

ASTRONOMIA WSPÓŁCZESNA

Krzysztof Kamiński
Instytut Obserwatorium Astronomiczne UAM

www.astro.amu.edu.pl

chrisk@amu.edu.pl

Grawitacja



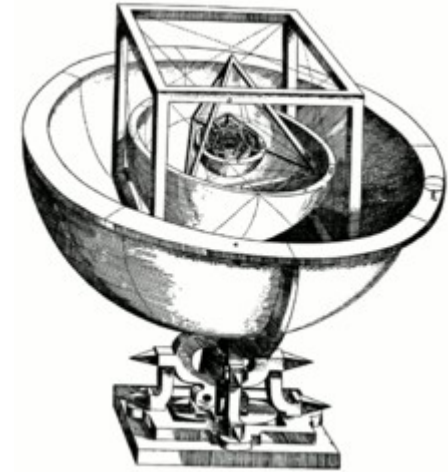
Symulacja ugięcia promieni światła
pod wpływem grawitacji czarnej dziury.

Grawitacja

1. Prawa Keplera
2. Orbita keplerowska
3. Mechanika newtonowska
4. Einstein
5. Loty kosmiczne
6. Sztuczne satelity Ziemi
 - typy orbit
 - zastosowanie
 - sondy kosmiczne
7. Śmieci kosmiczne

Prawa Keplera

Tycho de Brahe, mający własną teorię budowy wszechświata (ani geo, ani heliocentryczną) wykonywał bardzo precyzyjne obserwacje aby ją udowodnić.



Kepler został zatrudniony do pomocy i dostał zadanie matematycznego opisu kształtu orbit planetarnych, co mu odpowiadało gdyż był głęboko przekonany o boskim, geometrycznym porządku świata.

Najpierw Kepler musiał jednak opisać orbitę Ziemi, gdyż wszystkie obserwacje planet są wykonywane z ruchomego obiektu, jakim jest nasza planeta! Przyjął tu orbitę kołową, co szczęśliwie dla Keplera było wystarczającym przybliżeniem.

Następnie Kepler próbował opisać orbitę Marsa, ale próba użycia koła nie powiodła się. Obserwacje wskazywały na różnice w porównaniu z teorią sięgające 8' (8 minut łuku). Kepler rozważał teorię owalu, ale do obliczeń użył elips (gdyż były łatwiejsze matematycznie). I okazało się, że to elipsy pasują.

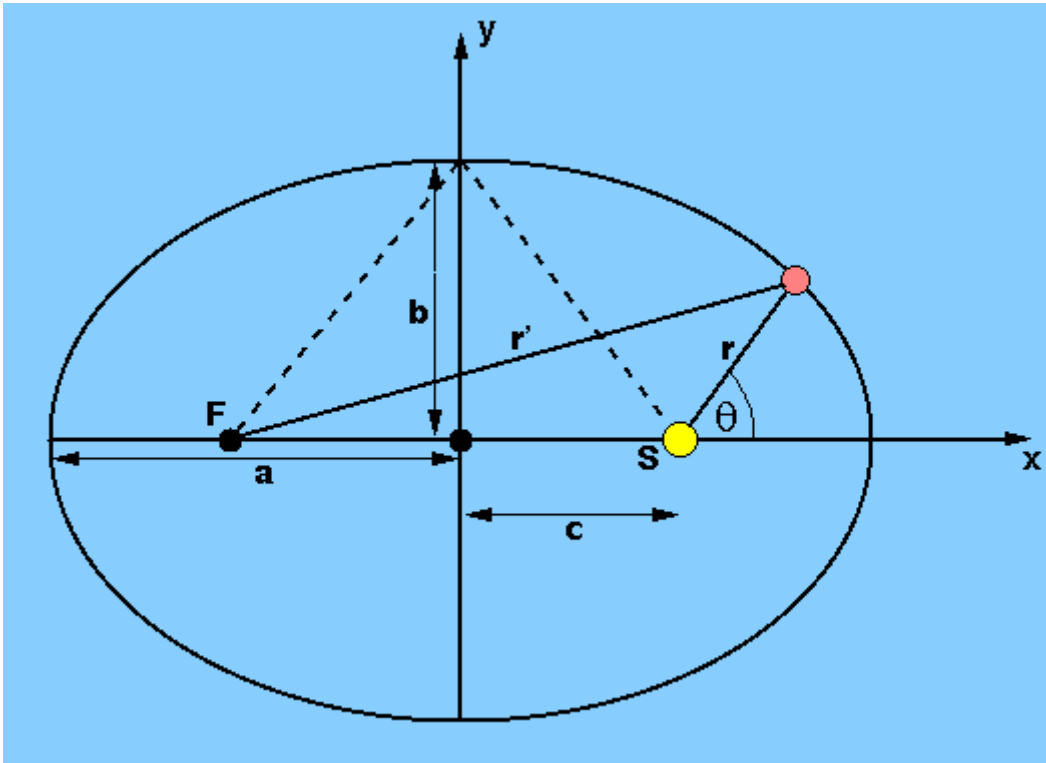


Jan Kepler
(1571-1630)

Prawa Keplera

Pierwsze prawo

Każda planeta porusza się po elipsie, a Słońce znajduje się w jednym z ognisk tej elipsy. Wynika to z zasady zachowania pędu.



Kształt i rozmiar elipsy można opisać podając:

a – półoś wielka elipsy;
b – półoś mała elipsy;

lub

a – półoś wielka elipsy;
e – mimośród elipsy $e = c / a$;

promień wodzący:

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

$$\theta = 0^\circ$$

$$r_{min} = a(1 - e)$$

$$\theta = 180^\circ$$

$$r_{max} = a(1 + e)$$

Punkty skrajne orbity

Perycentrum – minimalna odległość od środka masy lub ciała centralnego

Apocentrum – maksymalna odległość od środka masy lub ciała centralnego

Gdy ciałem centralnym jest:

- Ziemia, wówczas mamy: perygeum i apogeum;
- Słońce, wówczas mamy: peryhelium i aphelium;
- Księżyc, wówczas mamy: peryselenium i aposelenium;
- gwiazda, wówczas mamy: peryastron i apoastron;
- czarna dziura, wówczas mamy: perimelasma i apomelasma;

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

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

Przykład:

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

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

Prawa Keplera

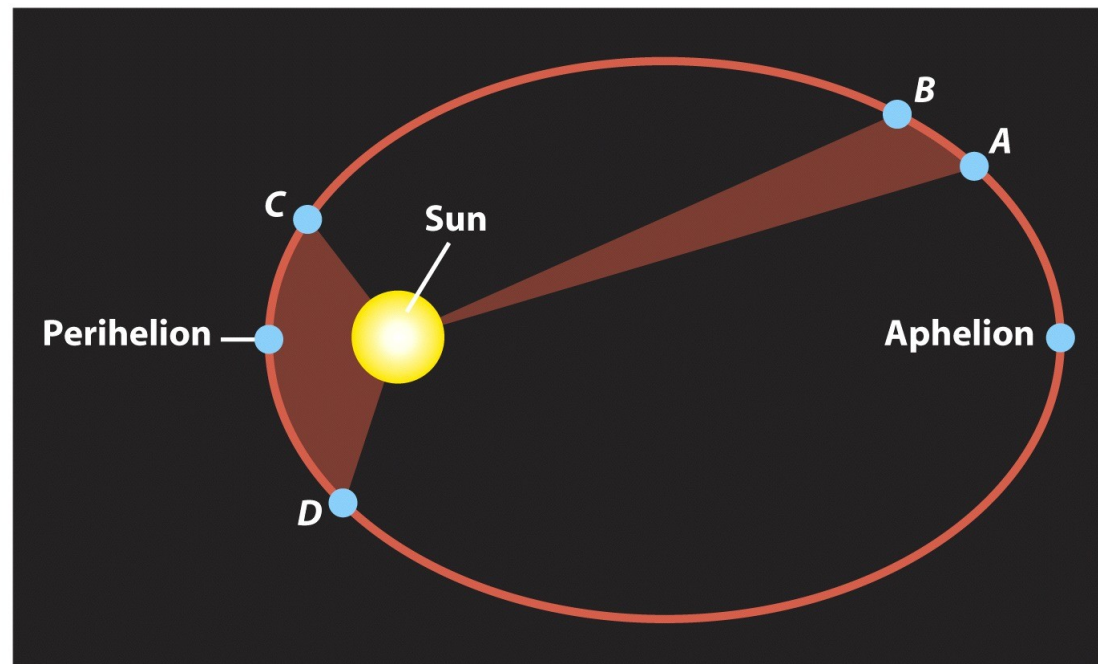
Drugie prawo

1: Prędkość polowa planet jest stała.

2: Wektor wodzący zakreśla równe pola w równych przedziałach czasu.

W efekcie zmienia się wartość i kierunek wektora chwilowej prędkości v , najszybciej planety poruszają się najbliżej Słońca (w punkcie peryhelium) a najwolniej najdalej od Słońca (w punkcie aphelium).

Prawo to wynika z zasady zachowania momentu pędu.

