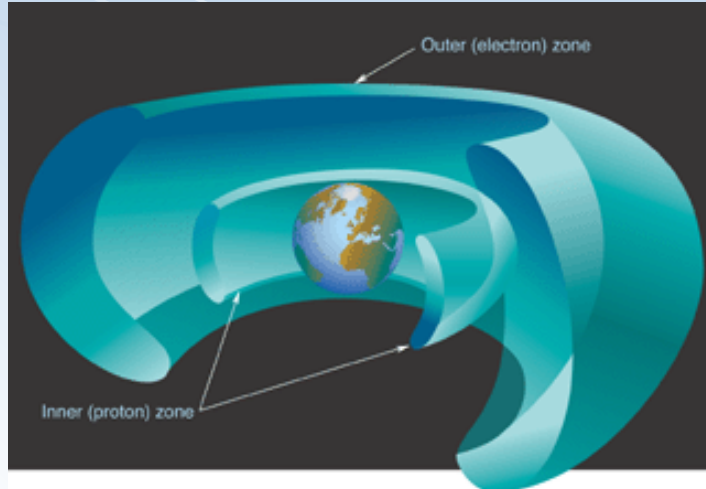
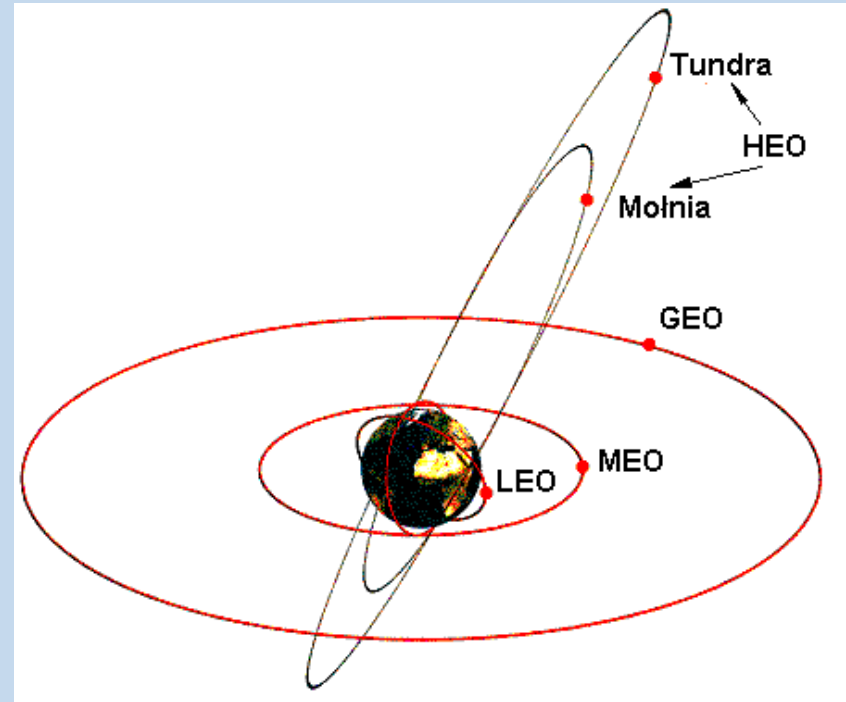


Linia na powierzchni ziemi łącząca punkty na powierzchni Ziemi nad którymi satelita przeleciał w zenicie (podsatelitarne). Punkt, ścieżka podsatelitarna i horyzont dla satelity na orbicie LEO.

Typy orbit

- **MEO (Medium Earth Orbits)**
średnia orbita okołoziemska

- h od 2 000 do 36 786 km
- okres orbitalny od 2h do 24h
- Wykorzystanie: głównie satelity nawigacyjne, jak GPS, GLONASS, GALILEO

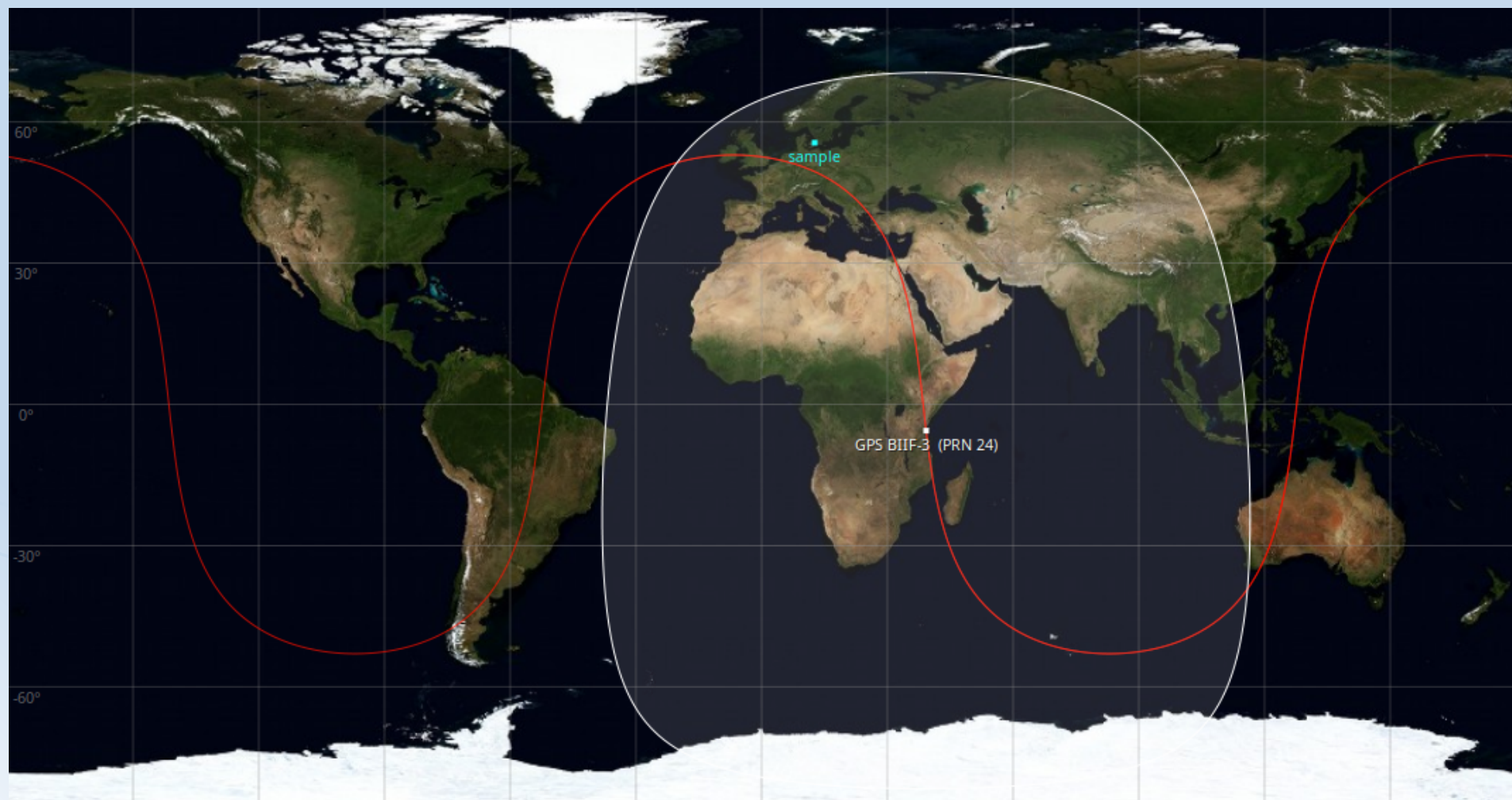


Pasy van Allena:

Pasy radiacyjne składające się z naładowanych cząstek o wielkiej energii – głównie elektronów i protonów schwytyanych przez ziemskie pole magnetyczne. Cząstki te utrudniają łączność i mogą uszkodzić satelity.

Wewnętrzny pas: $700 \text{ km} < h < 10\,000 \text{ km}$

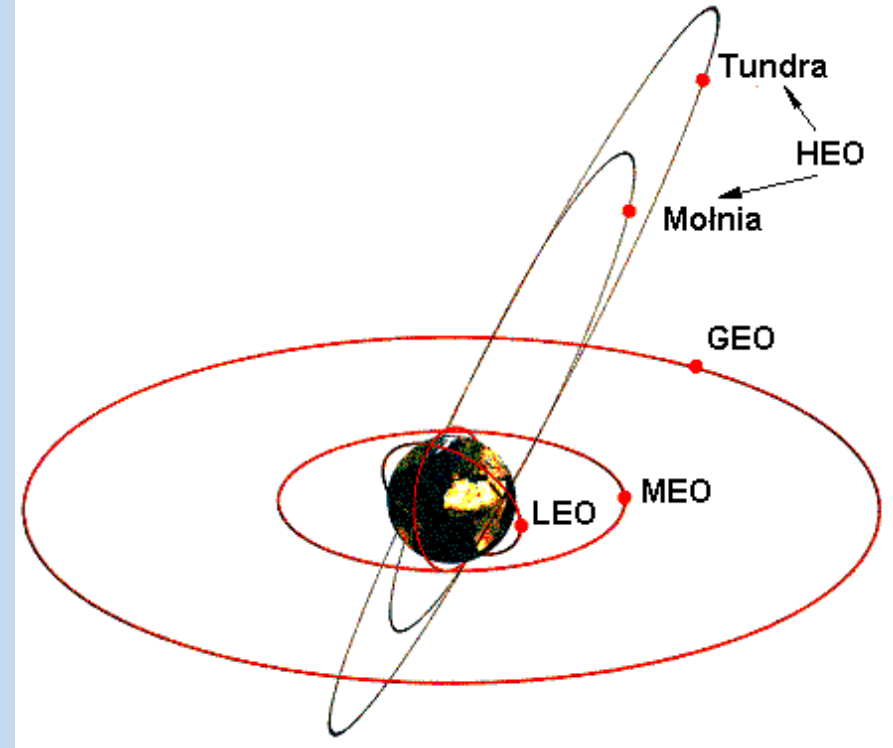
Zewnętrzny pas: $13\,000 \text{ km} < h < 50\,000 \text{ km}$



Ścieżka podsatelitarna dla satelity GPS.

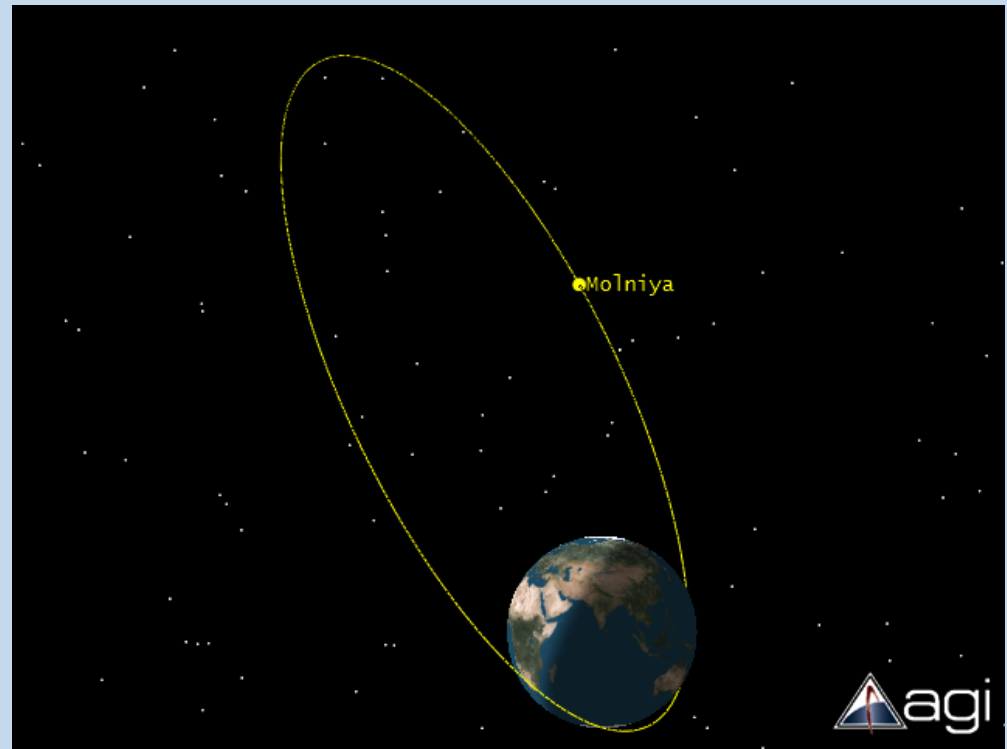
Typy orbit

- **HEO (Highly Elliptical Orbit)**
wysokie orbity okołoziemskie
 - Orbity silnie eliptyczne;
 - $Q = 50\ 000\ \text{km}$ $q = 500\ \text{km}$;
 - Satelita długo znajduje się nad wybranym obszarem
 - Wiele rosyjskich satelitów jest na HEO (duża φ Rosji)



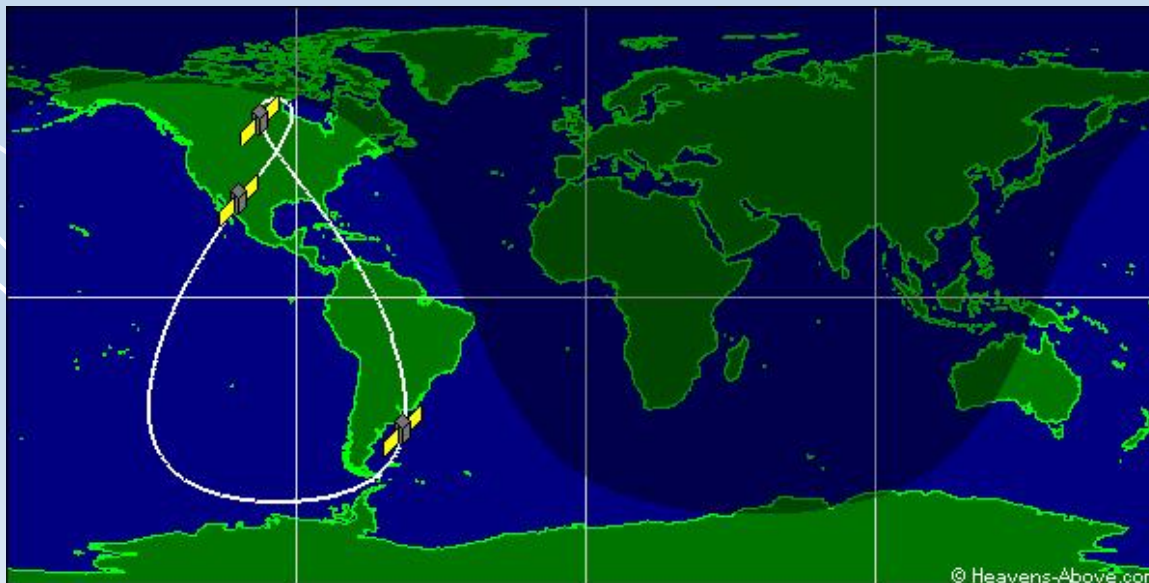
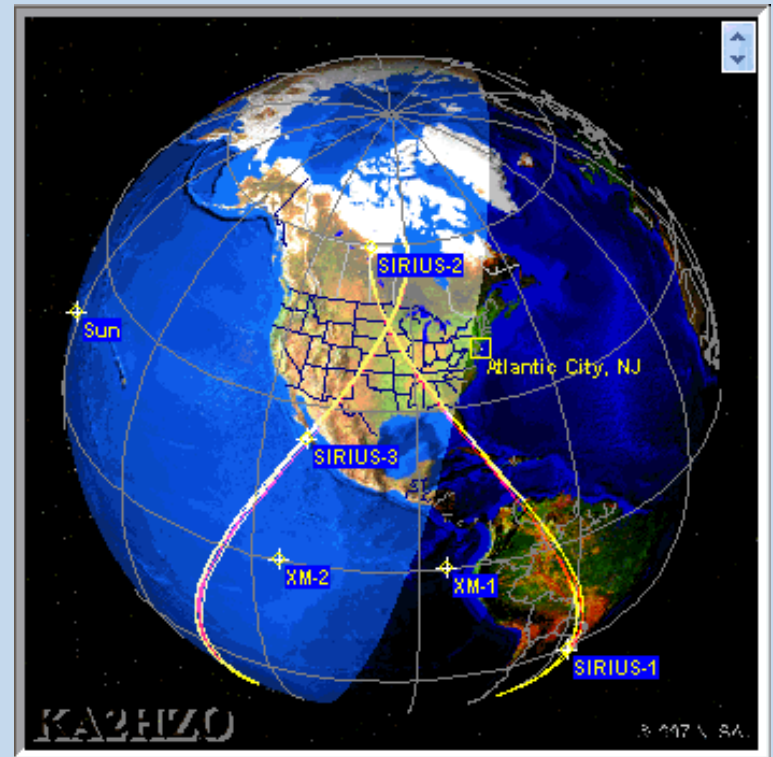
Molnia

- $i = 63^\circ$
- $e = 0.65$
- $a = 26\,600\text{ km}$
- $q = 2\,900\text{ km}$
- $Q = 39\,400\text{ km}$
- $T = 12\text{ h}$



Tundra

- $i = 63.4^\circ$
- $e = 0.24 - 0.40$
- $a = 42\,167\text{ km}$
- $q = 25\,300 - 32\,047\text{ km}$
- $Q = 52\,287 - 59\,034\text{ km}$
- $T = 24\text{ h}$



Typy orbit

GEO (Geostationary Orbit)