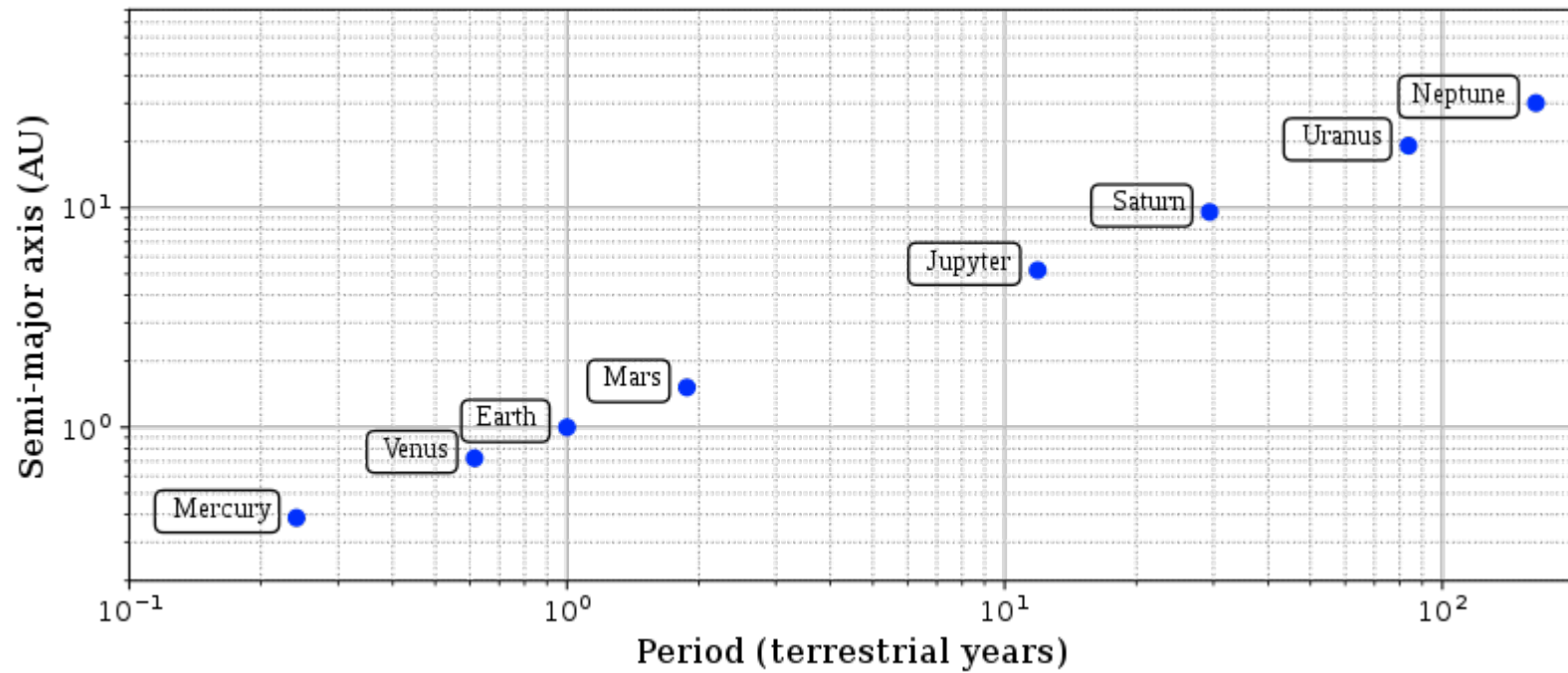


Prawa Keplera

Trzecie prawo

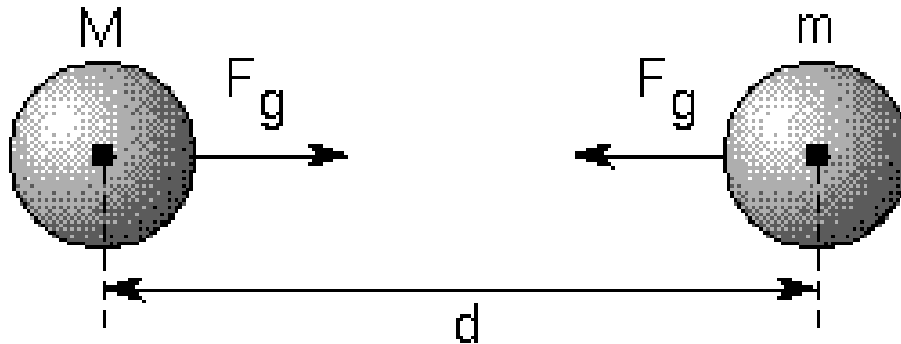
Kwadrat okresu obiegu jest proporcjonalny do sześciangu rozmiaru orbity.

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

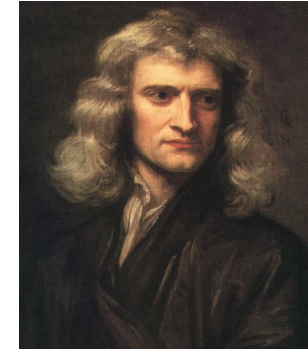


Mechanika newtonowska

Prawo powszechnego ciążenia



$$F_g = \frac{GMm}{d^2}$$



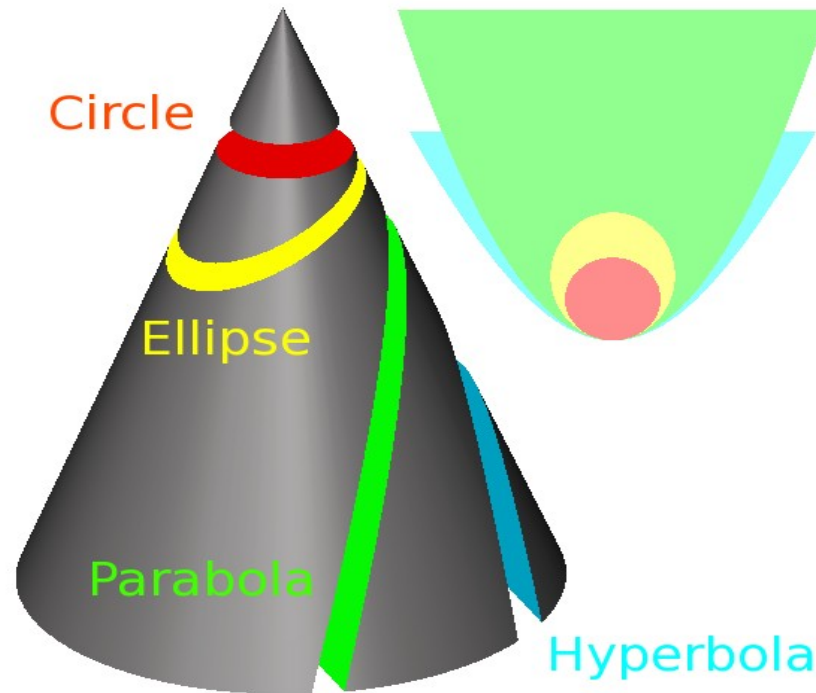
Izaak Newton
(1642-1726)

Prawa Newtona pozwoliły na „wyjaśnienie” i uogólnienie praw Keplera:

1. Nie ma „centralnego, nieruchomego” ciała, wokół którego krążą inne ciała niebieskie. Wszystkie ciała poruszają się wokół wspólnego środka masy.
2. Kształtem orbity w zagadnieniu dwóch ciał może być dowolna krzywa stożkowa, a więc nie tylko okrąg i elipsa.
3. Trzecie prawo Keplera jest tylko przypadkiem szczególnym tzw. uogólnionego prawa Keplera.

$$\frac{P_1^2}{a_1^3} = \frac{4\pi^2}{G(m_1 + m_{centr})}$$

Krzywe stożkowe: okrąg, elipsa, parabola i hiperbola.



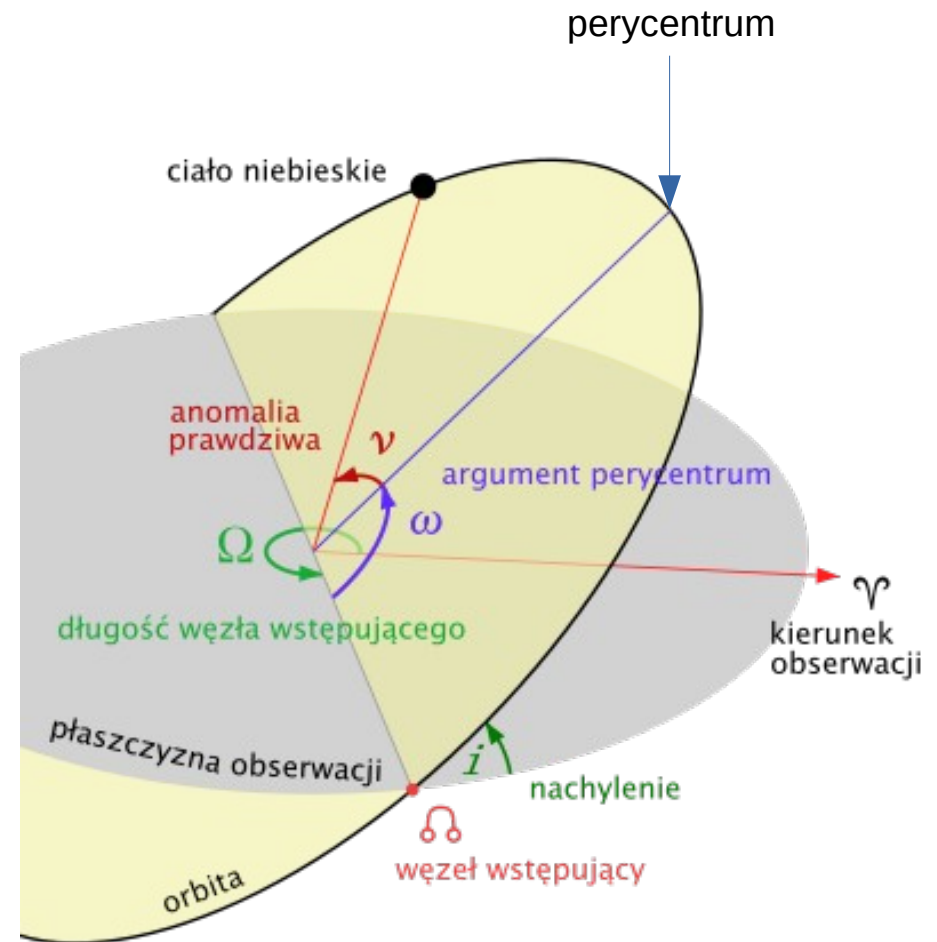
Jeśli mamy dwa ciała materialne w próżni, wówczas będą się one względem siebie (oraz względem wspólnego środka masy) poruszały po krzywej stożkowej.

Jeśli jest więcej ciał materialnych, wówczas ich ruch jest (poza najprostszymi przypadkami szczególnymi) niemożliwy do opisania matematycznego. Stosuje się wtedy przybliżone metody cyfrowe (tzw. całkowanie numeryczne).

Orbita keplerowska

6 parametrów opisujących orbitę:

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

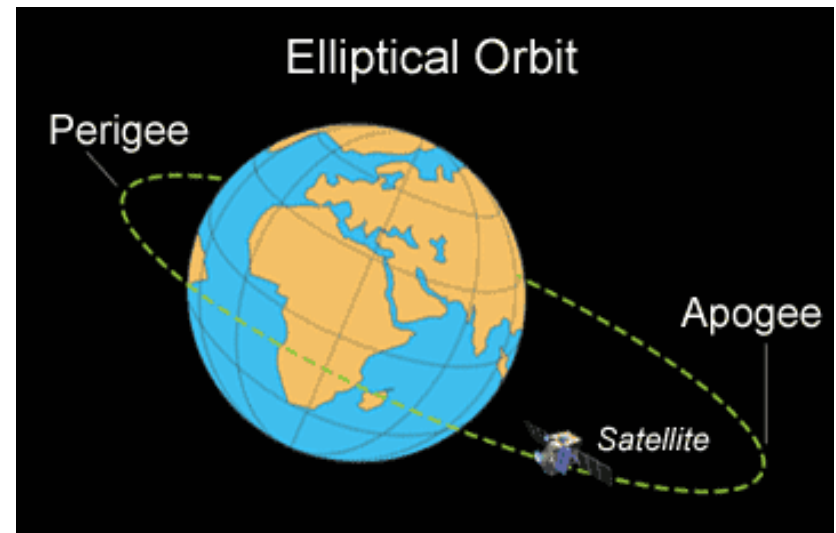
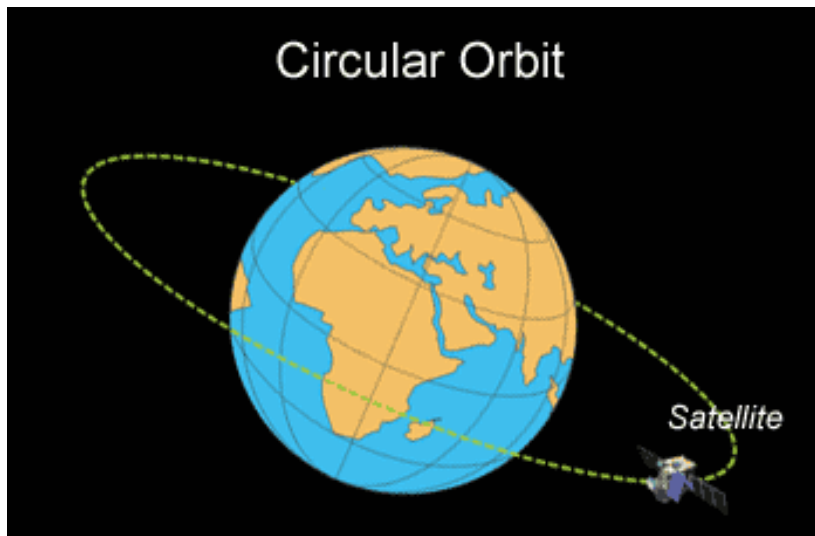
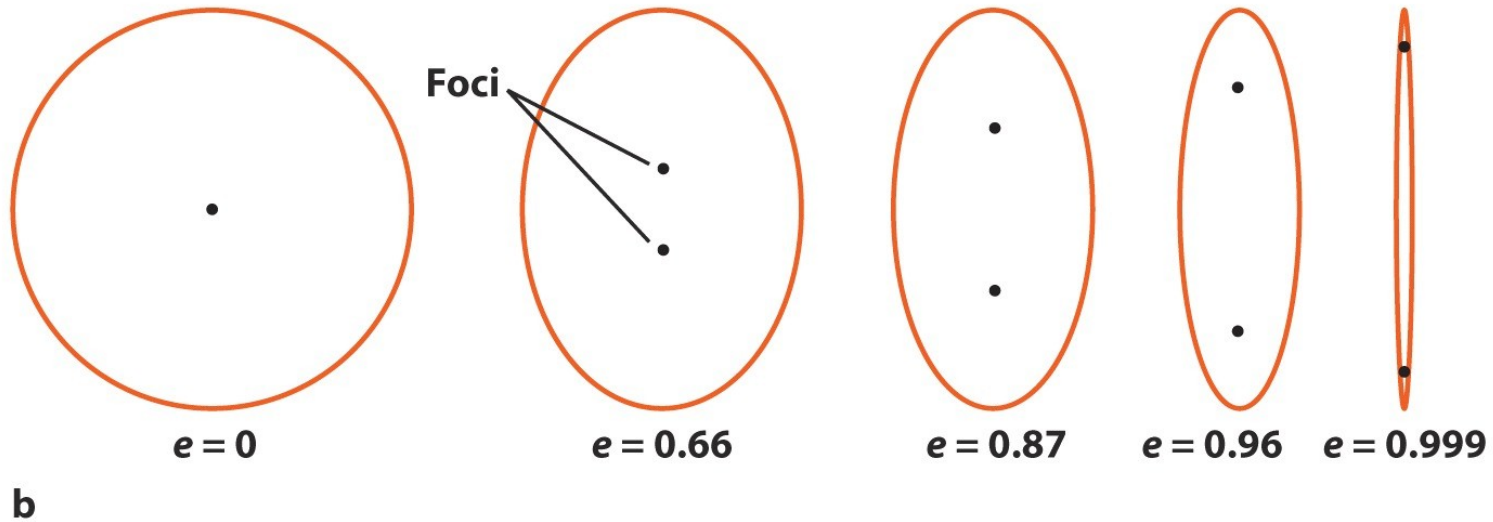


Ten opis można stosować jedynie do elipsy.
Orbity paraboliczna i hiperboliczna mają nieskończoną półoś wielką a .
Orbita kołowa nie ma określonych: ω , Ω , t_p .

Mimośród e

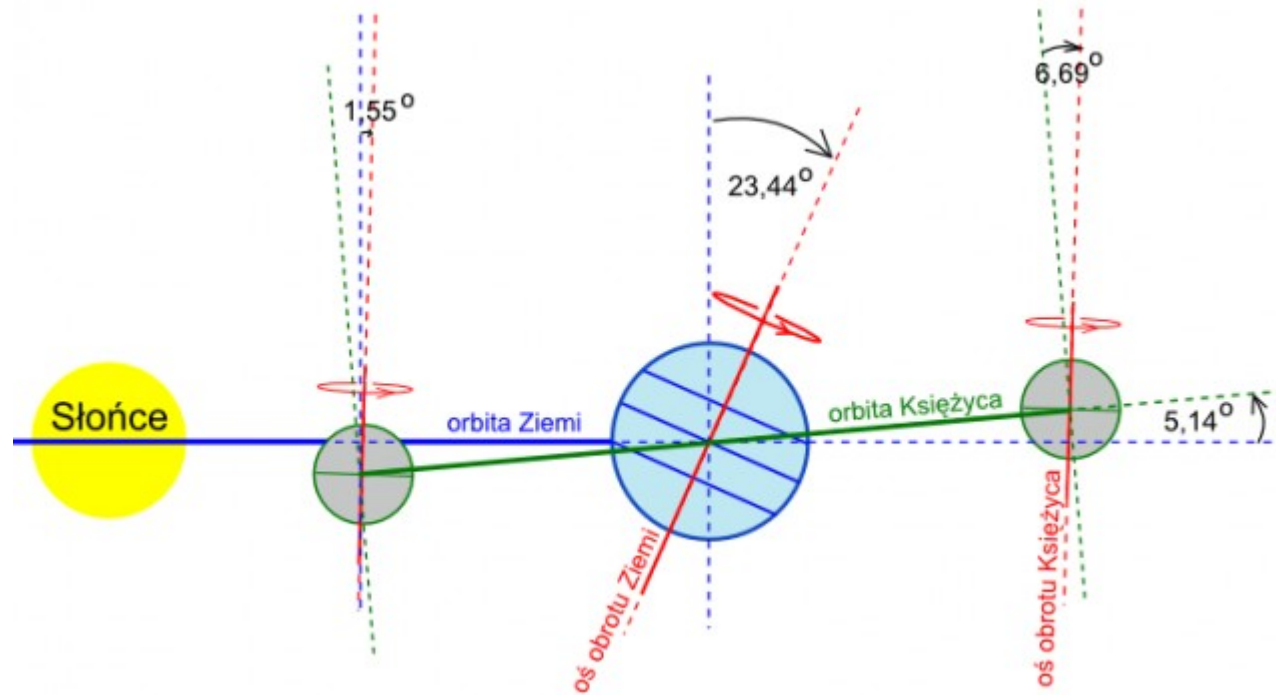
Mimośród e opisuje spłaszczenie (kształt) orbity:

$e=0$ orbita kołowa, $0 < e < 1$ orbita eliptyczna, $e=1$ parabola, $e > 1$ hiperbola.



Nachylenie orbity

Dla obiektów w Układzie Słonecznym nachylenie orbity podaje się zwykle w stopniach względem płaszczyzny orbity Ziemi.