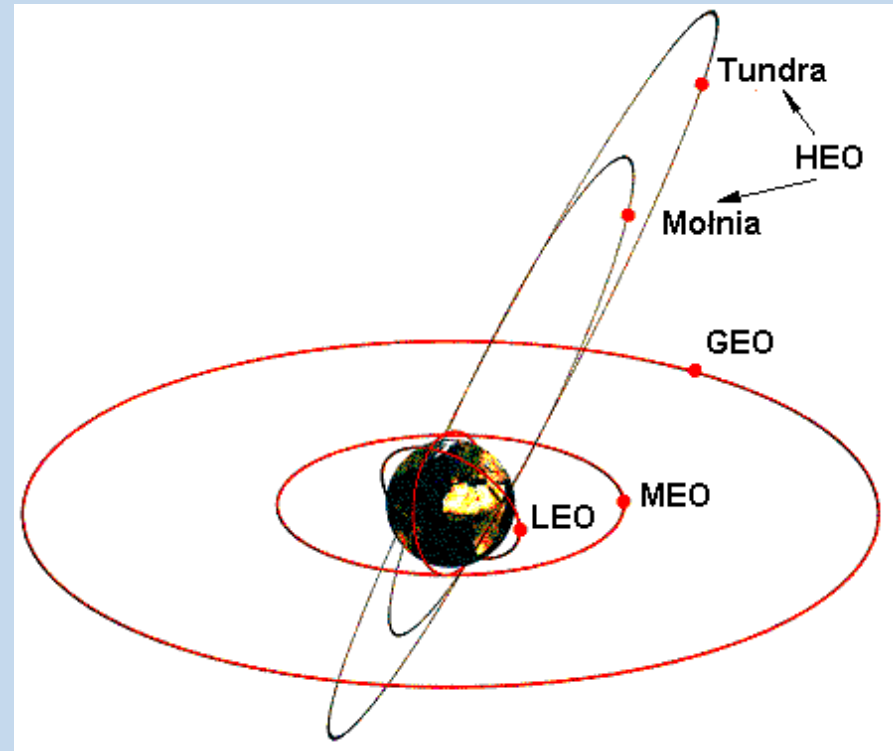
orbital geostacjonarna

- Okres obiegu satelity wokół Ziemi musi być równy okresowi obrotu planety 23h56m4s. Z III prawa Keplera:

$$r^3 \sim T^2$$

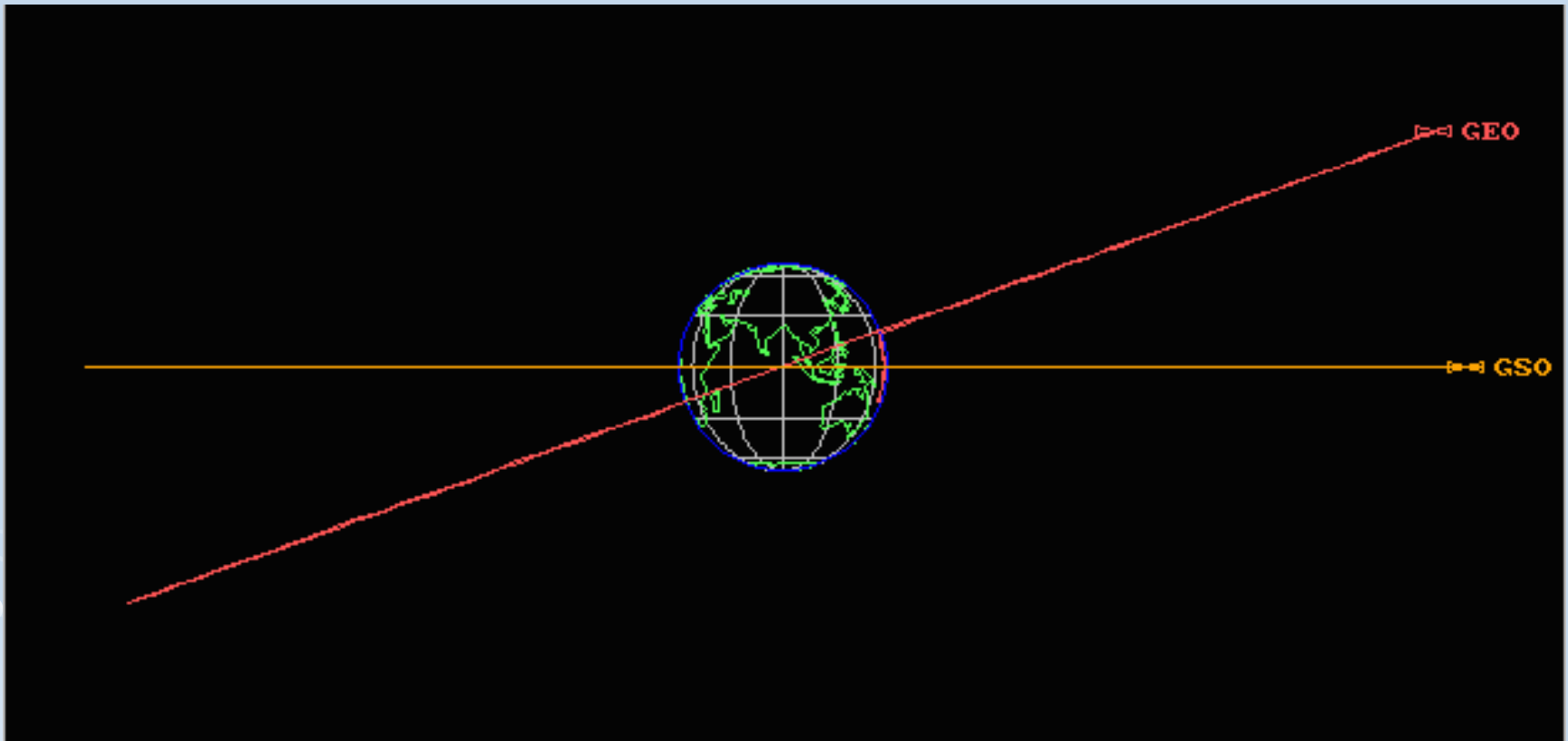
$r = 42\,165\text{ km}$, to $h = 35\,786\text{ km}$

- Jest to orbita kołowa $e = 0$;
- Przebiega nad równikiem, $i = 0^\circ$.



- $v = 3,08\text{ km/s}$
- ruch zgodny z kierunkiem obrotu Ziemi
- satelita pozostaje „zawieszony” nad jednym punktem równika

Orbity geosynchroniczne i geostacjonarne



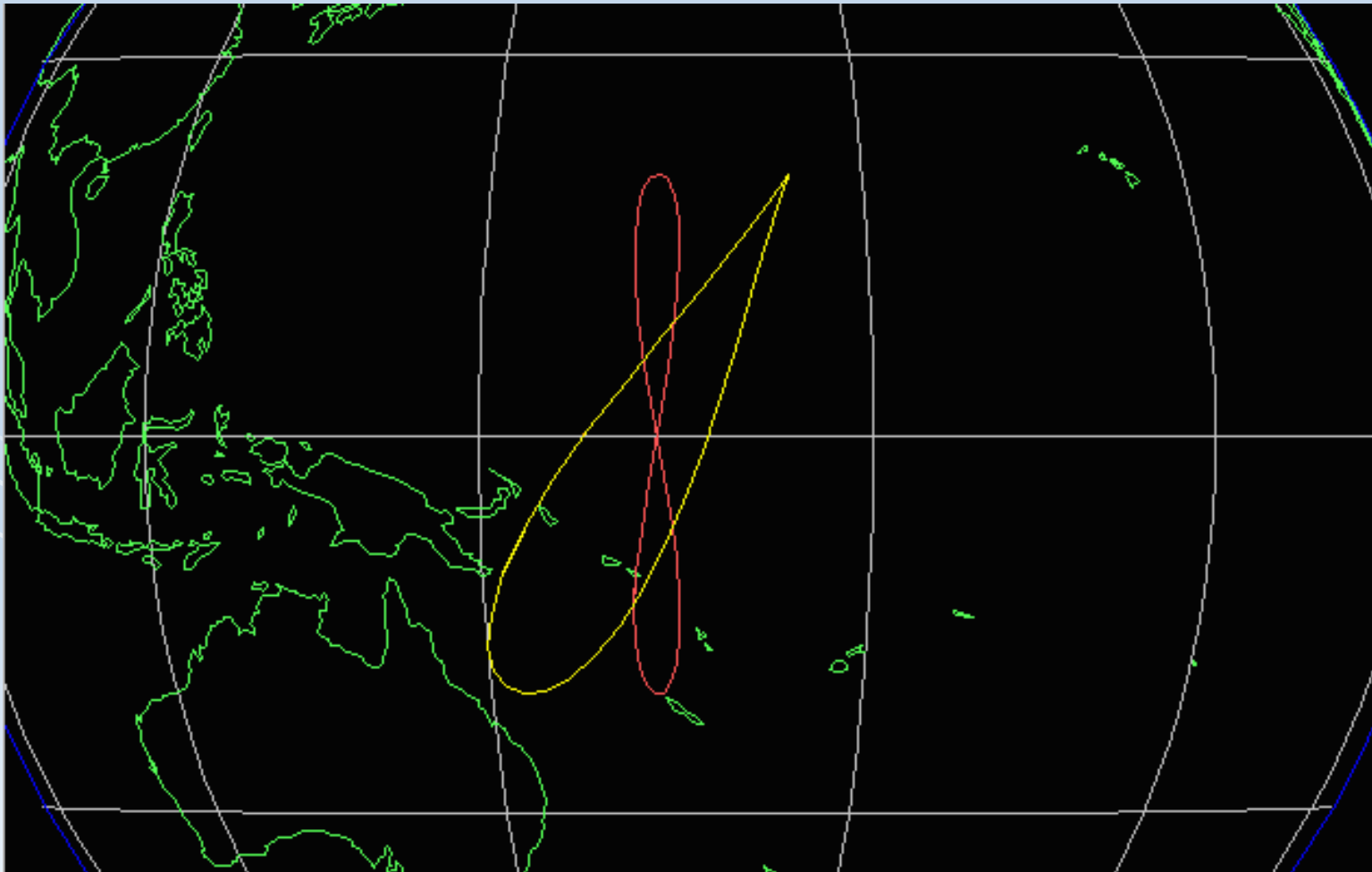
Przekrój orbit geostacjonarnej (GSO) i geosynchronicznej (GEO)

GEO: $i = 0^\circ$

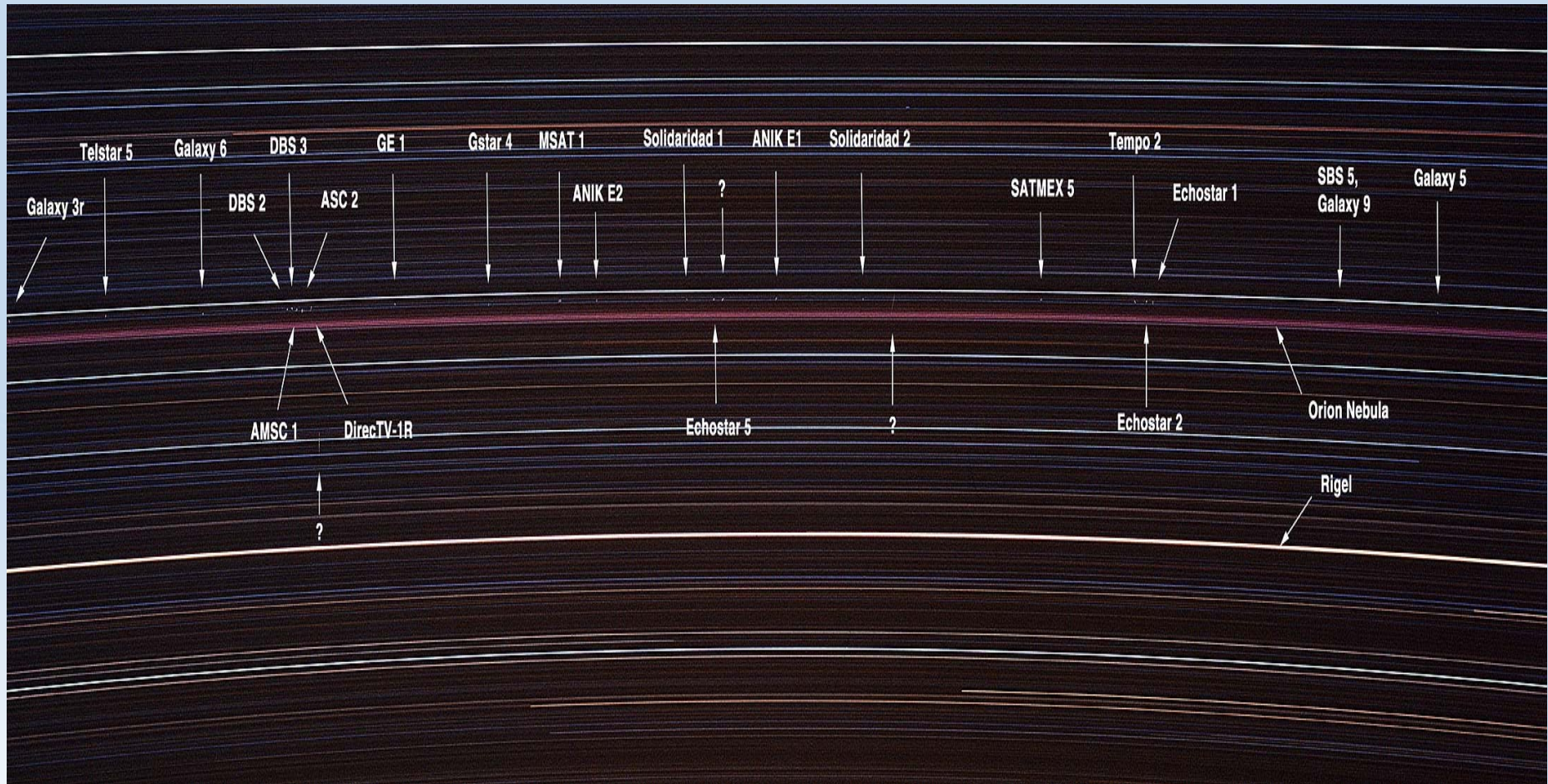
GSO: $i > 0^\circ, e > 0.0$

Orbity geosynchroniczne

Ślady podsatelitarne $i > 0^\circ$; $i > 0^\circ$ oraz $e = 0.1$



Jak widzimy satelity geostacjonarne z Ziemi ?



Łuki - ślady gwiazd; kropki – satelity geostacjonarne

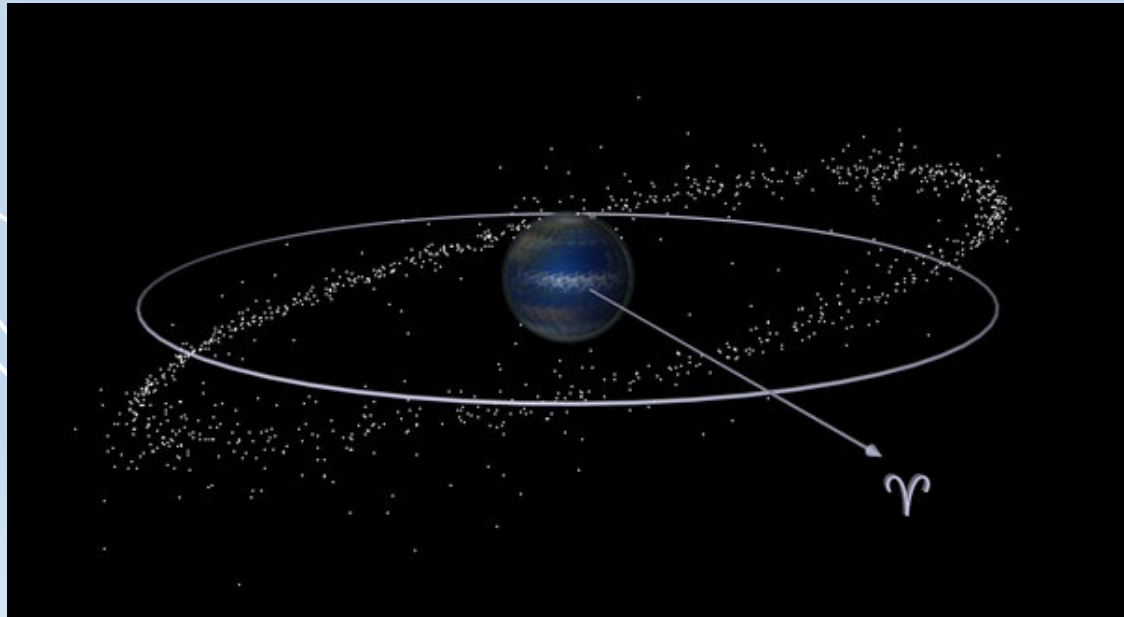
Orbita cmentarna

Na orbitach geostacjonarnych znajduje się około 800 obiektów, które tworzą tzw. pas geostacjonarny.

Część z nich to aktywne satelity, część to śmieci kosmiczne.

Nieaktywne satelity przesuwa się z orbity geostacjonarnej na tzw. orbitę cmentarną.

$$q = a_{\text{per}} > a_{\text{GEO}} + 235\text{km}$$



Katalog orbit satelitarnych

NORAD (North American Aerospace Defense Command) jest jedyną na świecie organizacją publikującą publicznie, codziennie dane o tysiącach orbit SSZ.

www.space-track.com

Katalog orbit satelitarnych nazywany jest:
TLE catalog (ang. Two Line Elements catalog)
i zawiera aktualnie ok 25000 orbit SSZ.

Katalog TLE zawiera większość nie tajnych sztucznych satelitów Ziemi o rozmiarach minimum 10cm.

Orbita każdego satelity jest codziennie nieco inna !!!