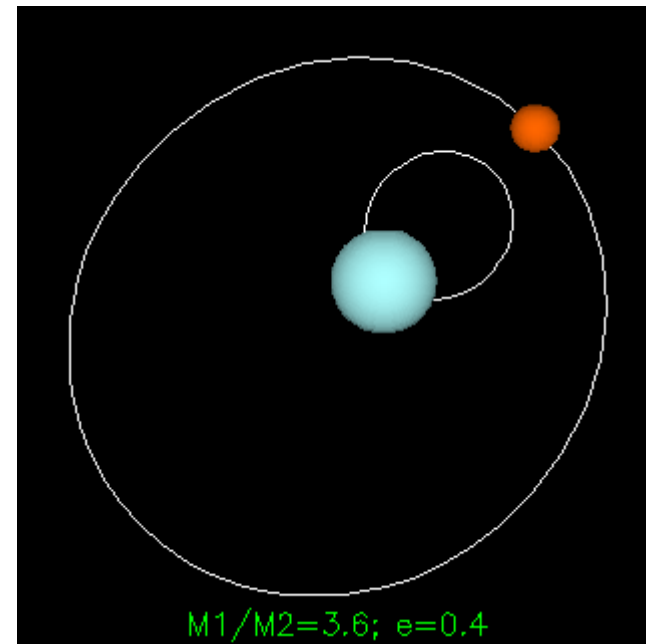
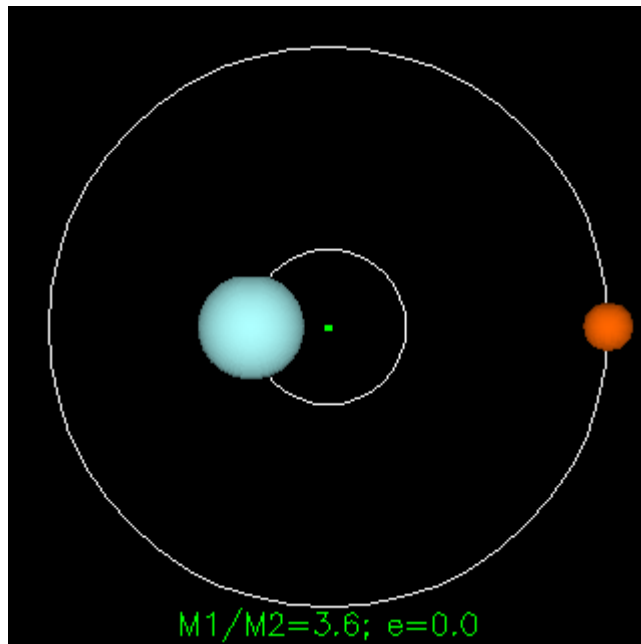
Dla sztucznych satelitów Ziemi nachylenie orbity podaje się zwykle względem płaszczyzny równika Ziemi.

Przykłady ruchu pod wpływem grawitacji

Obiekty w Układzie Słonecznym

<https://theskylive.com/3dsolarsystem>

Dwie gwiazdy o zbliżonych masach

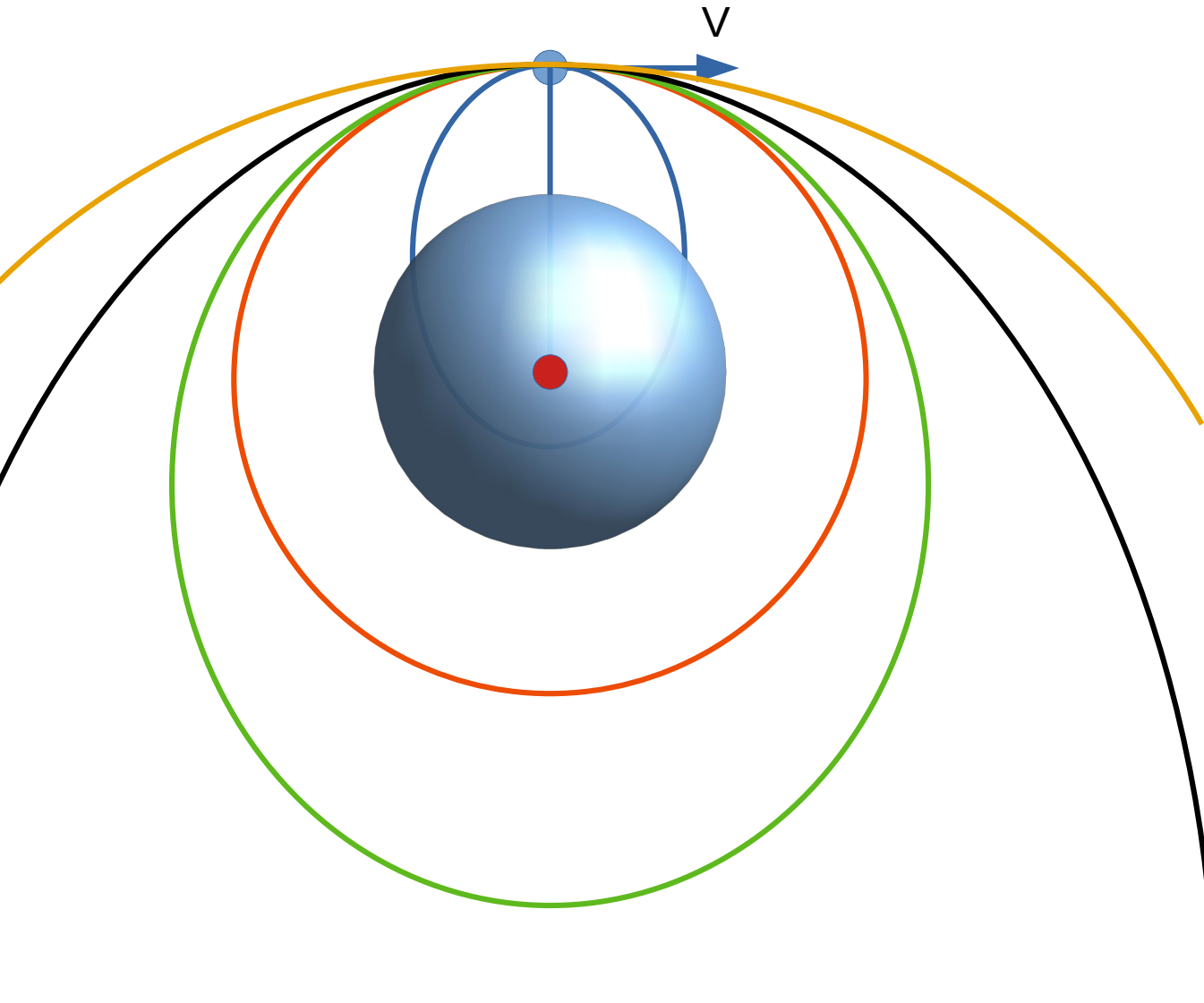


Prędkości kosmiczne

I prędkość kosmiczna: $V_I = (GM/R)^{1/2}$

II prędkość kosmiczna: $V_{II} = (2GM/R)^{1/2}$

Nadajemy ciału prędkość V równoległą do powierzchni Ziemi.



$V=0$ – pionowy spadek

$V_I > V > 0$ – rzut ukośny

$V=V_I$ – orbita kołowa

$V_{II} > V > V_I$ – orbita eliptyczna

$V=V_{II}$ – orbita paraboliczna

$V > V_{II}$ – orbita hiperboliczna

Współczesna teoria grawitacji

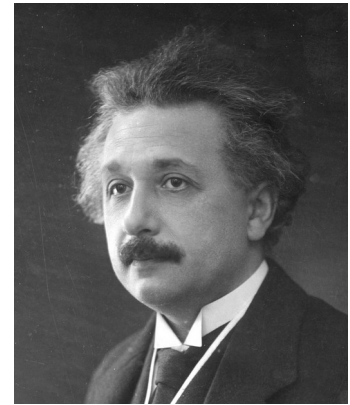
W Ogólnej Teorii Względności Einstein zupełnie zrezygnował z pojęcia siły grawitacji i diametralnie zmienił podejście do zjawiska grawitacji.

W Ogólnej Teorii Względności ciała pod wpływem grawitacji (ale nie siły grawitacji, bo tej tu nie ma) poruszają się zawsze po najkrótszej trajektorii.

To, że ruch na orbicie odbywa się po elipsie, nie wynika z przyciągania grawitacyjnego, tylko z deformacji czasoprzestrzeni, która pojawia się zawsze wokół ciał masywnych.

OTW jest najdokładniej potwierdzoną eksperymentalnie teorią w fizyce.

W większości przypadków OTW nie jest jednak używana, gdyż teoria grawitacji Newtona jest wystarczająco dokładna.

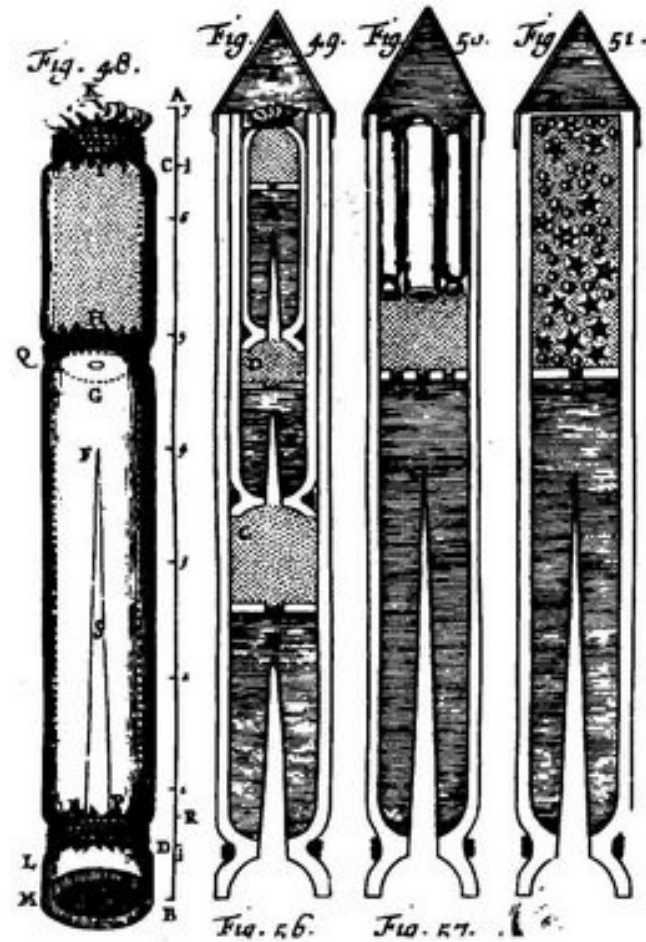


Albert Einstein
(1879–1955)

Loty kosmiczne



Kazimierz Siemienowicz
(1600-1651)



Wielka Sztuka Artylerii (1750)
zawiera rozdział o raketach wielostopniowych
oraz statecznikach rakiet
(przez 200 lat podstawowy podręcznik
artylerii w Europie)

Krótką historia lotów kosmicznych

1957 – pierwszy sztuczny satelita ZSRR – Sputnik-1

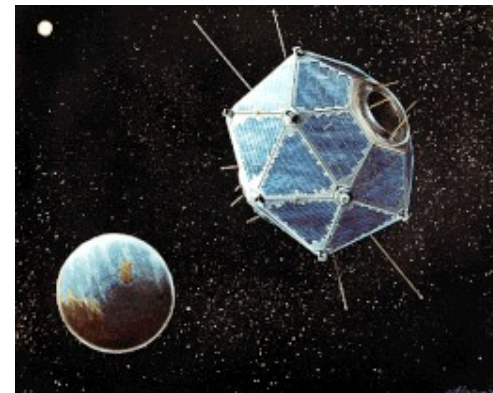
1958 – pierwszy sztuczny satelita USA – Explorer-1

1959 – pierwszy satelita szpiegowski USA – Corona

1961 – pierwszy człowiek w kosmosie – Jurij Gagarin ZSRR

1963 – pierwsze wykrycie błysków gamma – Vela USA

1968 – pierwszy teleskop kosmiczny – OAO-2 USA



Krótką historia lotów kosmicznych

1969 – pierwszy człowiek na Księżycu – Neil Armstrong, Edwin Aldrin USA

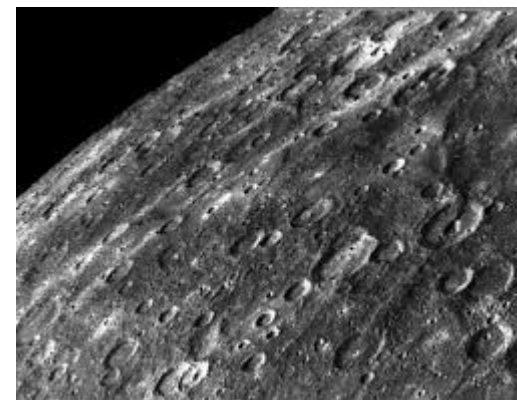
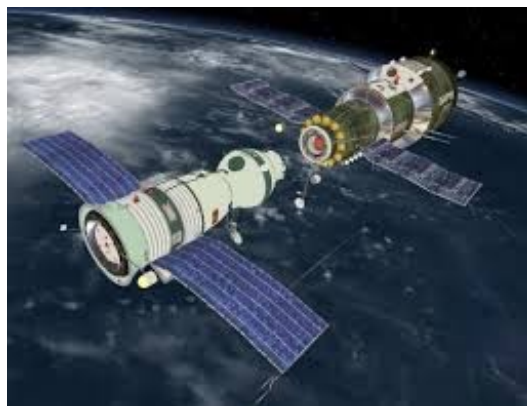
1970 – pierwsze udane lądowanie na Wenus – Venera-7 ZSRR

1970 – pierwsze automatycznie pobrane próbki Księżycyca – Luna 16 ZSRR

1971 – pierwsza stacja kosmiczna – Salut-1 ZSRR

1973 – pierwsza misja do Jowisza/Saturna – Pionier-10 USA

1973 – pierwsza misja do Merkurego – Mariner-10 USA



Krótką historia lotów kosmicznych

1976 – pierwsze udane lądowanie na Marsie – Viking I i II USA

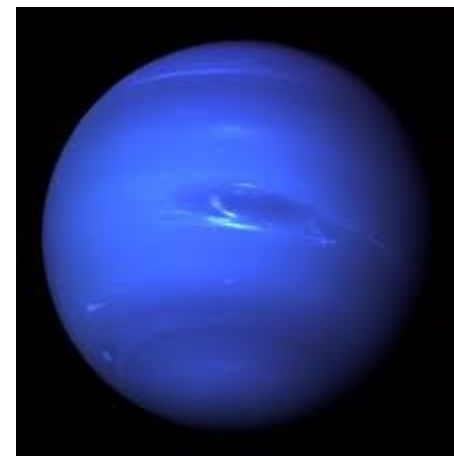
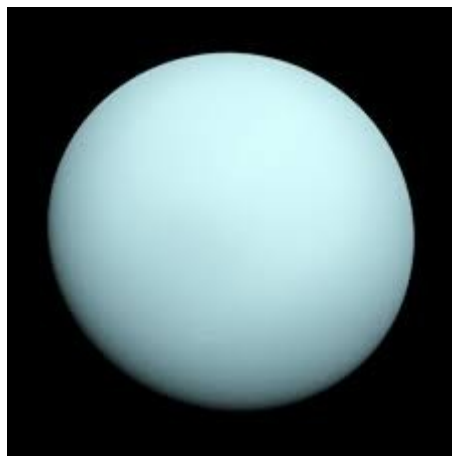
1981 – pierwszy prom kosmiczny USA

1986 – jedyna misja do Urana – Voyager-2 USA

1986 – pierwsza misja do jądra komety – Giotto ESA

1987 – jedyna misja do Neptuna – Voyager-2 USA

1988 – pierwszy prom kosmiczny ZSRR - Buran



Krótką historia lotów kosmicznych

1990 – pierwszy duży optyczny teleskop kosmiczny – Hubble USA

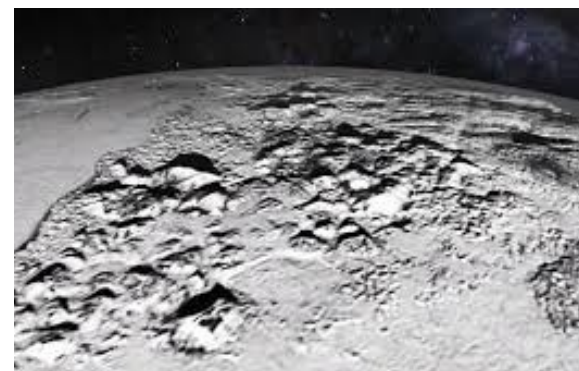
1998 – pierwsza międzynarodowa stacja kosmiczna (ISS)

2005 – pierwsze lądowanie na Tytanie (księżyc Saturna) – Cassini-Huygens

2013 – pierwszy polski satelita astronomiczny – Lem (projekt BRITE)

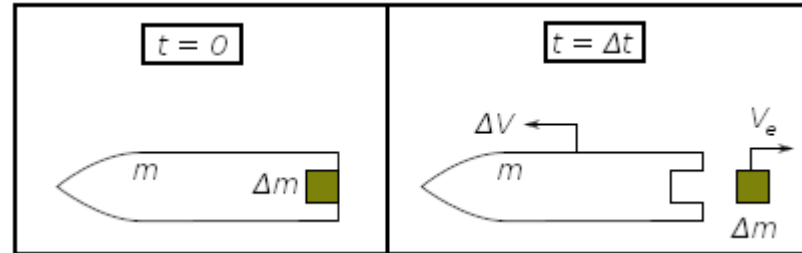
2015 – jedyna misja do Plutona – New Horizons USA

2015 – pierwsze automatyczne lądowanie 1 stopnia rakiety – Falcon-9 USA



Równanie Ciołkowskiego

Z zasady zachowania pędu wynika dla rakiety:



$$\Delta v = v_e \frac{\Delta m}{m}$$

Uwzględniając to, że masa rakiety zmienia się w sposób ciągły, bo paliwo jest zużywane stale, a nie porcjami, można wyprowadzić równanie Ciołkowskiego

$$\Delta v = v_e \ln \frac{m_0}{m_f}$$

w naszym przykładzie byłby to

$$\Delta v = v_e \ln \frac{m + \Delta m}{m}$$

delta V – maksymalna zmiana prędkości początkowej rakiety (bez oporów ruchu)

v_e – prędkość wylotowa gazu (= impuls właściwy)

m_0 – masa „mokra” (początkowa: rakiety + paliwa)

m_f – masa „sucha” (końcowa: rakiety)

Równanie Ciołkowskiego

Rakieta V2



długość: 14m
produkcja: 1944 – 52

m_0 : 12.5 Mg
 m_f : 4.0 Mg
 v_e : 1.99 km/s

Δv : 2.26 km/s
 V_{\max} : 1.6 km/s

Rakieta Saturn 5



długość: 111m
produkcja: 1967 – 73

m_0 : 2970 Mg (całość)
 m_f : 184 Mg (całość)
 v_e : 3.5 km/s (średnia)

Δv : 9.7 km/s
(jako 1 stopień)
 Δv : 17.9 km/s
(3 stopnie)

Rakieta Falcon 9



długość: 70m
produkcja: 2010 – ...

m_0 : 549 Mg (całość)
 m_f : 26 Mg (całość)
 v_e : 3.0 km/s (średnia)