Katalog orbit satelitarnych

Każda orbita w katalogu TLE jest zapisana w 3 liniach tekstu:

ISS (ZARYA)

```
1 25544U 98067A    17321.28316475   .00003671   00000-0   62598-4 0   9991
2 25544   51.6419 355.1157 0004315 122.8559 337.6290 15.54164445 85563
```

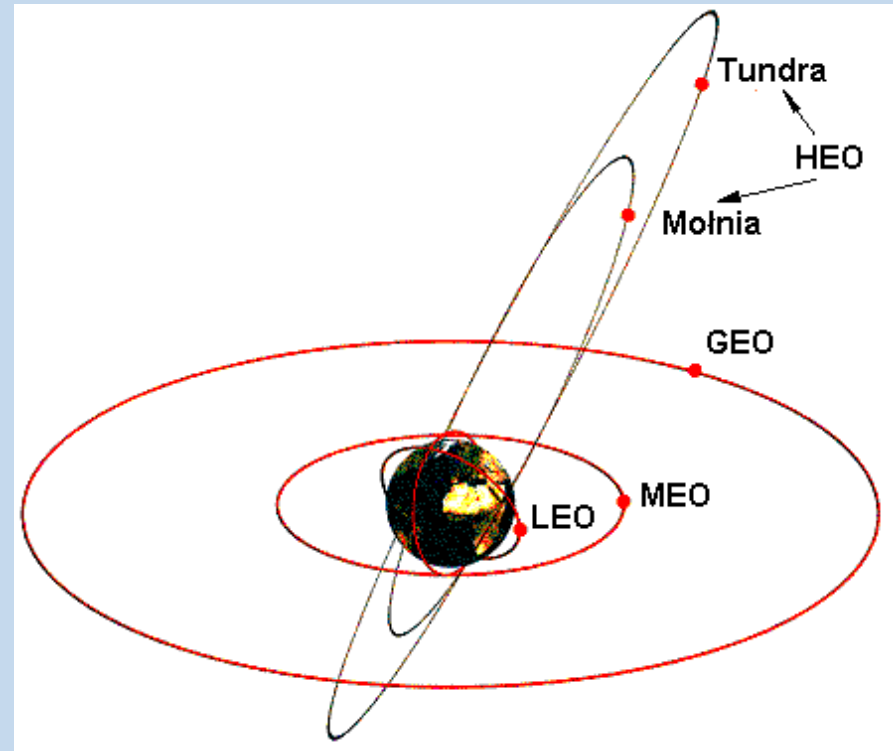
Linijka 0: nazwa

Linijka 1: nr linii, nr NORAD, nr INTL, epoka, MM', MM'', BSTAR, 0, nr orbity

Linijka 2: nr linii, nr NORAD, i, RA_asc, e, arg, MA, MM, nr obiegu na epokę

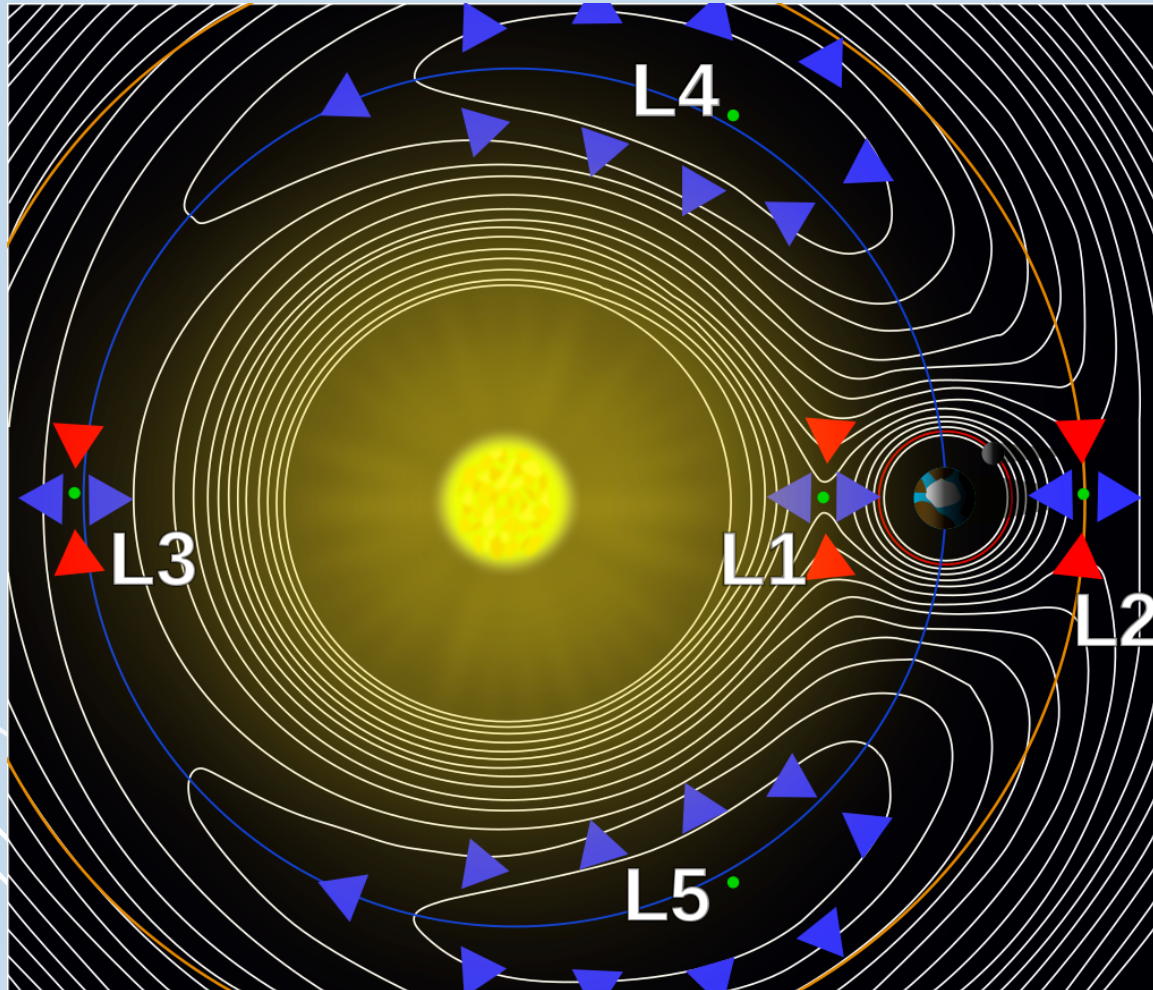
Wysokie orbity wokółziemskie

- **high Earth orbit (xGEO)**
wysoka orbita okołoziemska
 - powyżej GEO
 - $h > 36\,786$ km
 - okres orbitalny ponad 24h
 - wykorzystanie: satelity naukowe (TESS) oraz monitorujące broń nuklearną (Vela)



Mniejszy wpływ Ziemi i jej magnetosfery na satelitę.

Orbita halo

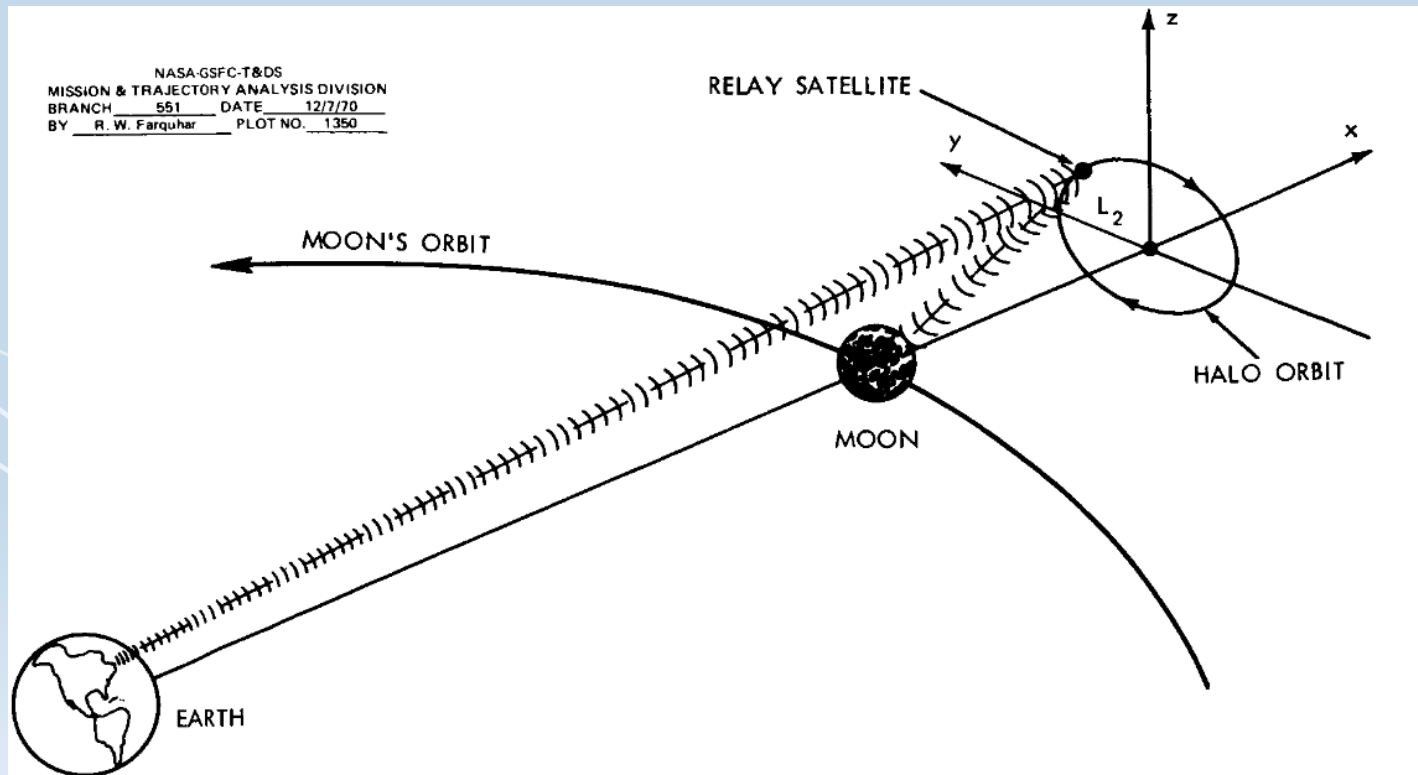


Punkty Lagrange'a układu Słońce-Ziemia

Orbita halo

- **halo orbit**

- orbita wokół punktu Lagrange'a nr 1, 2 lub 3
- głównie wykorzystywana do badań naukowych (JWST, Gaia)
- nie jest w pełni stabilna, wymaga ciągłych korekt



Orbita halo

1995-12-02

SOHO



0.000km/s

119,133km

1995-12-02

SOHO



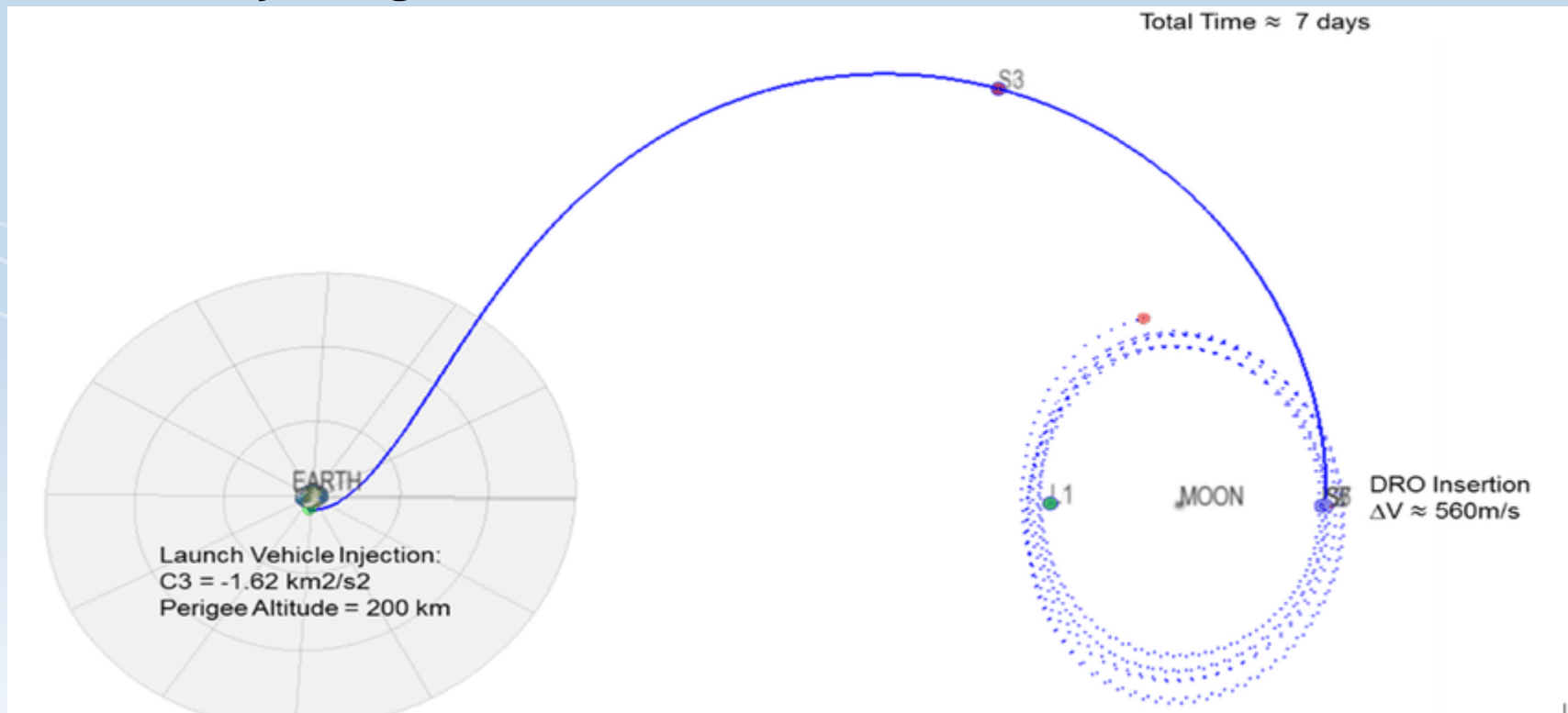
0.000km/s

119,133km

Orbita halo obserwatorium kosmicznego SOHO
(z lewej w płaszczyźnie równika, z prawej od bieguna)

Odległa orbita wsteczna

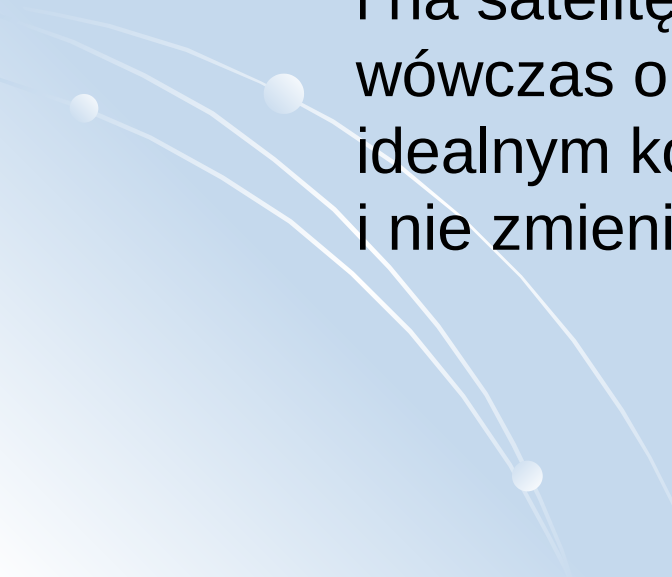
- **DRO distant retrograde orbit**
 - orbita wokółksiężycowa (dla Księżyca lub innych księżyców)
 - charakteryzuje się wysoką stabilnością mimo obecności Ziemi (lub innej planety)
 - wejście na tą orbitę (z przestrzeni kosmicznej) wymaga stosunkowo niewielkiej energii



Od czego zależy ruch sztucznych satelitów Ziemi?

Dominującą siłą działającą na każdego sztucznego satelitę jest siła grawitacji planety wokół której krąży.

Gdyby Ziemia była idealną kulą i na satelitę nie działały żadne inne siły wówczas orbity satelitów były by idealnym kołem lub elipsą i nie zmieniały by się w czasie.

A decorative graphic in the bottom-left corner of the slide. It features three curved, light-blue lines representing satellite orbits. Each orbit has a small white circle at its starting point, representing a satellite. The lines curve from the bottom-left towards the top-right.

Zaburzenia w ruchu satelity (tzw. perturbacje) dzielimy na grawitacyjne i niegravitacyjne.

Zaburzenia grawitacyjne pochodzą od:

- niesferyczności kuli ziemskiej
- przyciągania Księżyca
- przyciągania Słońca

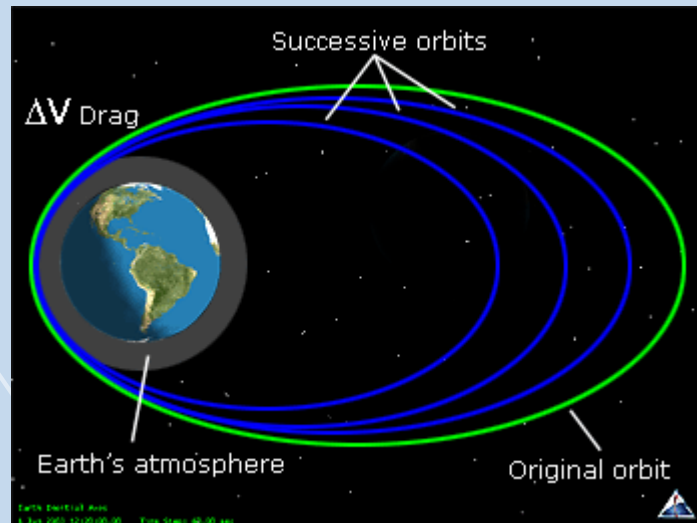
Zaburzenia niegravitacyjne pochodzą od:

- oporu atmosfery ziemskiej
- ciśnienia promieniowania Słońca

Wszystkie te zaburzenia sprawiają, że tor ruchu sztucznego satelity jest bardzo skomplikowany i tylko w przybliżeniu przypomina koło lub elipsę.

Opór „tarcie” atmosfery

- Zależy od:
 - Pola powierzchni przekroju czynnego satelity
 - Gęstości górnych warstw atmosfery Ziemi – zmienna!
 - Prędkości satelity i czas jego przechodzenia przez atmosferę Ziemi (na orbicie kołowej będzie stale zanurzony w atmosferze, na silnie eliptycznej tylko w perygeum)
 - ISS „opada” o 2 km/miesiąc ze względu na ten efekt!



Opór „tarcie” atmosfery

- Siła zanedbywalna powyżej 1000 km.
- Pod wpływem „tarcia” maleje energia potencjalna satelity, satelita obniża swoją orbitę, a jego prędkość **rośnie**.
- Pod wpływem oporu atmosfery ustawicznie zmieniają się kształt i rozmiar orbity – orbita zbliża się do orbity kołowej
- Gdy satelita zmniejszy wysokość do około 150 km, a okres obiegu do 87 minut, następuje spalenie satelity.
- Tarcie podgrzewa satelitę powodując wyparowanie masy, co powoduje trudności w przewidywaniu miejsca jego upadku.