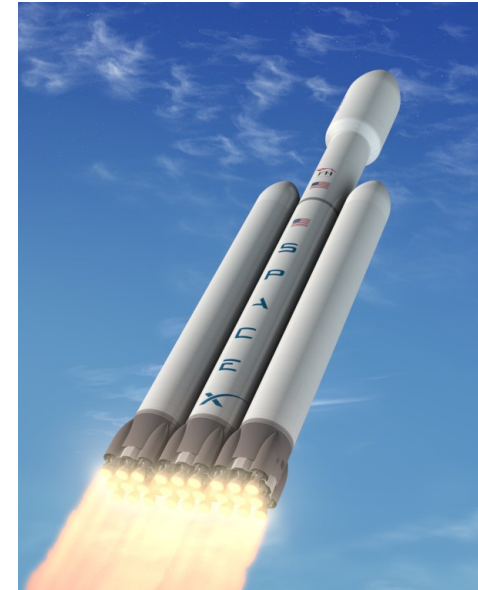
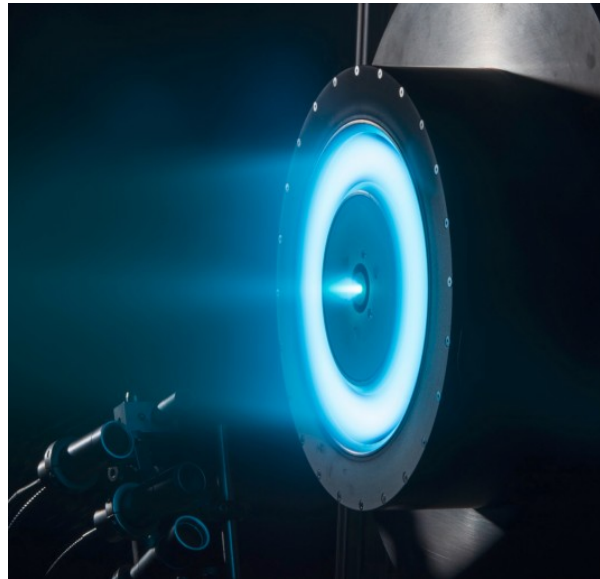
Δv : 9.0 km/s
(jako 1 stopień)
 Δv : 12.1 km/s
(2 stopnie)

Delta V

Pobyt na niskiej orbicie wokółziemskiej wymaga I pr. kosmicznej (7.9 km/s).

Osiągnięcie niskiej orbity wokółziemskiej wymaga jednak rakiety o $\Delta V > 1$ pr. kosmicznej, gdyż trzeba pokonać opór atmosfery oraz grawitację.

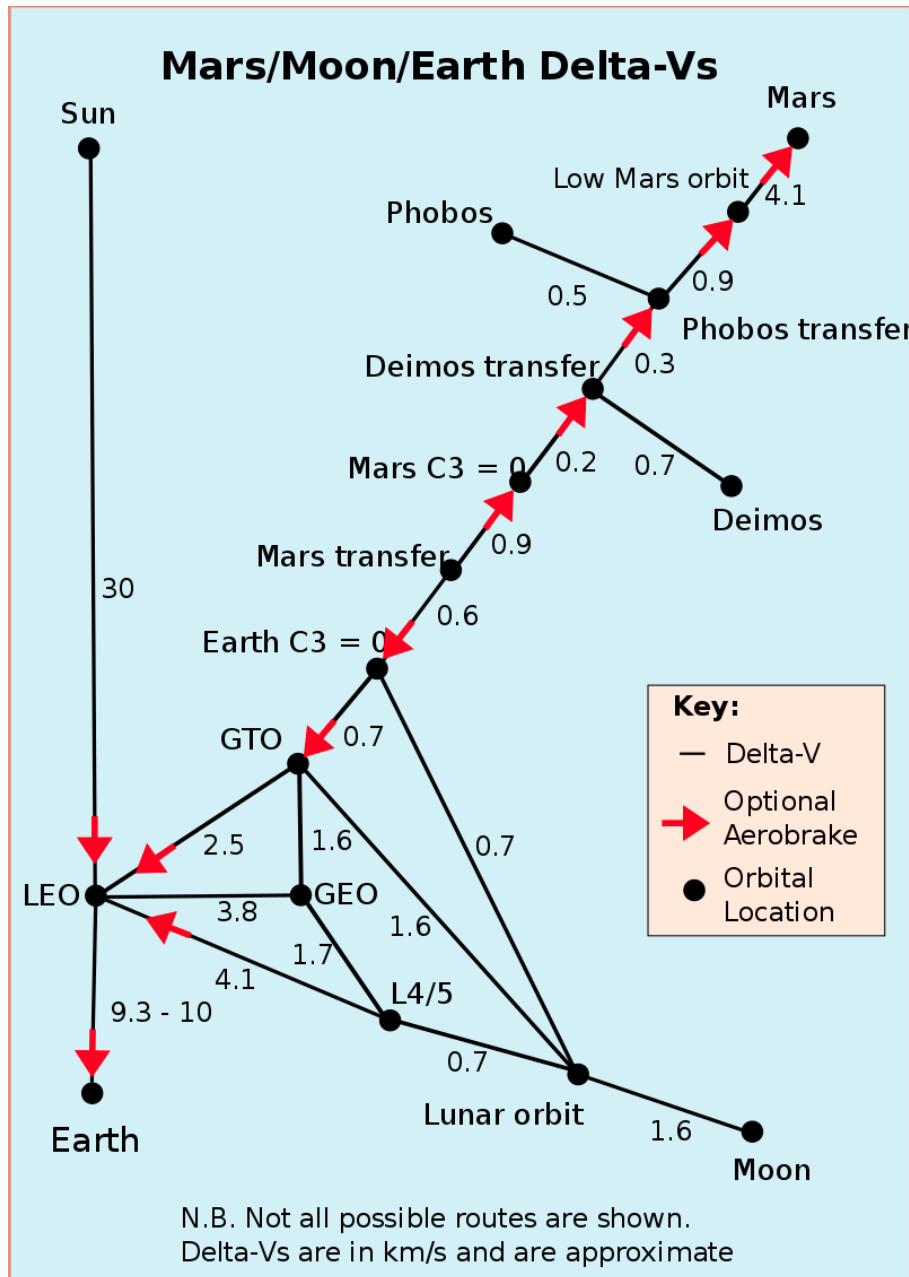
Minimalne ΔV niezbędne by wejść na orbitę Ziemi wynosi ok. 9.3 – 10 km/s.



Aby zwiększyć ΔV rakiety można:

- zwiększyć masę paliwa (trudne, bo zwiększa też masę zbiornika)
- zmniejszyć masę rakiety (np. farba zbiornika paliwa promów kosmicznych)
- zmniejszyć masę ładunku
- zwiększyć prędkość wylotową gazu (np. silniki jonowe do ok. 300km/s)
- zwiększyć liczbę stopni rakiety

Diagram delta V



Misja na powierzchnię Księżyca wymaga delta V: 14.7 km/s

Misja na orbitę Marsa wymaga delta V: 14.5 km/s

Misja na powierzchnię Marsa wymaga delta V: 18.0 km/s

Misja na powierzchnię Wenus wymaga delta V: 21.5 km/s

Misja na powierzchnię Merkurego wymaga delta V: 25.5 km/s

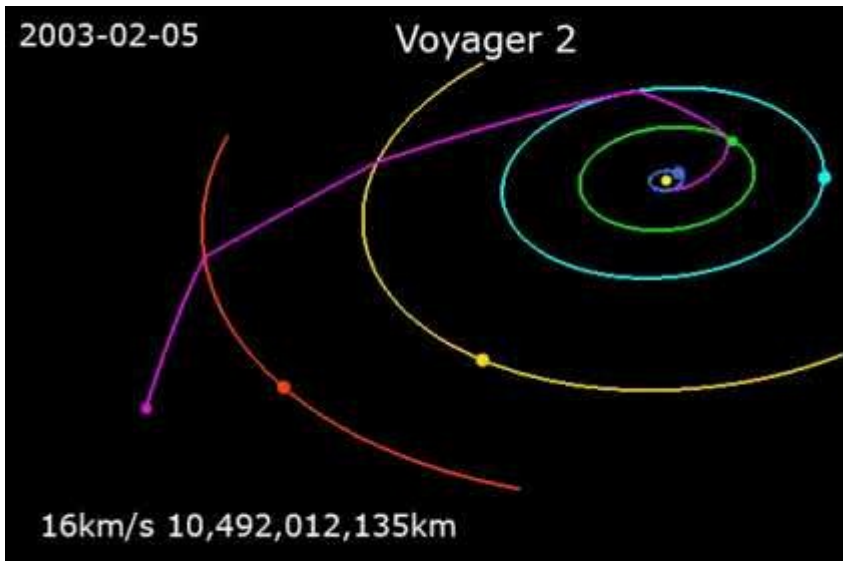
Misja na powierzchnię Tytana (księżyc Saturna) wymaga delta V: 22.0 km/s