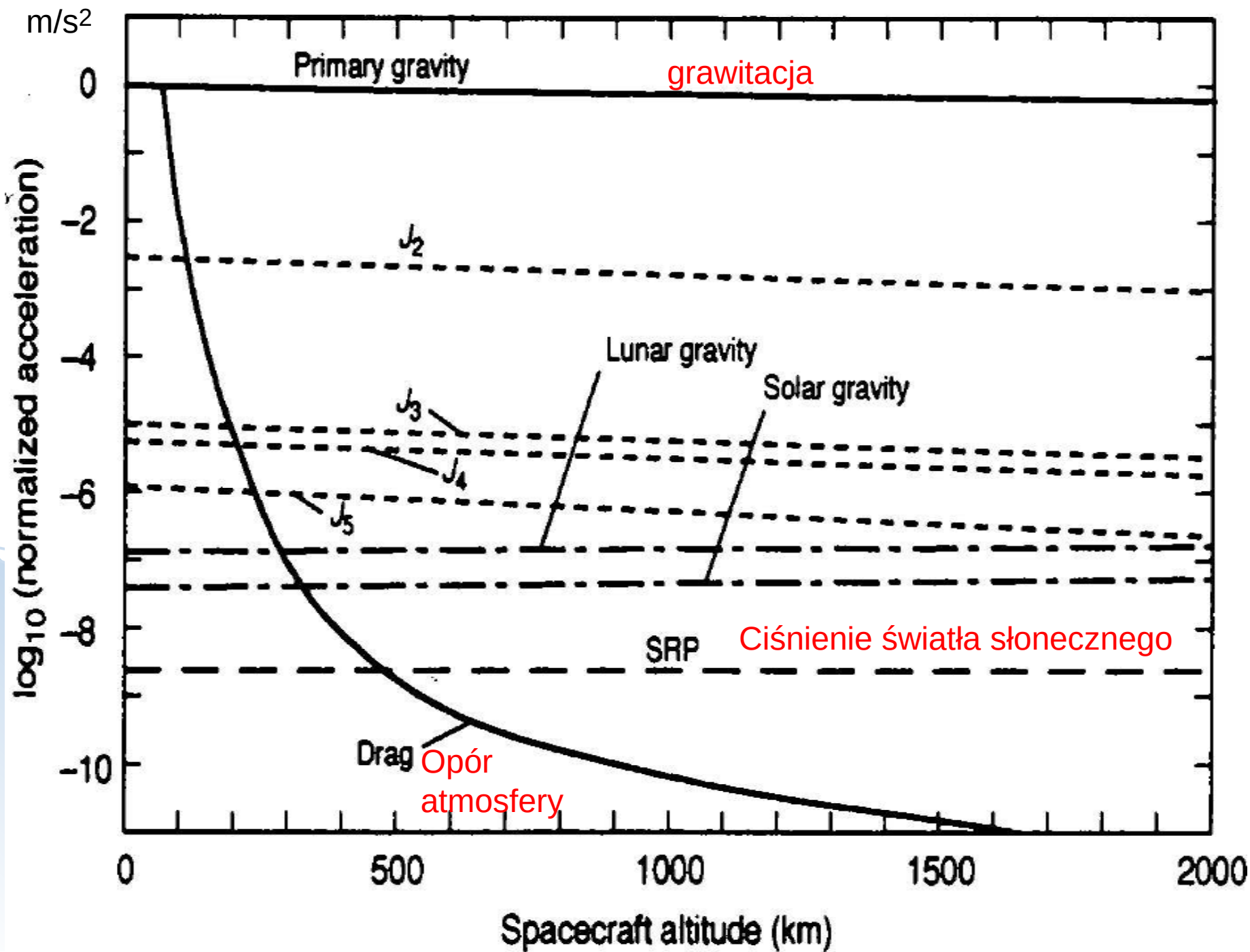
Ciśnienie promieniowania słonecznego

Zależy od:

- Pola powierzchni przekroju satelity;
- Masy satelity;
- Odległości od Słońca;
- Współczynnika odbicia światła



Ciśnienie promieniowania słonecznego powoduje przyspieszenie satelity w kierunku na zewnątrz od Słońca i może być wykorzystane do napędzania satelitów - **żagle słoneczne**.



Manewry orbitalne

Manewrem nazywamy każde użycie systemu napędowego satelity, które służy zmianie orbity tego satelity.

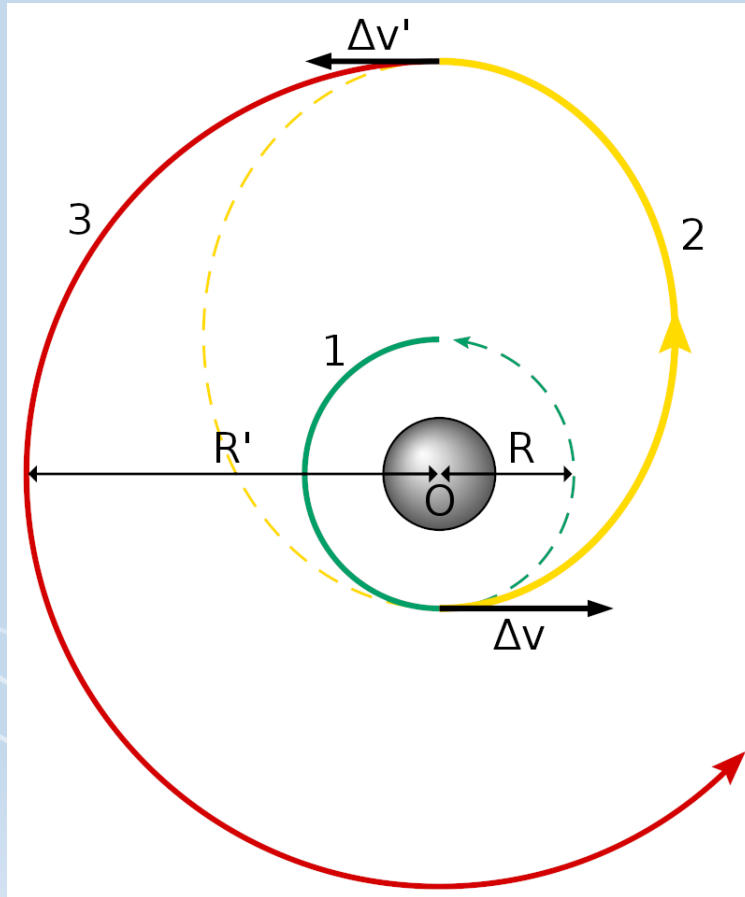
Manewr wymaga zużycia energii i jest zwykle określany parametrem Δv – zmianą chwilowej prędkości satelity niezbędną by wykonać dany manewr.

Przykładowo manewr wejścia na orbitę Ziemi wymaga $\Delta v > v_i = 9.3 \text{ km/s}$ a manewr opuszczenia Ziemi na stałe wymaga $\Delta v > v_{ii} = 12.4 \text{ km/s}$

Orbity transferowe

Orbita transferowa to zwykle eliptyczna orbita pośrednia na którą wchodzi satelita na krótki czas, aby zmienić jedną orbitę kołową na inną orbitę kołową.

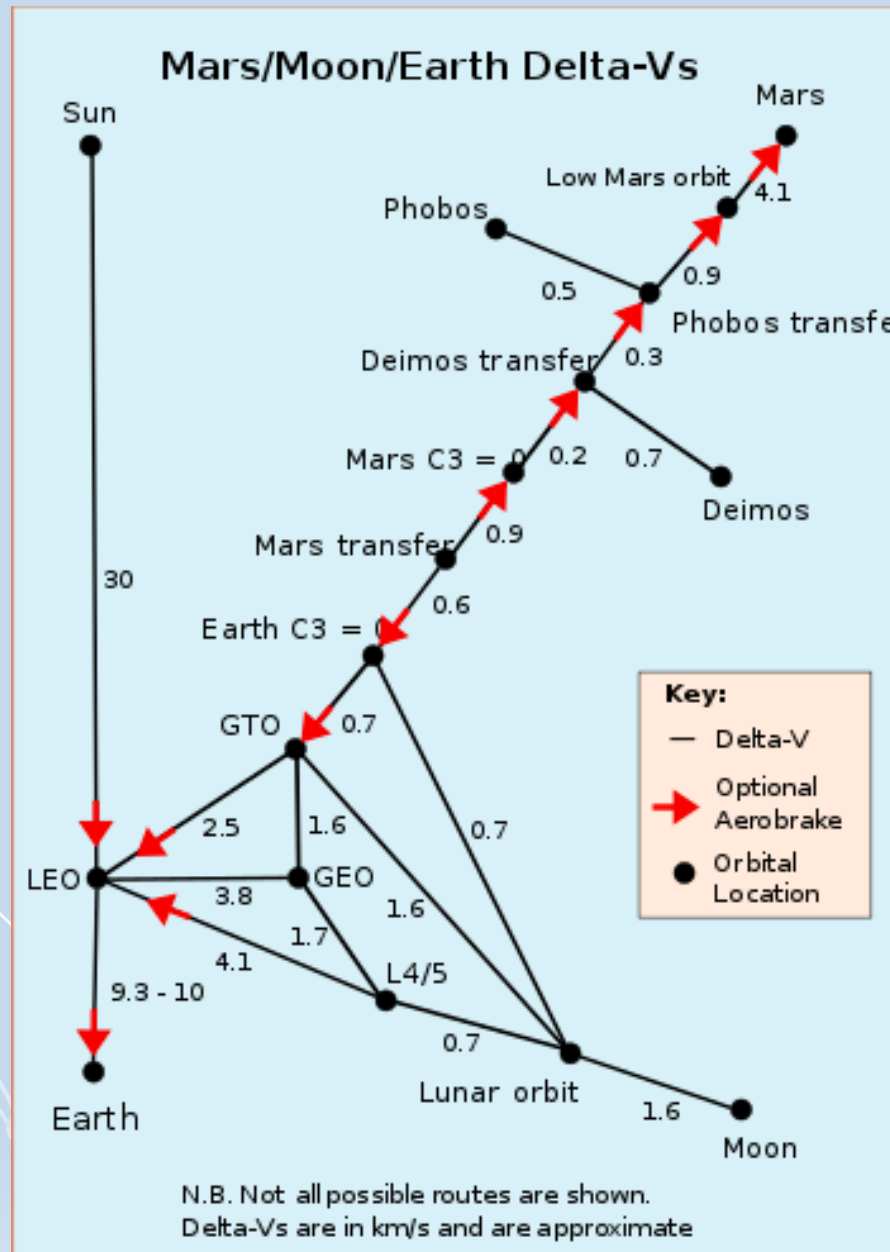
Manewr Hoffmana



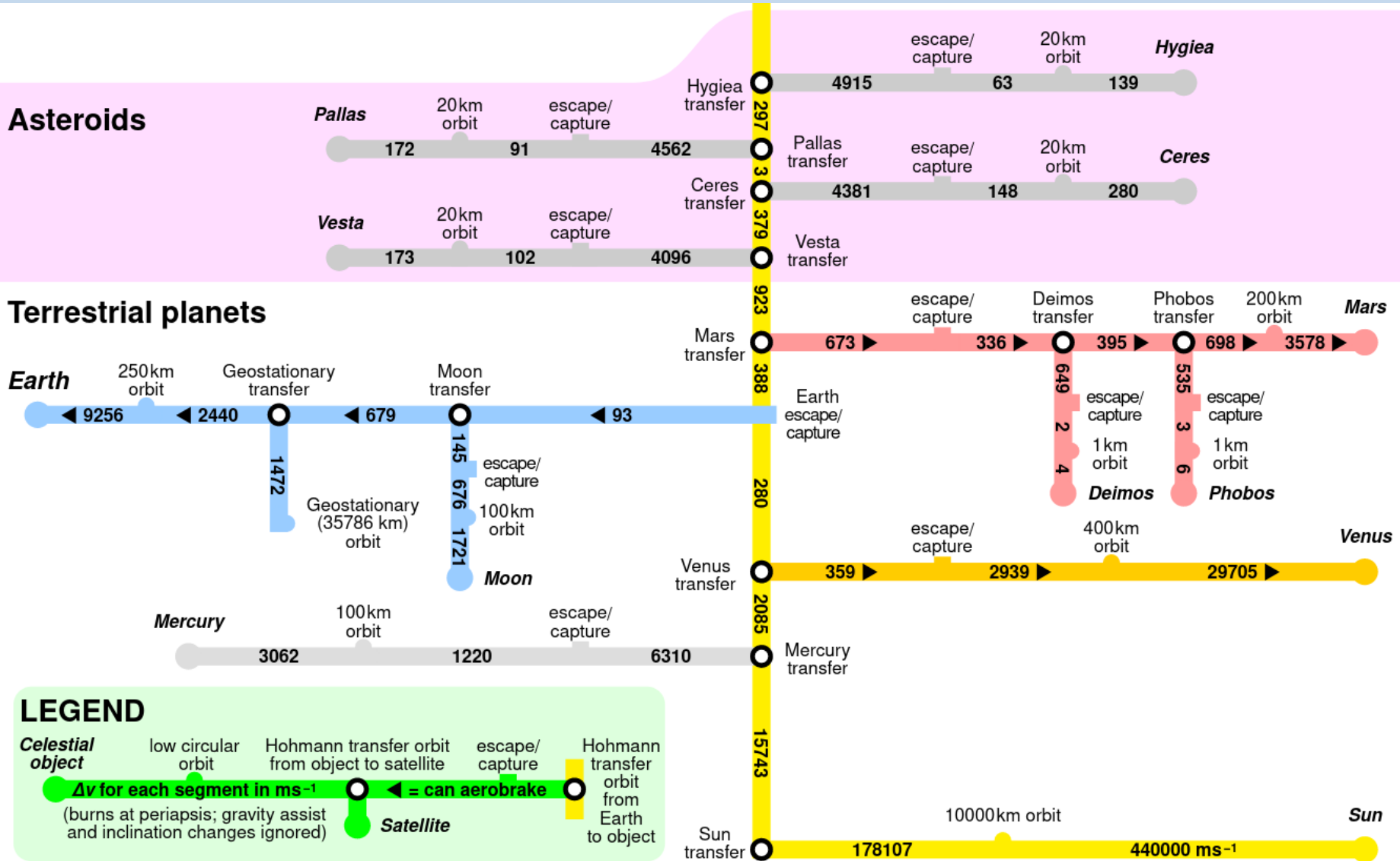
- 1 – orbita pierwotna ($a=R, e=0$)
- 2 – orbita transferowa ($e>0$)
- 3 – orbita docelowa ($a=R', e=0$)
- Δv – miejsce odpalenia napędu

Im większa zmiana orbity tym większa zmiana prędkości satelity jest niezbędna.

Przykładowe Δv [m/s]



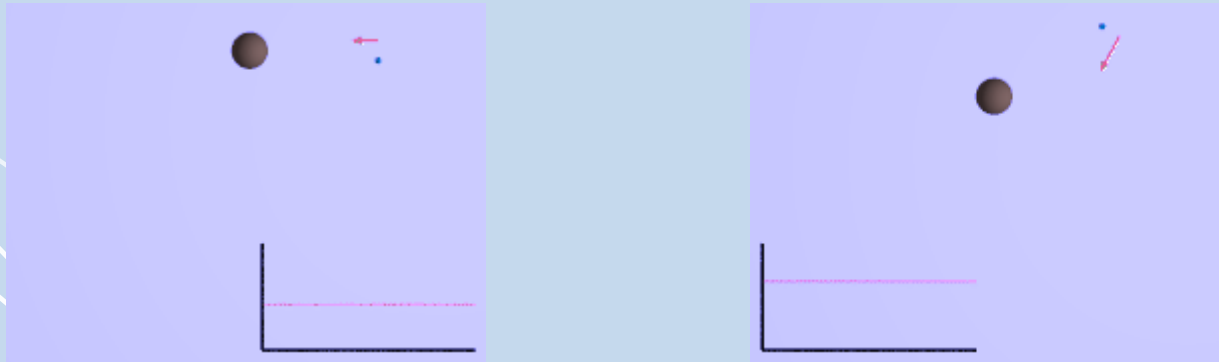
Przykładowe Δv [m/s]



Asysta grawitacyjna

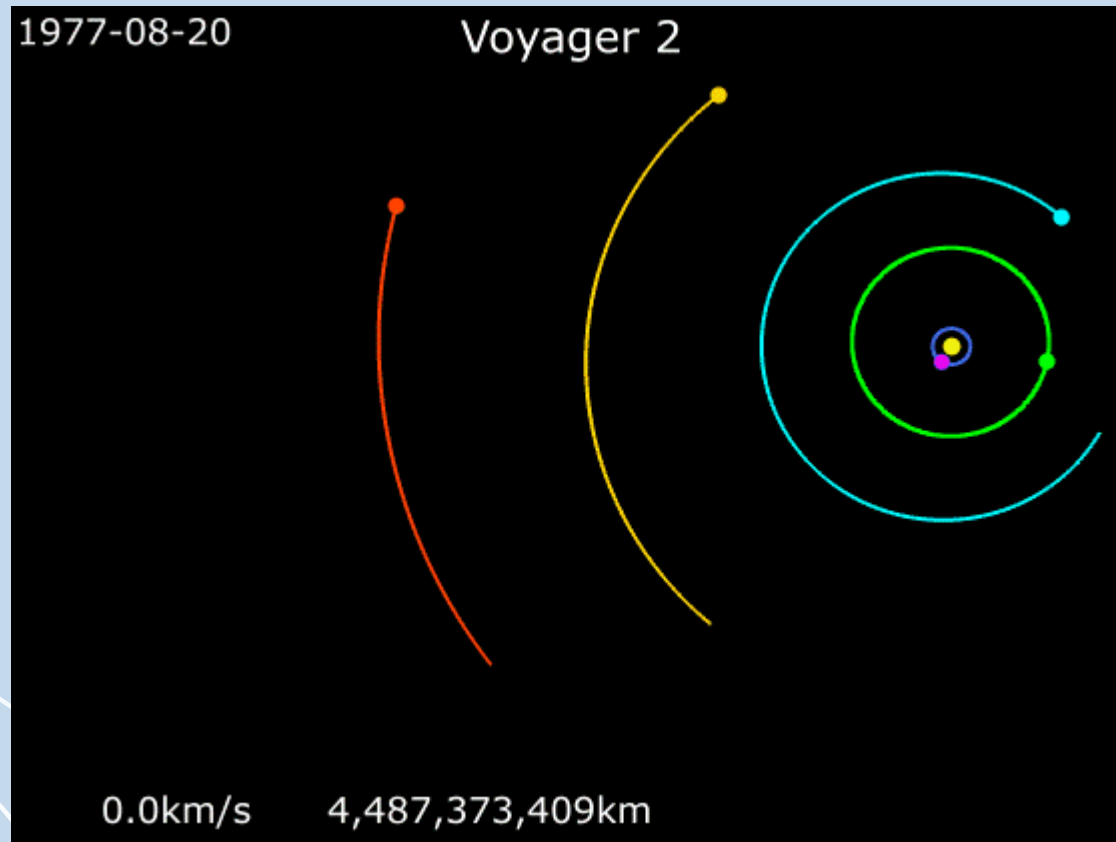
Jest to szczególny rodzaj manewru orbitalnego, który pozwala na zmianę orbity (trajektorii) i prędkości pojazdu bez użycia paliwa, za pomocą przelotu w pobliżu planety.

Zmianie pędu pojazdu towarzyszy identyczna (z przeciwnym znakiem) zmiana pędu planet. Różnica masy powoduje, że planeta praktycznie nie zmienia prędkości, a sonda wyraźnie.