Sondy kosmiczne

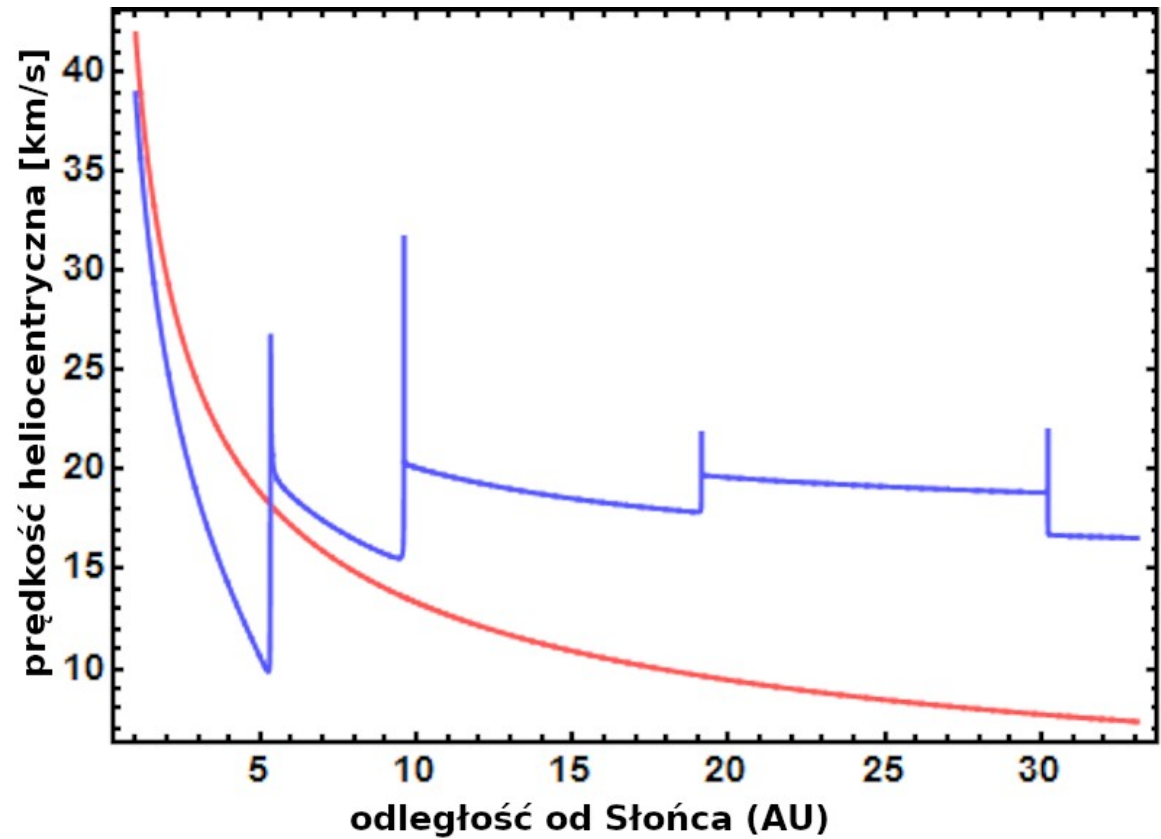


Voyager 2

1977 → 1979 → 1981 → 1986 → 1989
start Jowisz Saturn Uran Neptun

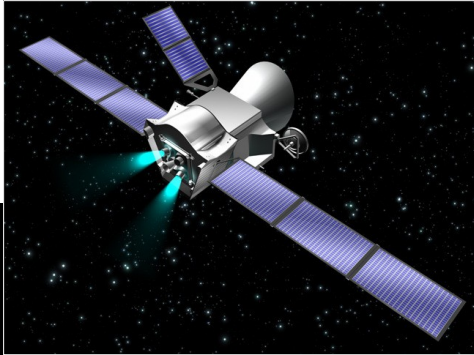


Trajektoria sondy.



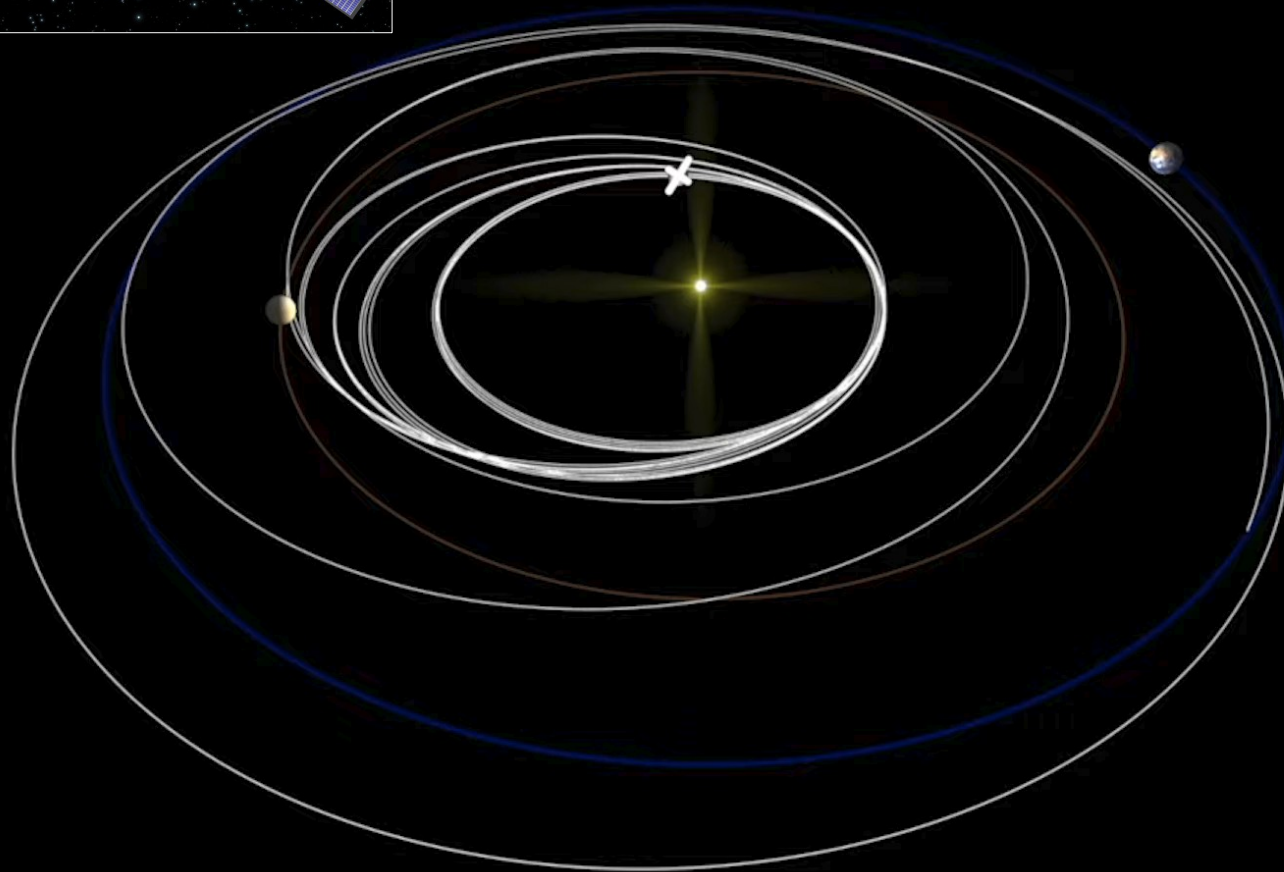
Zmiany prędkości sondy
(względem Słońca).

Sondy kosmiczne



BepiColombo

05 Dec 2025



Launch

19/20 Oct 2018

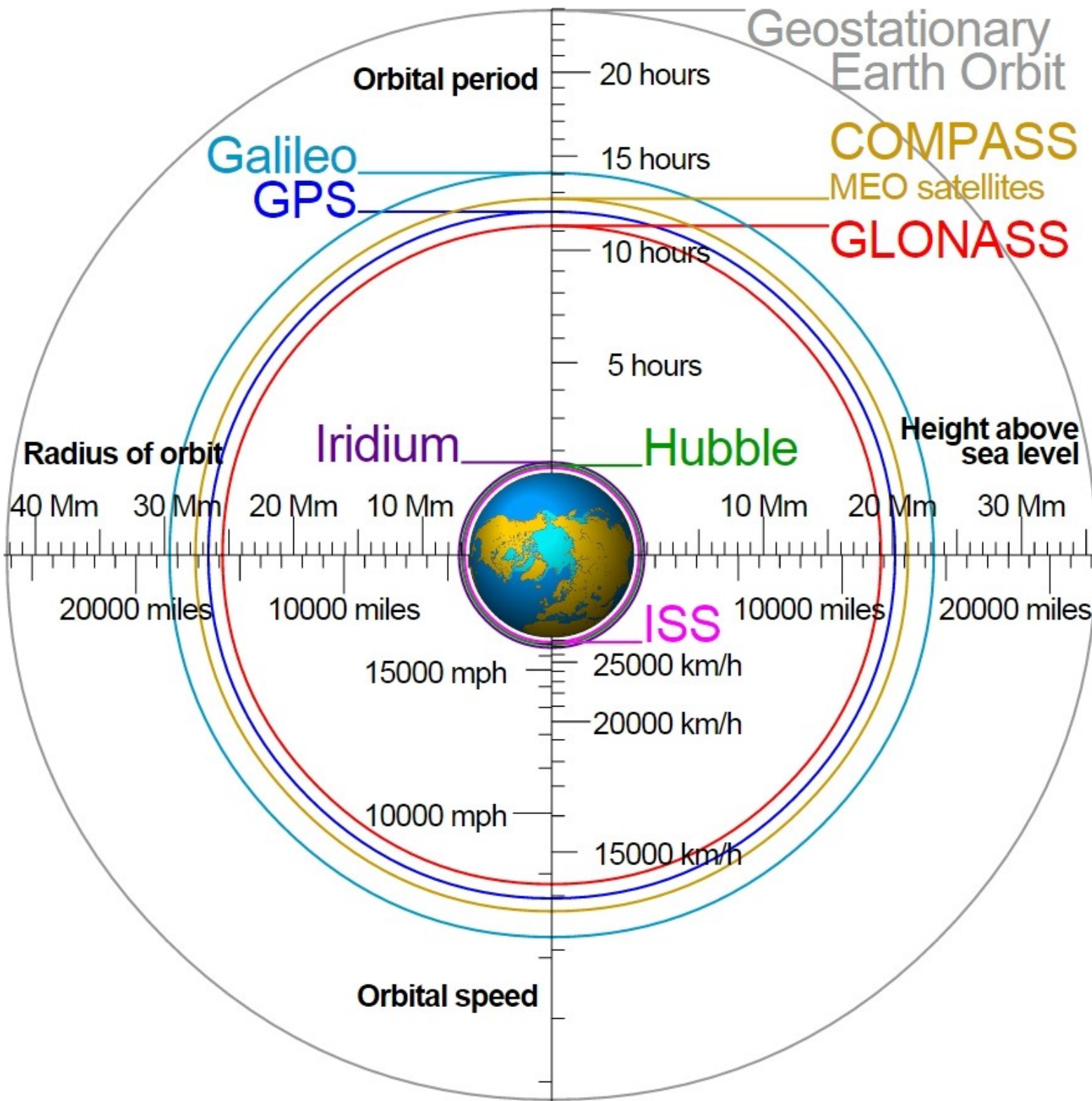
Flybys

- 10 Apr 2020 – Earth
- 15 Oct 2020 – Venus
- 11 Aug 2021 – Venus
- 01 Oct 2021 – Mercury
- 23 Jun 2022 – Mercury
- 20 Jun 2023 – Mercury
- 05 Sep 2024 – Mercury
- 02 Dec 2024 – Mercury
- 09 Jan 2025 – Mercury