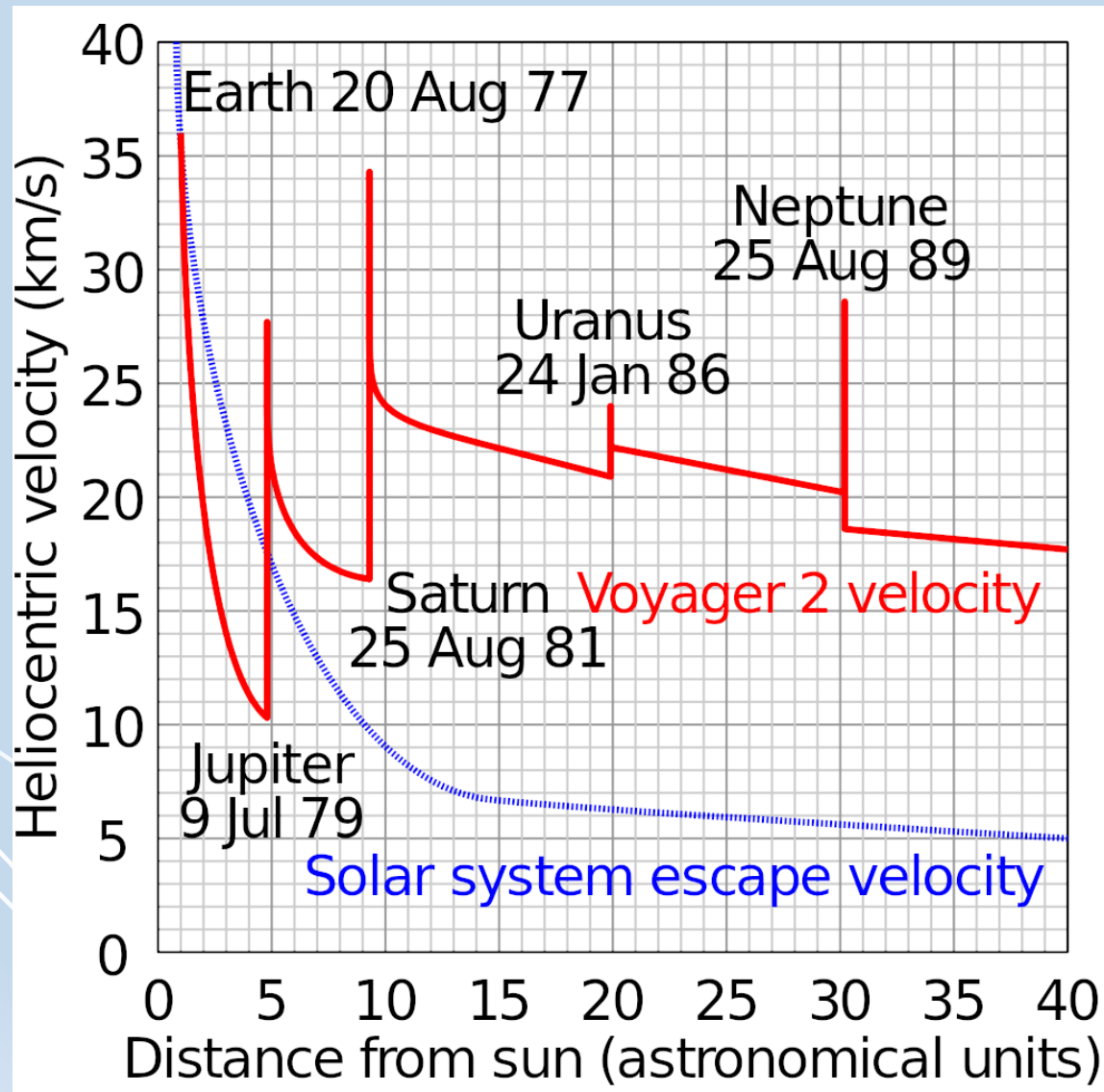
Przyspieszenie i spowolnienie sondy podczas asysty grawitacyjnej.

Asysta grawitacyjna



Najsłynniejsza poczwórna asysta grawitacyjna sondy Voyager 2.

Asysta grawitacyjna

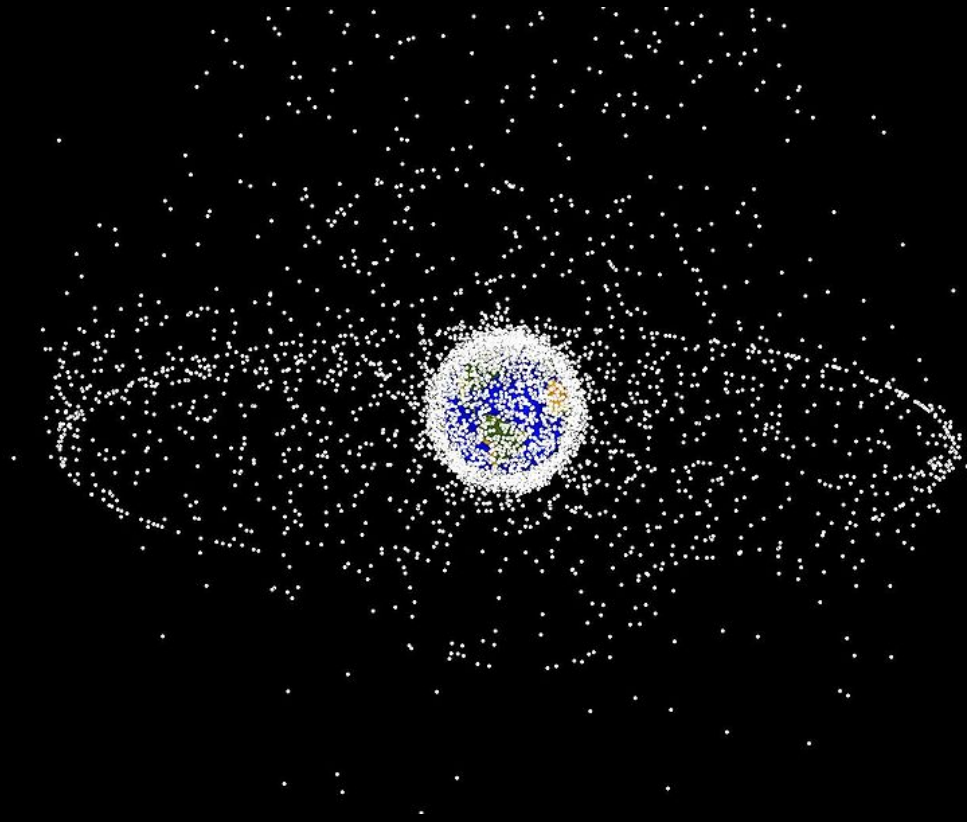


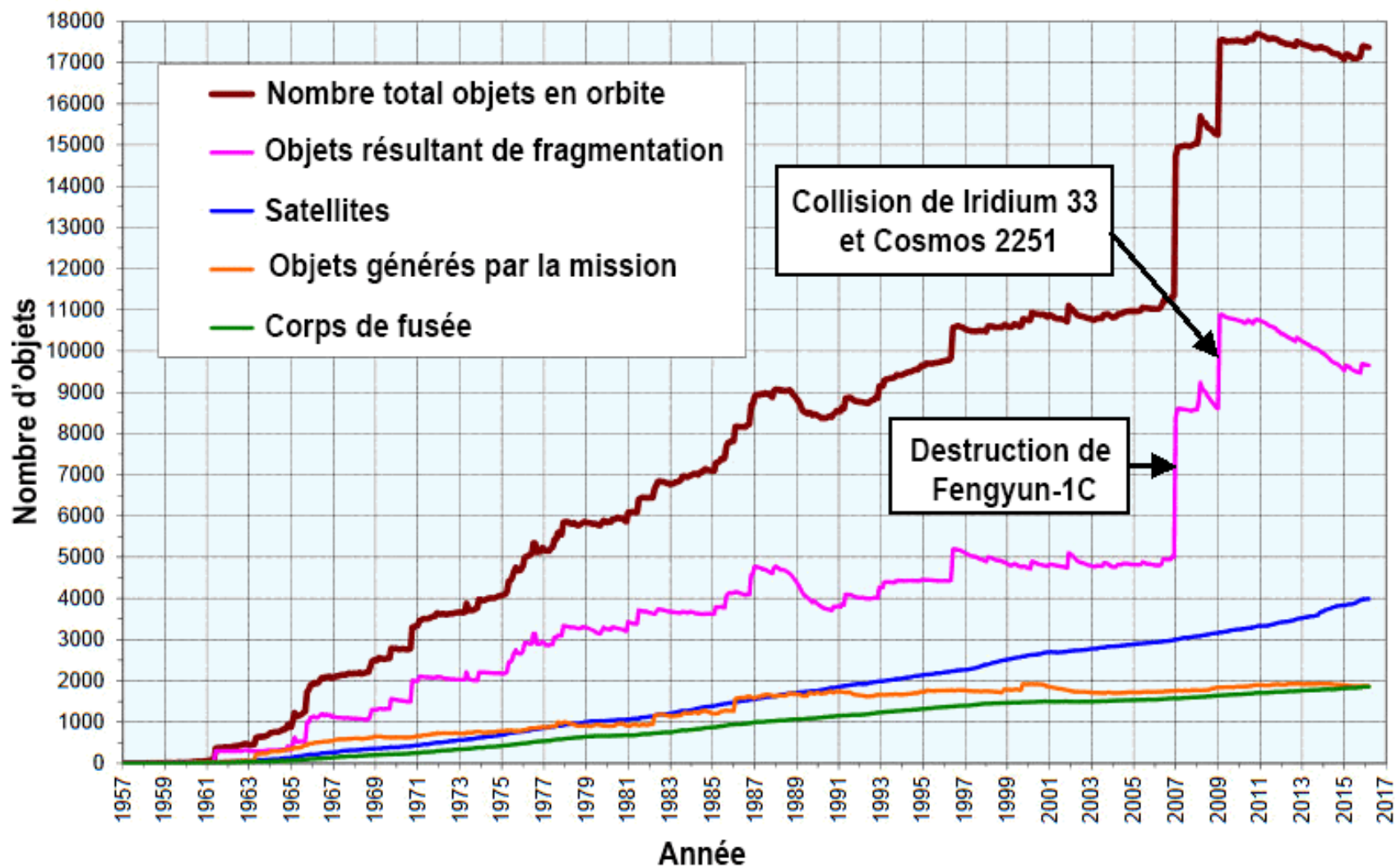
Najsłynniejsza poczwórna asysta grawitacyjna sondy Voyager 2.

Śmieci kosmiczne

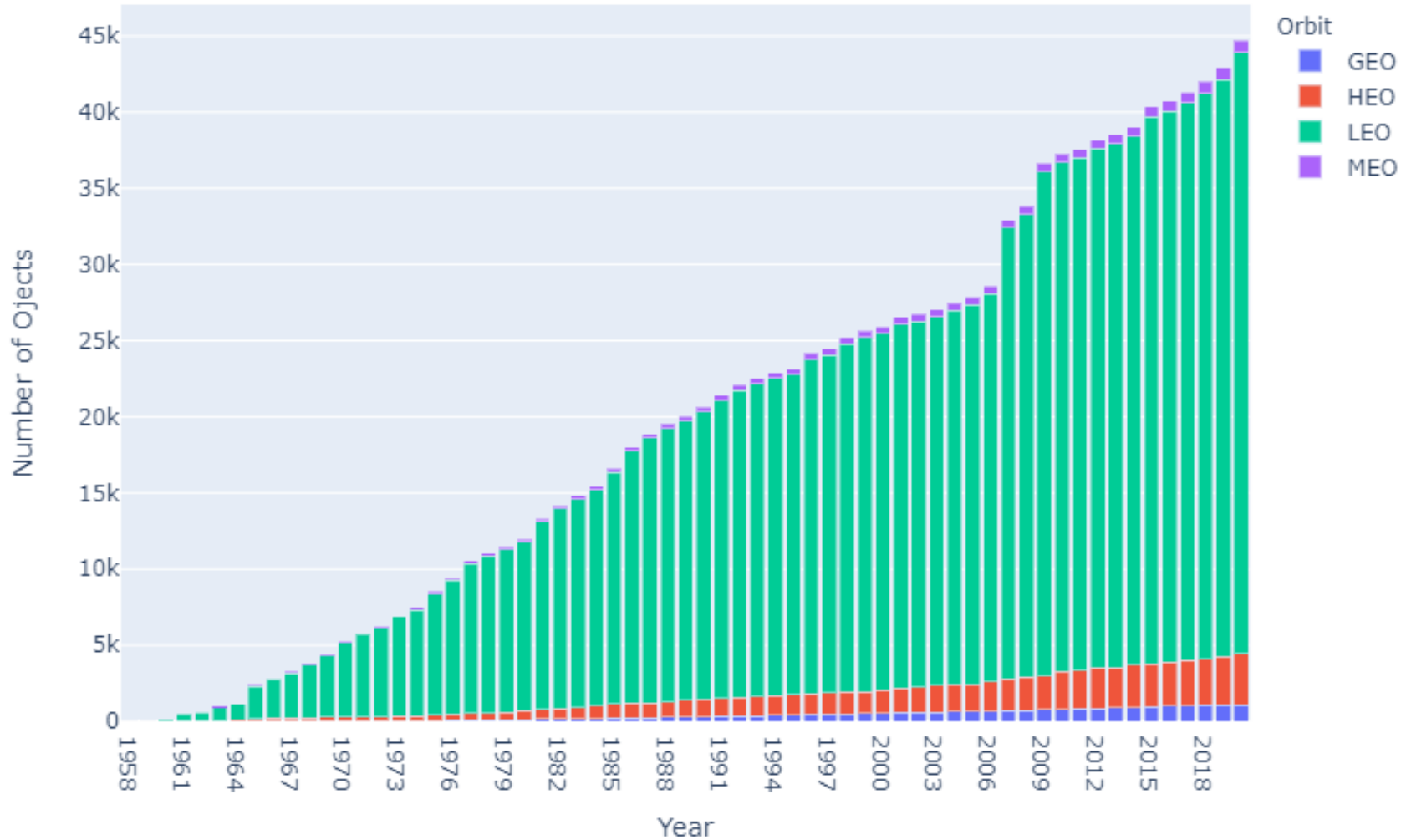
Nieczynne, porzucone satelity, części ich wyposażenia, rakiety i ich części, a także liczne fragmenty satelitów i ракет powstałe w trakcie zamierzonych i niezamierzonych eksplozji oraz kolizji.

Monitorowanych w sposób ciągły jest ponad 20 tysięcy obiektów o rozmiarach większych niż 10 cm,





Number of Space Objects in Different Orbits



Liczba obiektów z podziałem na podstawowe typy orbit.



Fizyczne rozmiary	Szacowana liczba odłamków na LEO	Potencjalne zagrożenie dla satelitów
Większe od 10 cm	25 000	Całkowite zniszczenie
Od 1 cm do 10 cm	500 000	Poważne uszkodzenia
Od 1 mm do 1 cm	Ponad 500 mln	Drobne uszkodzenia

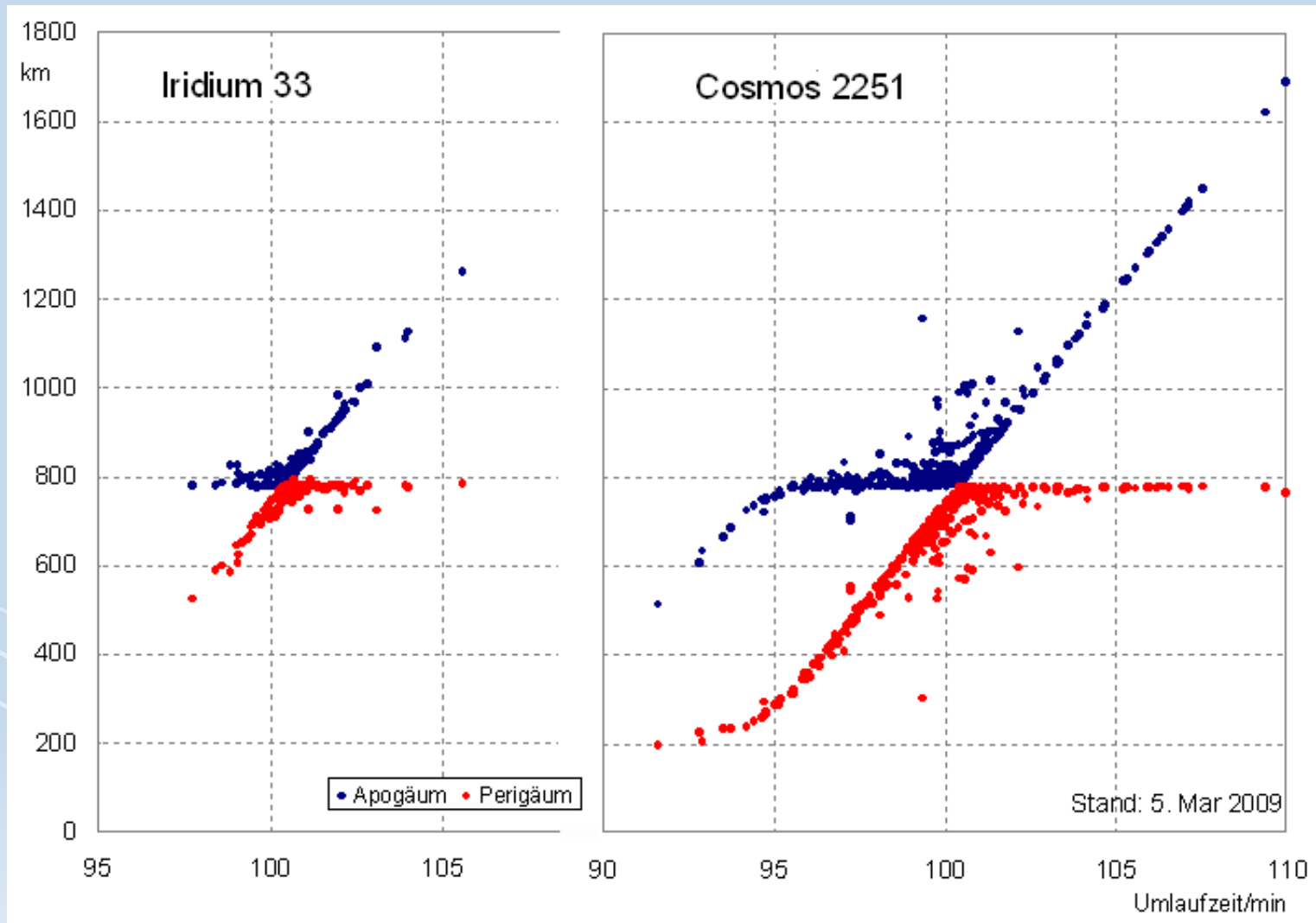
Łączna masa wszystkich obiektów: ponad 5 000 ton.

Największe zagęszczenie na wysokościach:

850 km, 1 000 km, 1 500 km, 20 000 km i 36 000 km

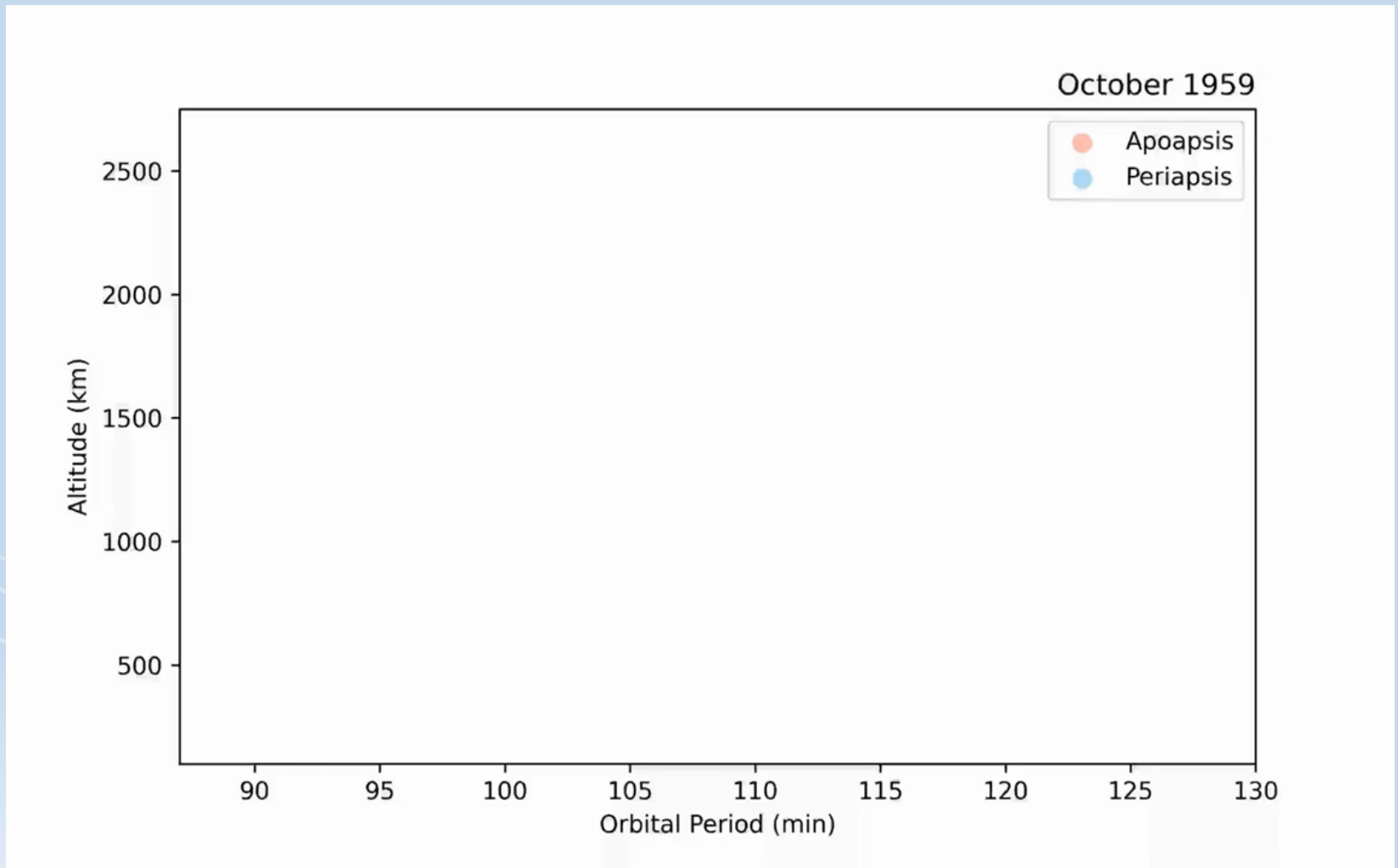
[animacja](#)

Wykres Gabbarda



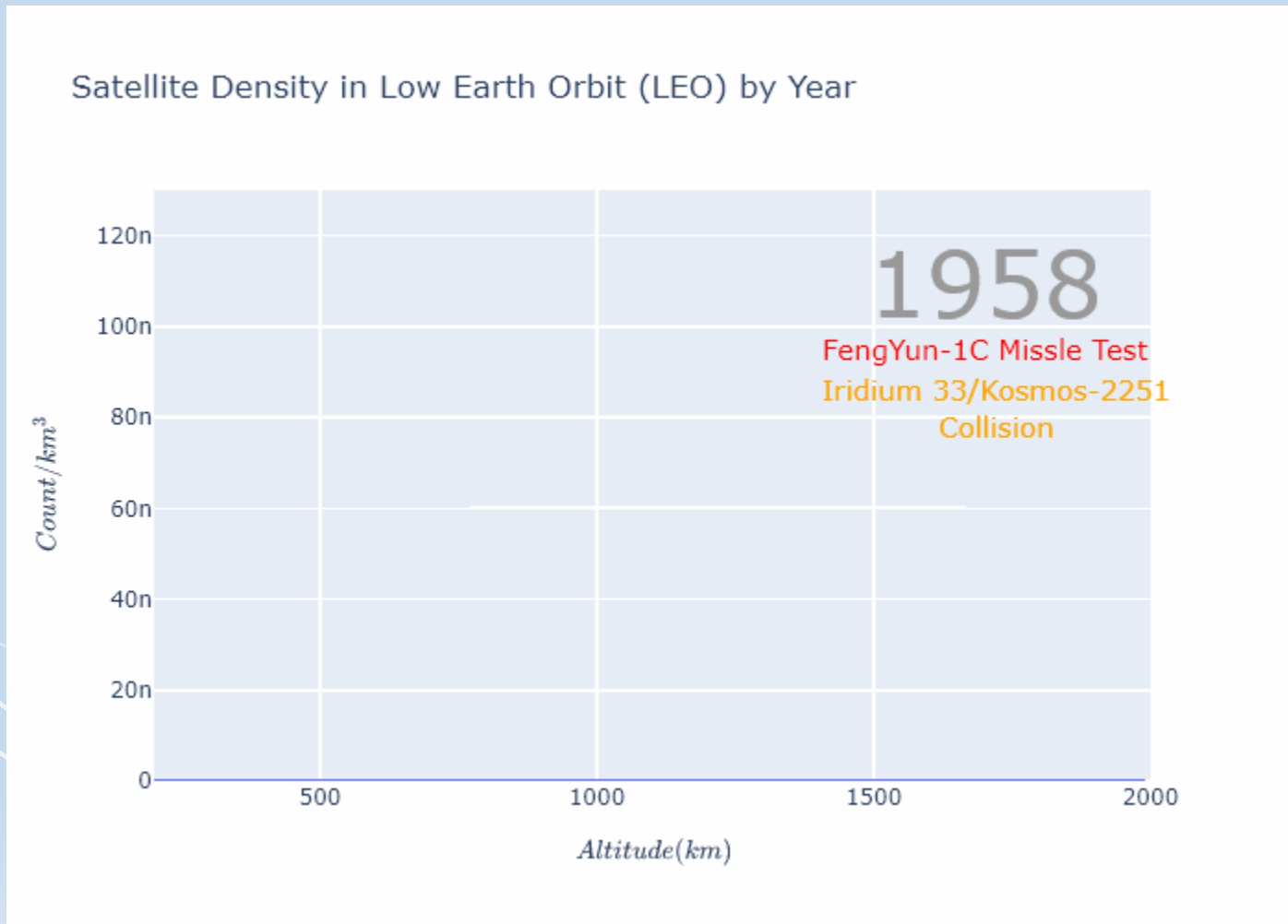
Wykres Gabbarda przedstawiający perygeum i apogeum odłamków fragmentacji.

Wykres Gabbarda



Animacja przedstawiająca fragmenty satelitów zarejestrowane w latach 1959-2020.

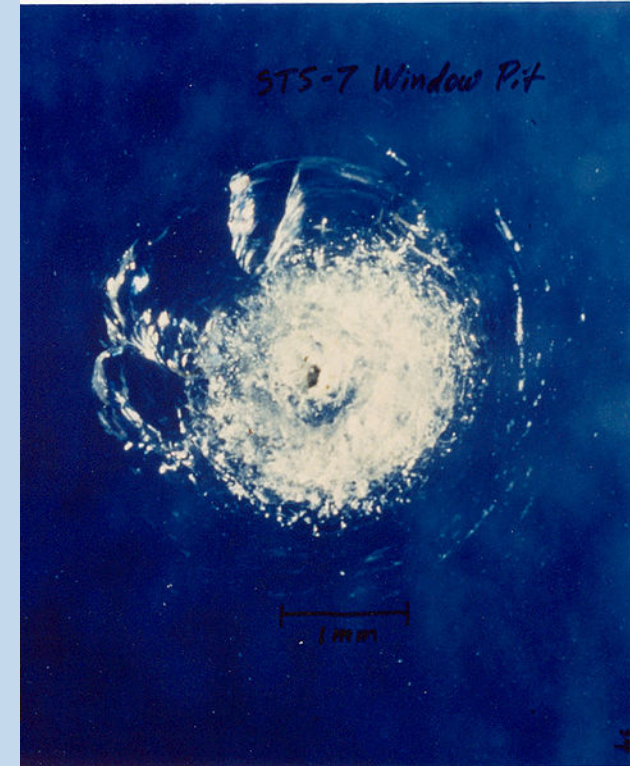
Zagęszczenie satelitów na LEO



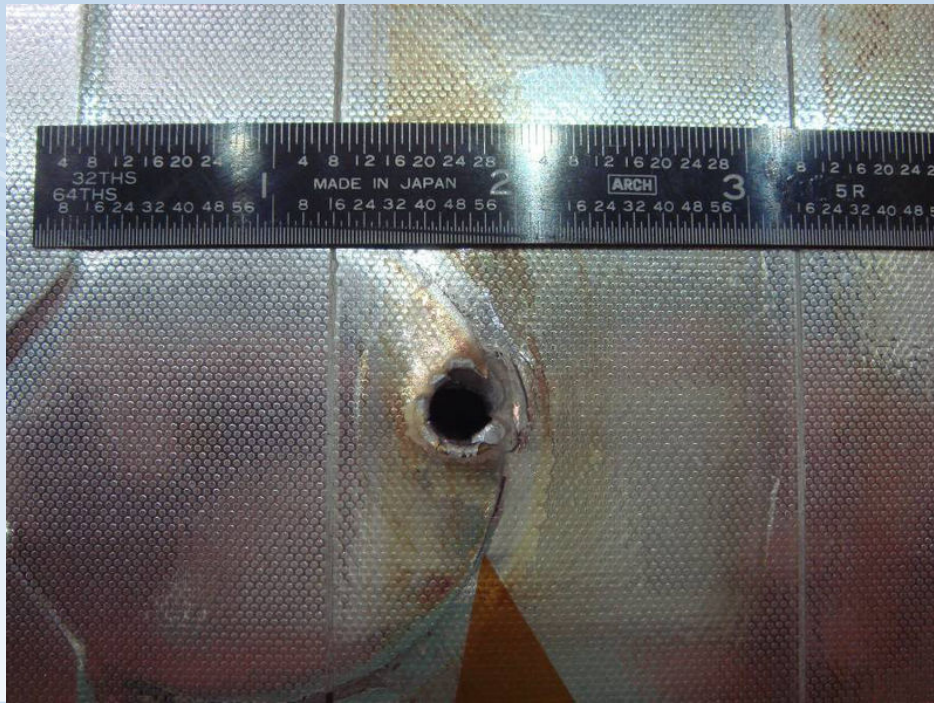
Zmiana liczby skatalogowanych obiektów
liczonych na miliard km³ przestrzeni kosmicznej.



Zniszczenia paneli słonecznych stacji kosmicznej MIR.
Zniszczenia widoczne na panelu po prawej stronie, który jest zwrócony w kierunku obiektywu są efektem działania śmieci.
Wyraźniejsze zniszczenia panelu dolnego powstały podczas zderzenia ze statkiem Progress.

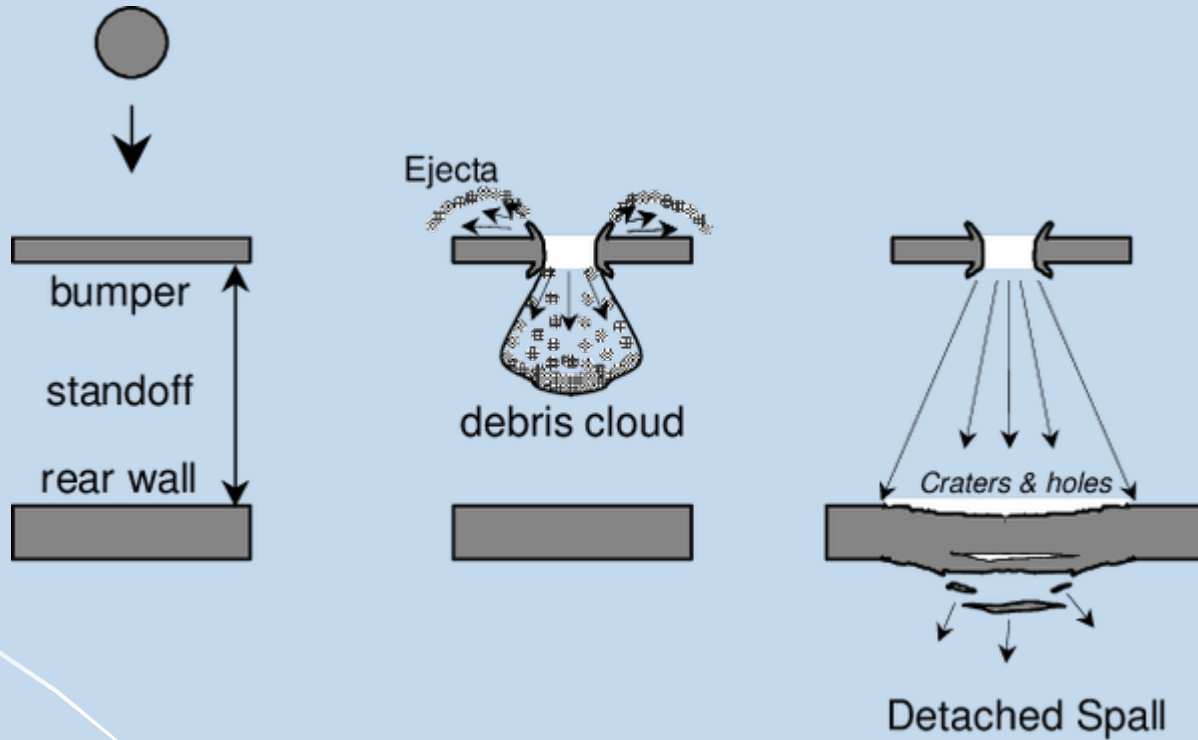


Listek farby pozostawił te zniszczenia na powłoce wahadłowca Challenger.



Endeavour doznał poważnego uszkodzenia chłodnicy. Otwór wejściowy ma mniej niż 2 cm, wyjściowy jest znacznie większy.

Wielowarstwowa osłona Whipple

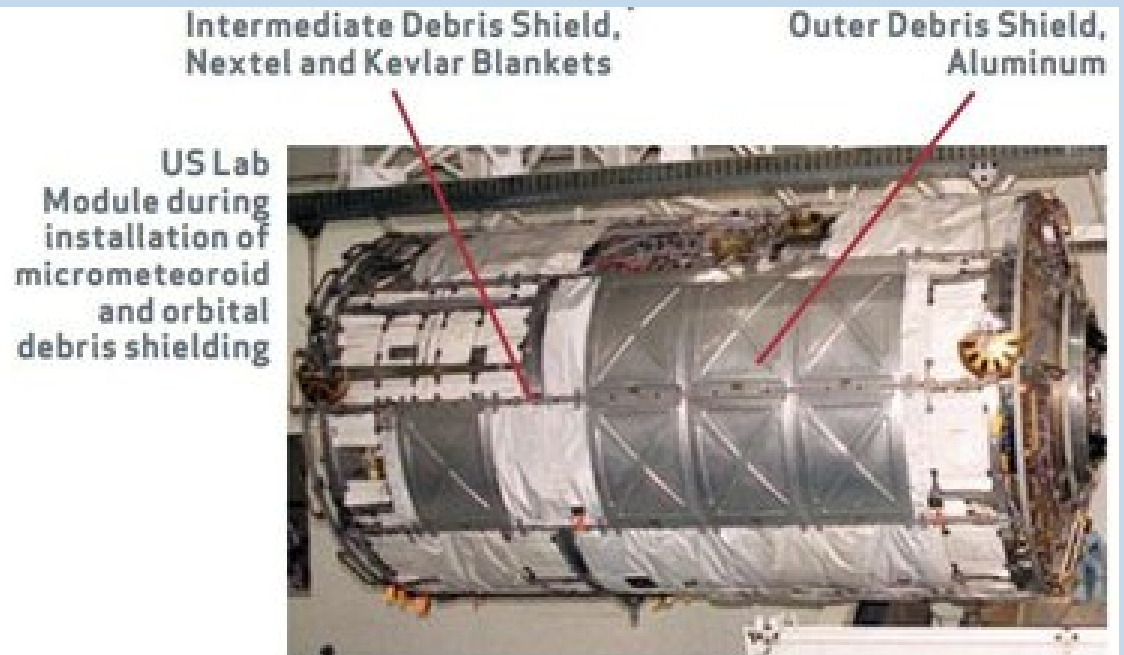


Osłona tego typu jest lżejsza niż lity pancerz o podobnej wytrzymałości.

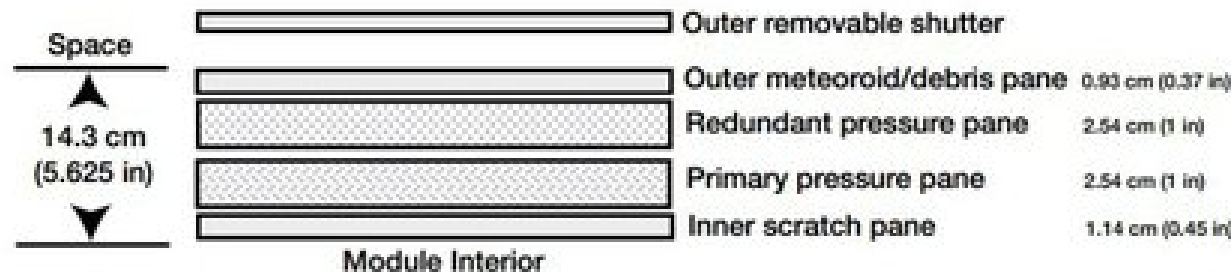
Ośłony Międzynarodowej Stacji Kosmicznej



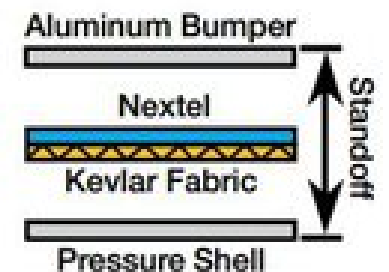
Deployed shutters for Cupola windows.



US Lab Module during installation of micrometeoroid and orbital debris shielding



Typical Glass Windowpane Design



Typical Debris Shield Design

Wykrywanie i monitoring śmieci kosmicznych



Teleskop optyczny



Satelita



Dalmierz laserowy



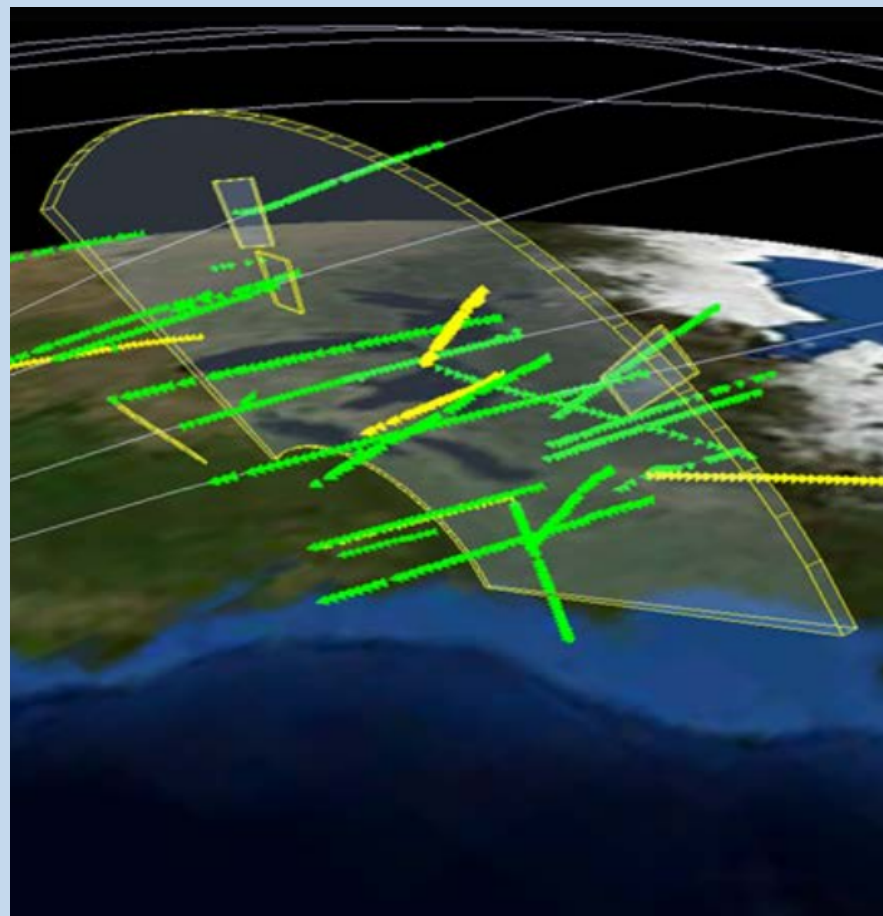
Radar

Space Surveillance Network

Worldwide network of 20 optical and radar (mechanical & phased array) sensor sites.



Najnowocześniejszy radar satelitalny USA



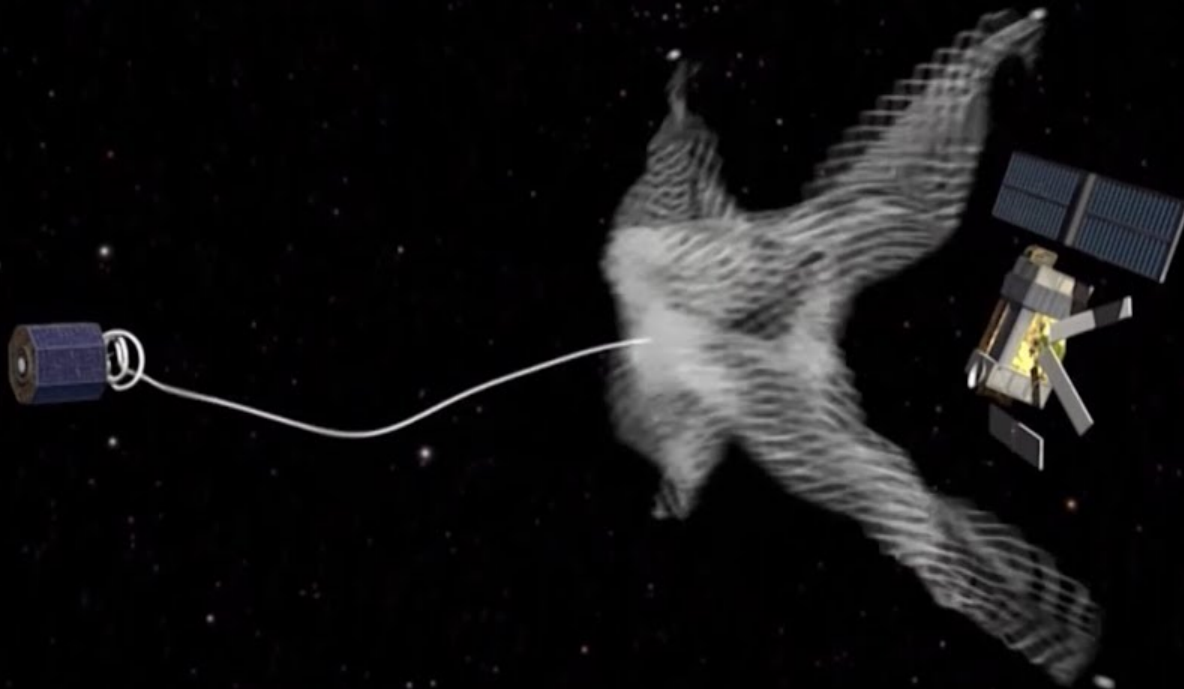
Space Fence

Koszt ok 1.5 mld \$, szacunkowo wykryje ok. 50 tyś obiektów (z czego ok. połowa to obiekty już znane a ok. połowa nowe).

Poznański Teleskop Satelitarny 3



Usuwanie śmieci kosmicznych?



Usuwanie śmieci kosmicznych?

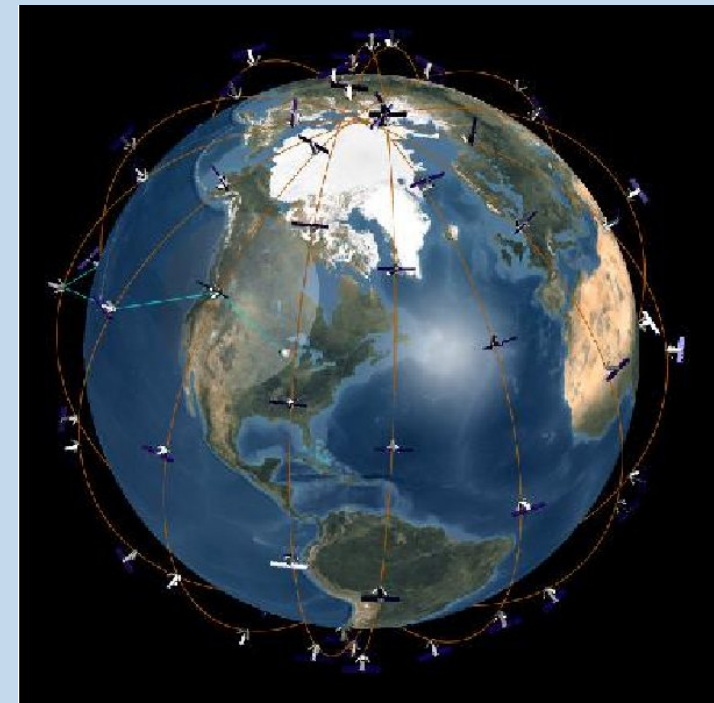


Wykorzystanie sztucznych satelitów Ziemi



Przykłady wykorzystania sztucznych satelitów Ziemi:

1. Nawigacja.
2. Komunikacja.
3. Badanie Ziemi.
4. Misje naukowe.
5. Misje wojskowe.

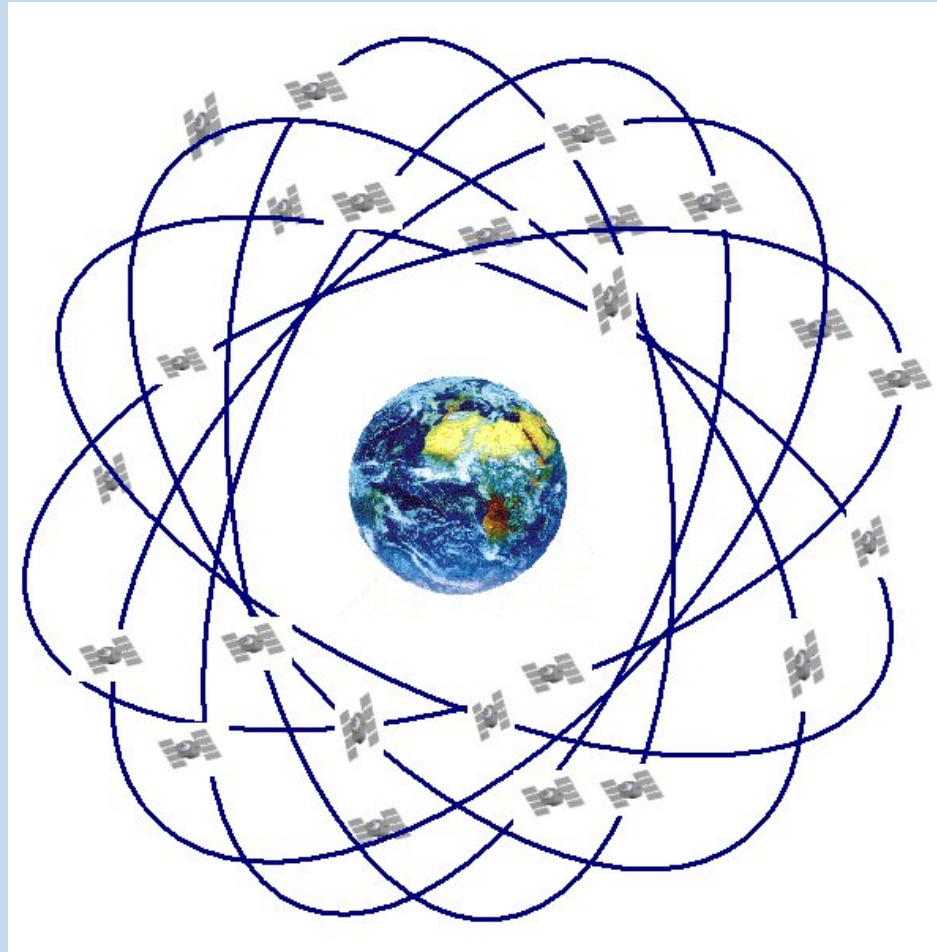


GPS

Global Positioning System

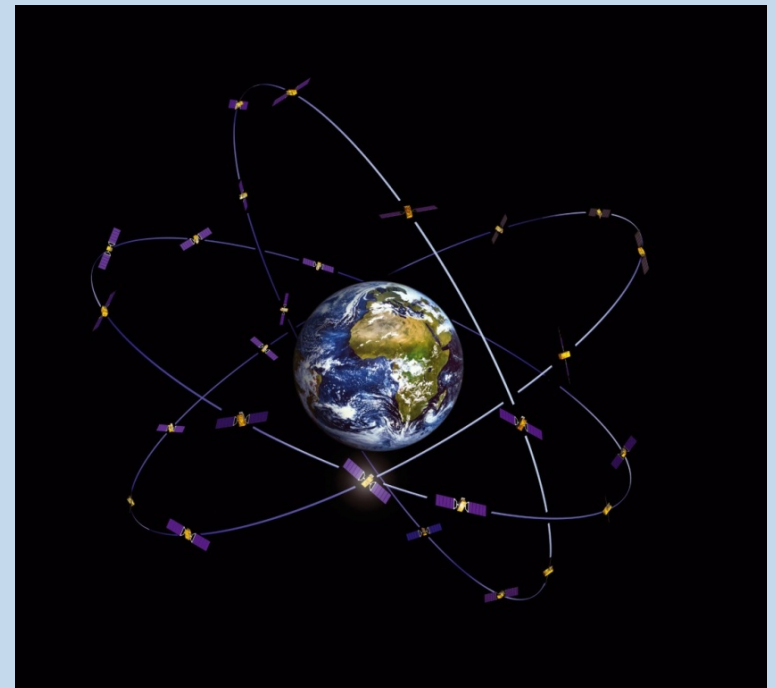
- 31 satelitów na orbitach kołowych w 6 płaszczyznach orbitalnych (28 stale czynnych)
- nachylenie orbity: 55°
- wysokość nad Ziemią: 20 183 km;
- okres obiegu: 12 godzin.

Każdy z satelitów wyposażony jest w zegar atomowy, generujący częstotliwość i lokalną skalę czasu.



GLONASS (*Globalnaja Nawigacjonnojaja Satelitarnaja Sistema*)

- Rosyjski odpowiednik systemu GPS; obecnie działa ok. 31 satelitów.
- 3 orbity ($I = 65,8^\circ$, $h = 19\ 100$ km, $t = 11$ h 16min). Dzięki większemu niż GPS nachyleniu orbity, satelity są lepiej widoczne w rejonach podbiegunowych – rosyjskie okręty podwodne działają w tych obszarach.



Galileo

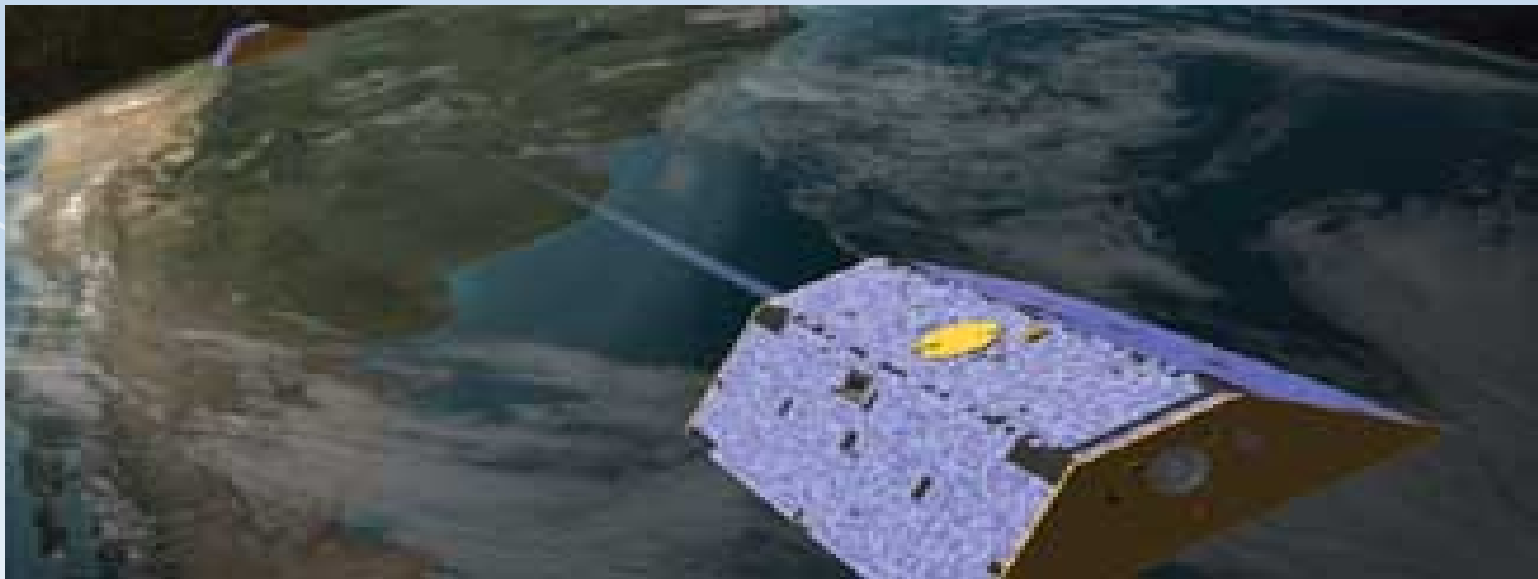
- Projekt ESA w trakcie budowy (start na 2018 r.)
- Cywilny systemem nawigacji satelitarnej, niezależnym od wojskowych sieci GPS i GLONASS.
- Segment kosmiczny ma stanowić 30 satelitów (27 operacyjnych i 3 zapasowe aktywne),
- Trzy orbity ($h = 23\,616$ km i $I = 56^\circ$)

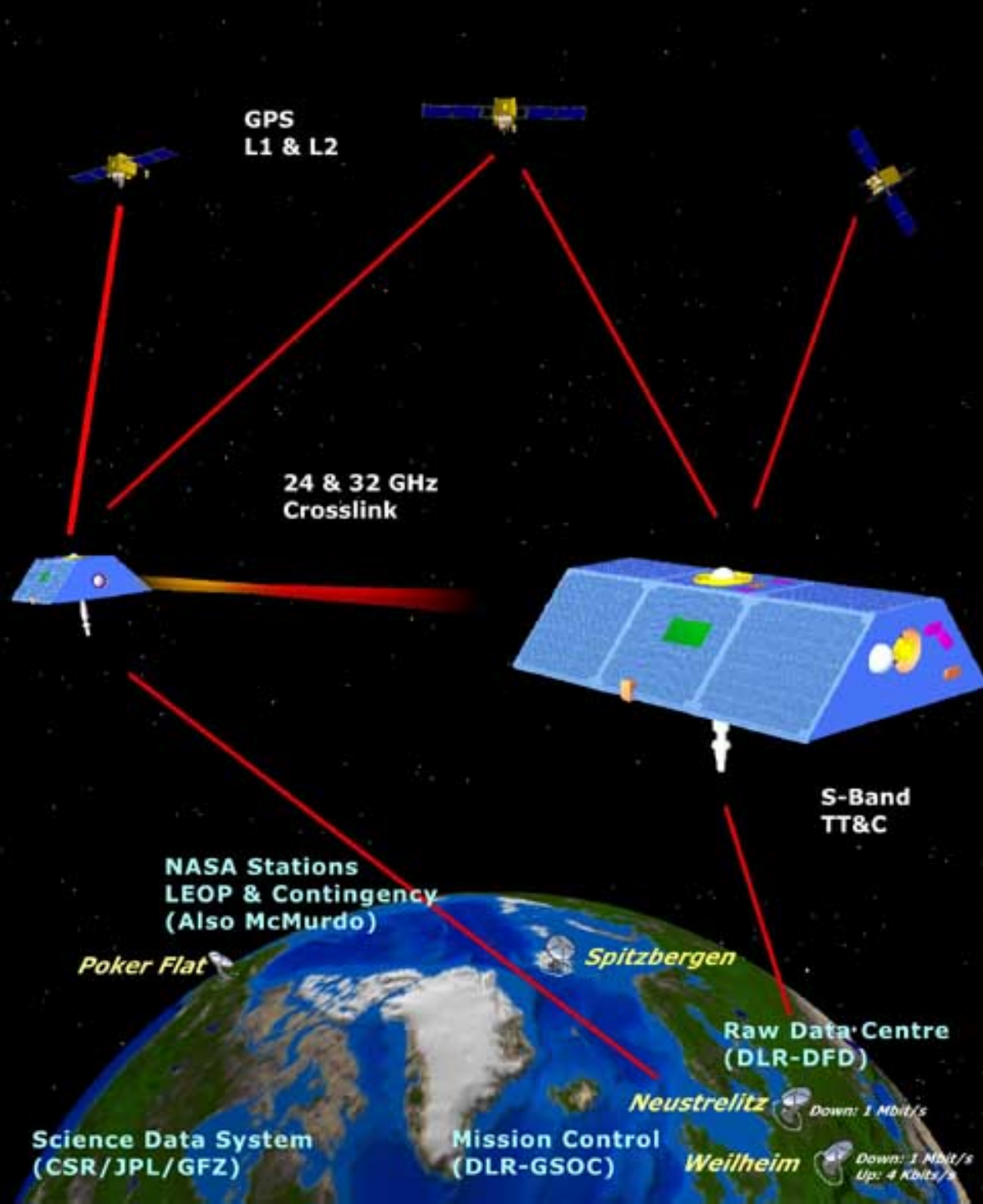


GRACE – 17.03.2002

(Gravity Recovery and Climate Experiment)

- Dwa satelity na tej samej orbicie w odległości 220 km
- Prawie kołowa orbita polarna, wysokość ok. 500 km
- Mikrofalowy pomiar zmian odległości **pomiędzy** satelitami (a nie fal odbitych od Ziemi lub atmosfery)





GPS
L1 & L2

24 & 32 GHz
Crosslink

S-Band
TT&C

NASA Stations
LEOP & Contingency
(Also McMurdo)

Poker Flat

Spitzbergen

Raw Data Centre
(DLR-DFD)

Neustrelitz

Down: 1 Mbit/s

Science Data System
(CSR/JPL/GFZ)

Mission Control
(DLR-GSOC)

Weilheim

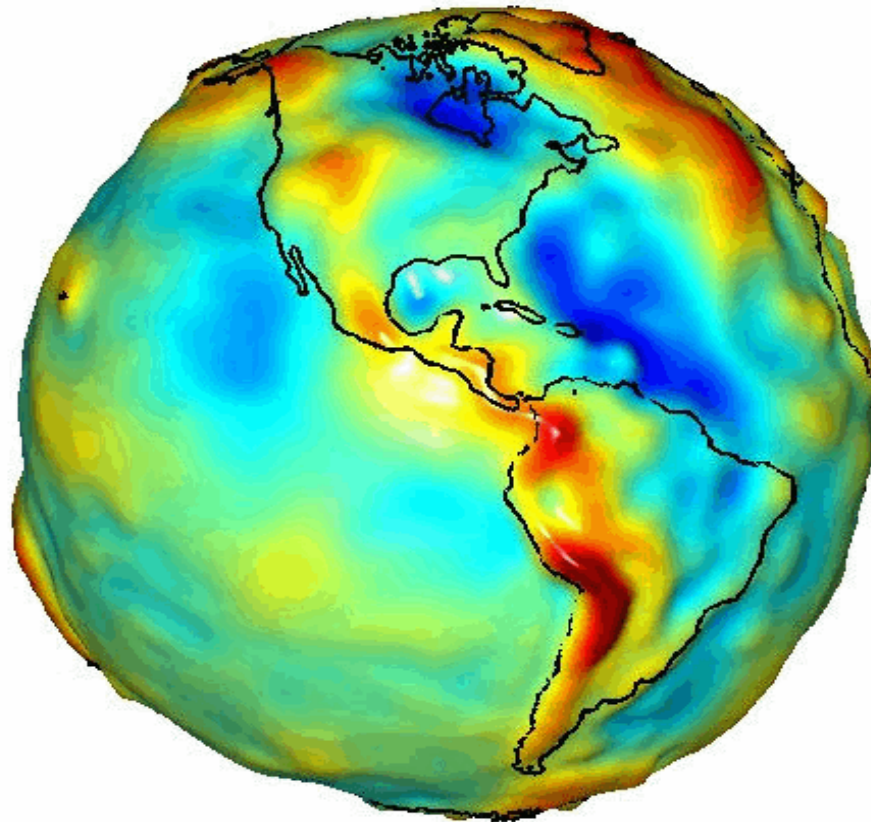
Down: 1 Mbit/s
Up: 4 Kbit/s

GRACE – 17.03.2002

(Gravity Recovery and Climate Experiment)

- Pomiar zmian odległości z dokładnością 0.001 mm
- Zmiany odległości odpowiadają różnicom w natężeniu pola grawitacyjnego naszej planety - tworzenie mapy ziemskiego pola grawitacyjnego
- Mapy z GRACE'a są 1 000 razy dokładniejsze od wcześniejszych (np. grubość pokrywy lodowej, przepływ wody w warstwach wodonośnych, przepływ magmy we wnętrzu Ziemi)

Model pola grawitacyjnego Ziemi uzyskany w misji
GRACE (*Gravity Recovery and Climate Experiment*)



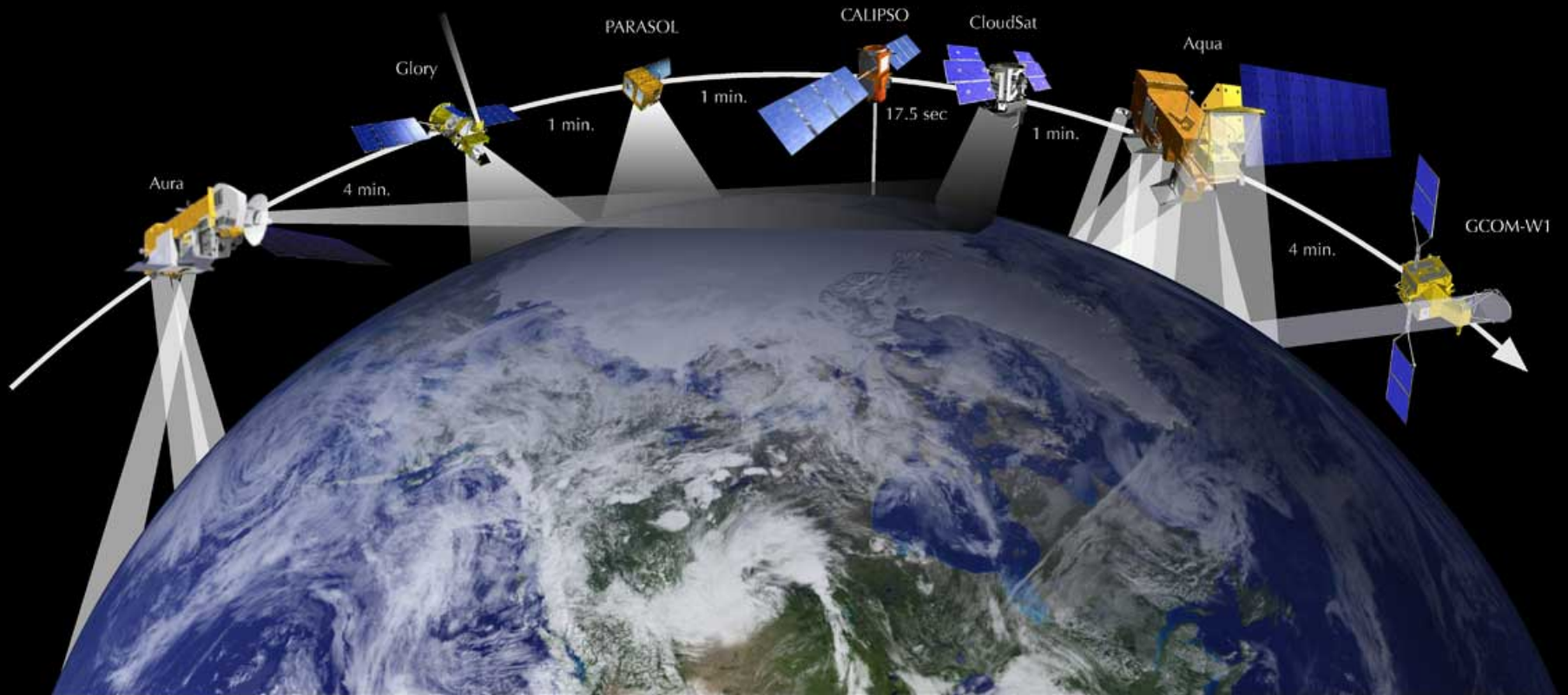
GRACE – NASA + Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. – 2002
Cel: szczegółowe pomiary pola grawitacyjnego Ziemi – otrzymujemy rozkład masy i zmiany tego rozkładu w czasie na całej Ziemi (oceanografia, geologia, klimatologia)

Mega-konstelacje satelitarne



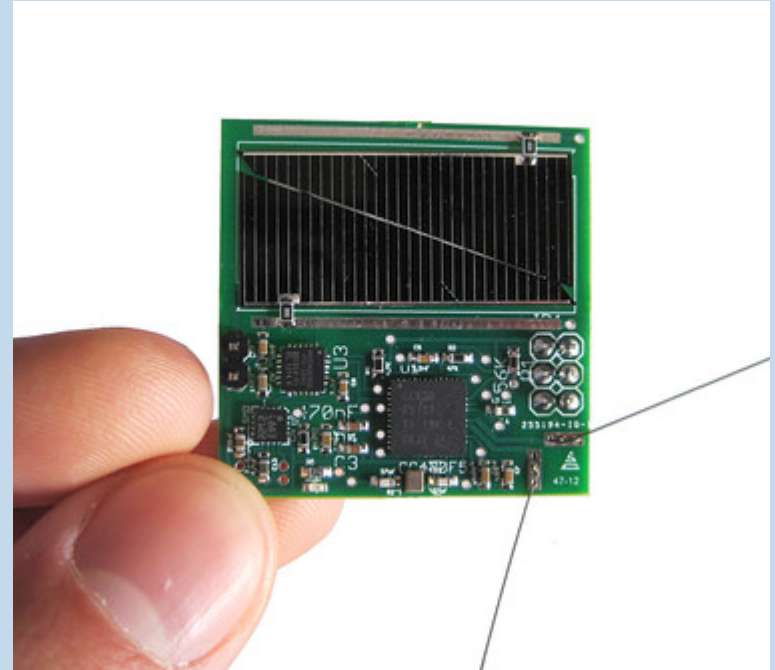
Orbity LEO, żeby była jak najmniejsza odległość satelita – odbiornik.

Satelity obserwujące Ziemię



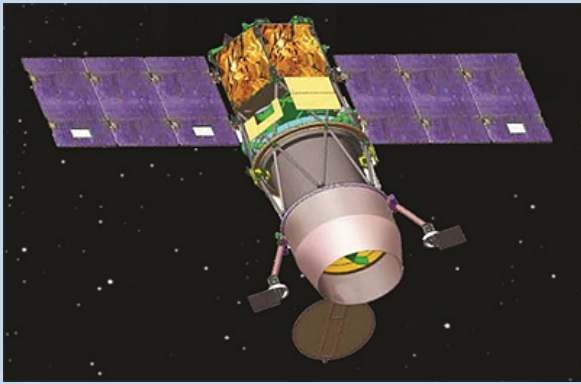
Orbity LEO do obserwacji precyzyjnych,
orbity GEO do obserwacji ciągłych i globalnych.

Nano-satelity, cubesaty



Orbity LEO – gdyż wyniesienie na te orbity jest najtańsze

Satelity szpiegowskie



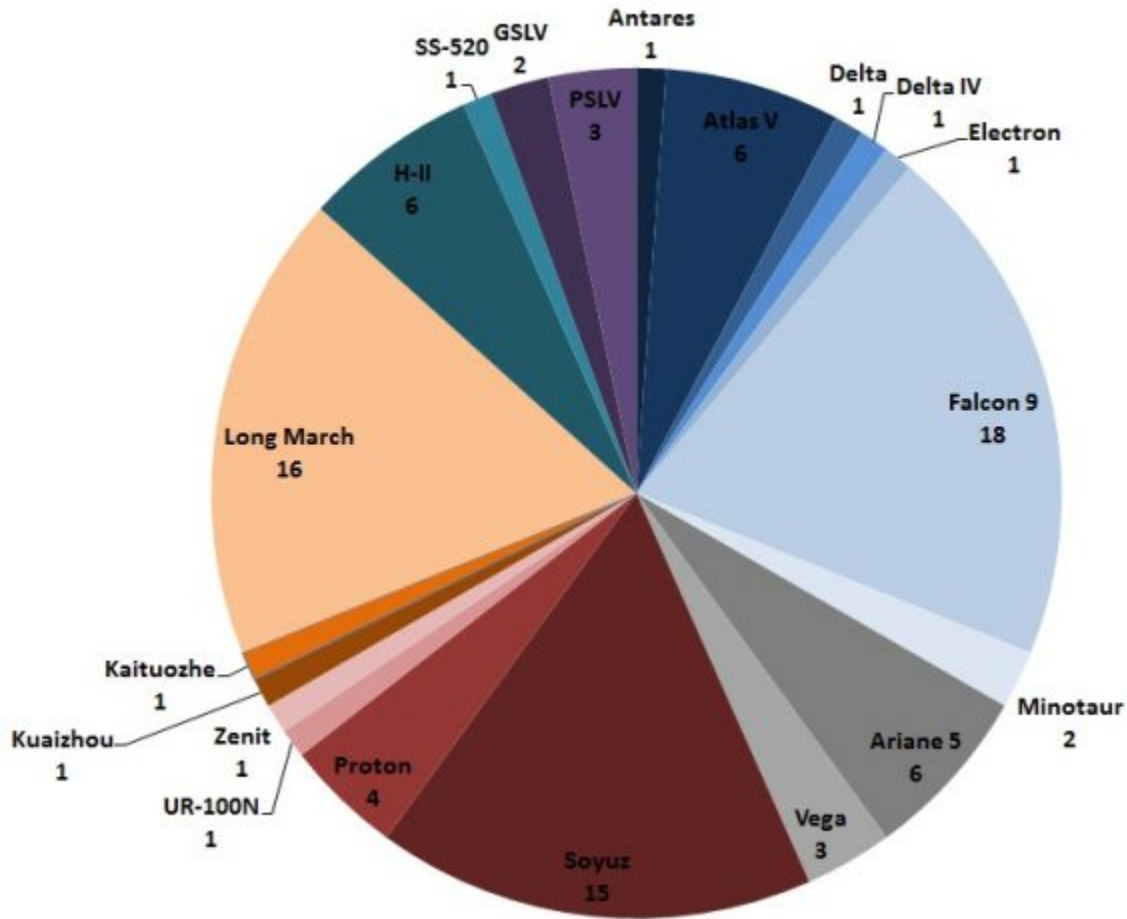
Opsat-3000



Keyhole

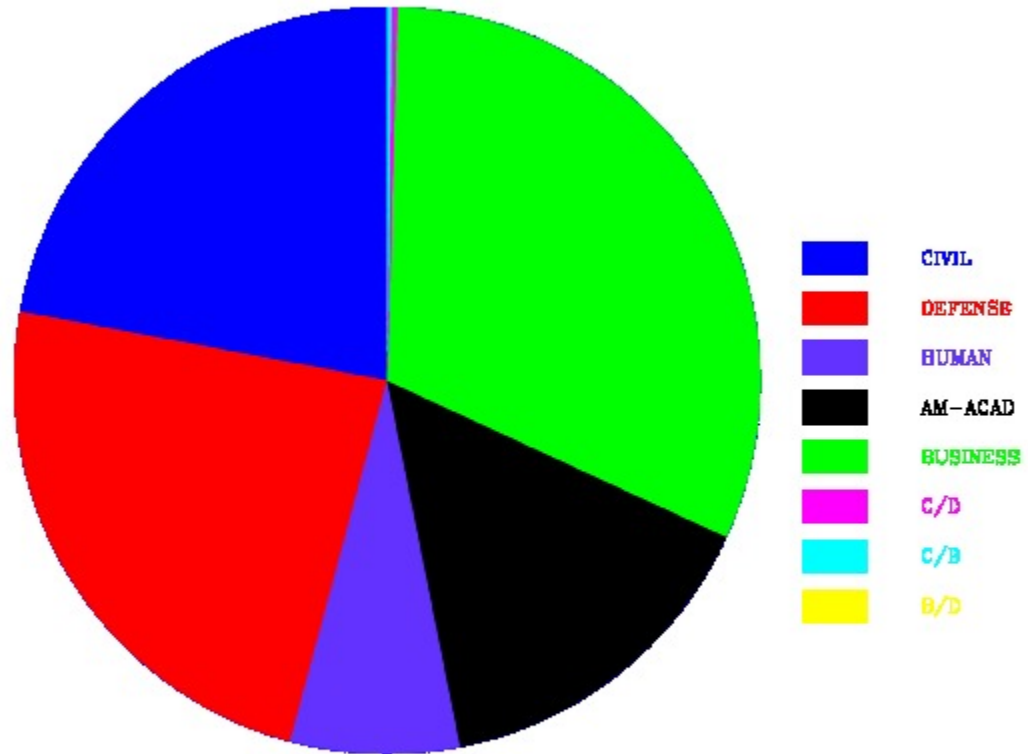
Orbity LEO – gdyż widać najwięcej szczegółów na powierzchni Ziemi.

Launch Attempts by Launcher Family



USA – 29 (niebieskie), Rosja – 21, Chiny – 18, Europa – 9, Japonia – 7, Indie – 5, Nowa Zelandia – 1

Satellite Classes



2010s

Najdalszy obiekt wysłany w kosmos

**Voyager 1 – 5.09.1977,
obecnie 140 AU od Słońca,
prędkość 17 km/s
podąża ku gwiazdozbiorowi
Wężownika**