05 Dec 2025 – Arrival

Subscribe

Podróż do Merkurego 2018 - 2025



Ogólny podział orbit wokółziemskich ze względu na rozmiar i kształt

LEO – niskie do 2000km nad Ziemią

MEO – średnie od 2000km nad Ziemią do geostacjonarnej

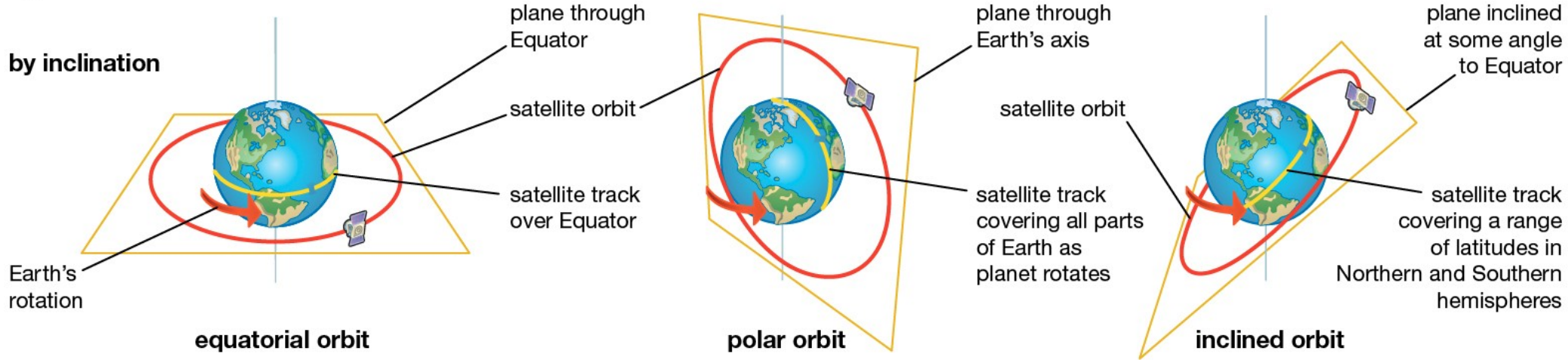
GEO – geostacjonarne 35786km nad Ziemią

HEO – eliptyczne mimośród $e > 0.25$

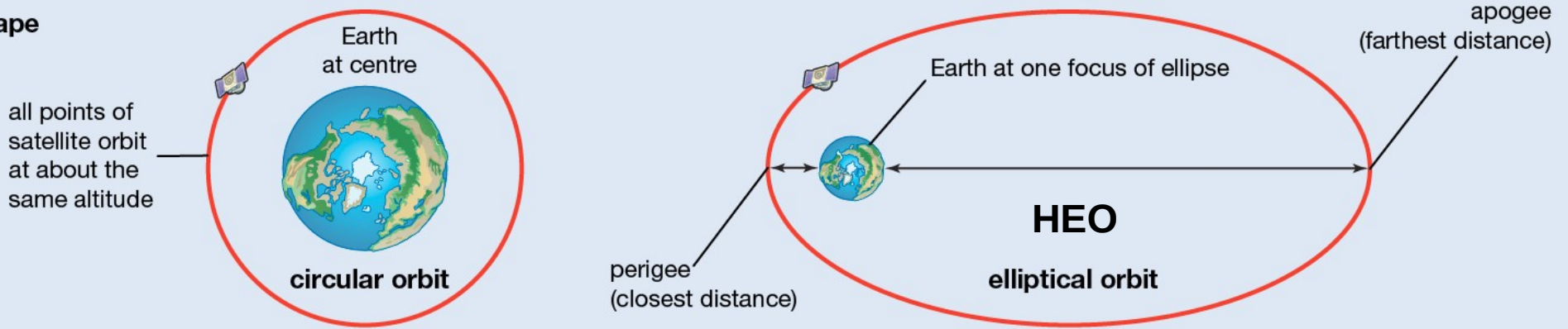
Podział orbit wokółziemskich

Types of Earth orbit

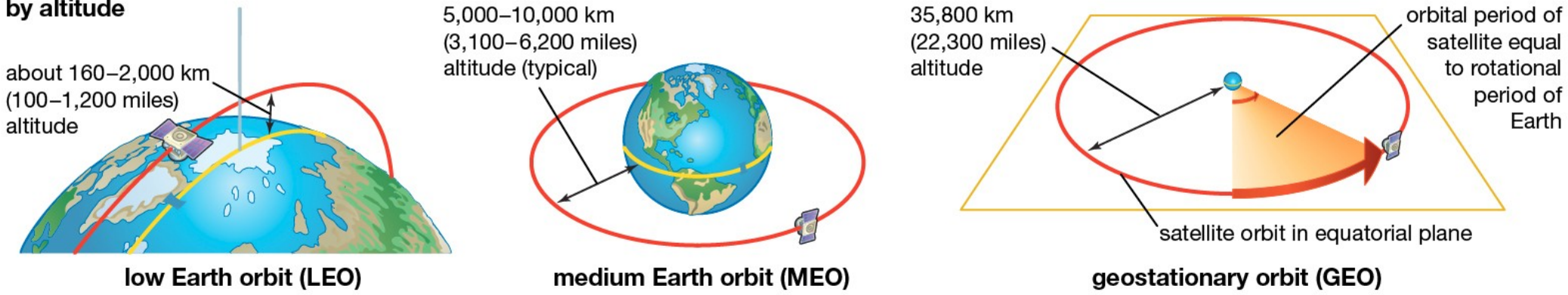
by inclination



by shape

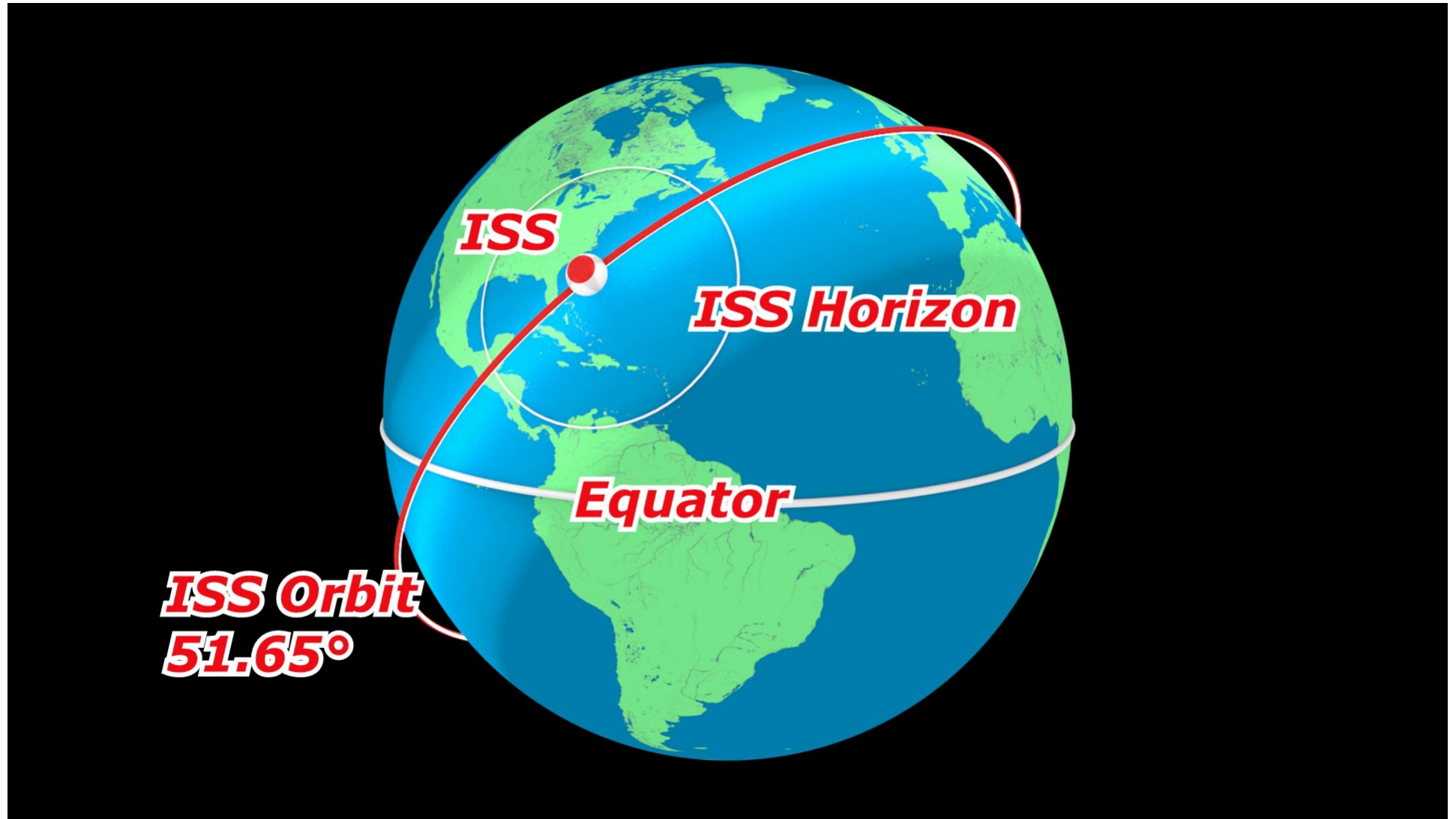


by altitude



Przykłady zastosowania orbit wokółziemskich

Orbita niska (LEO) – Międzynarodowa Stacja Kosmiczna (ISS)



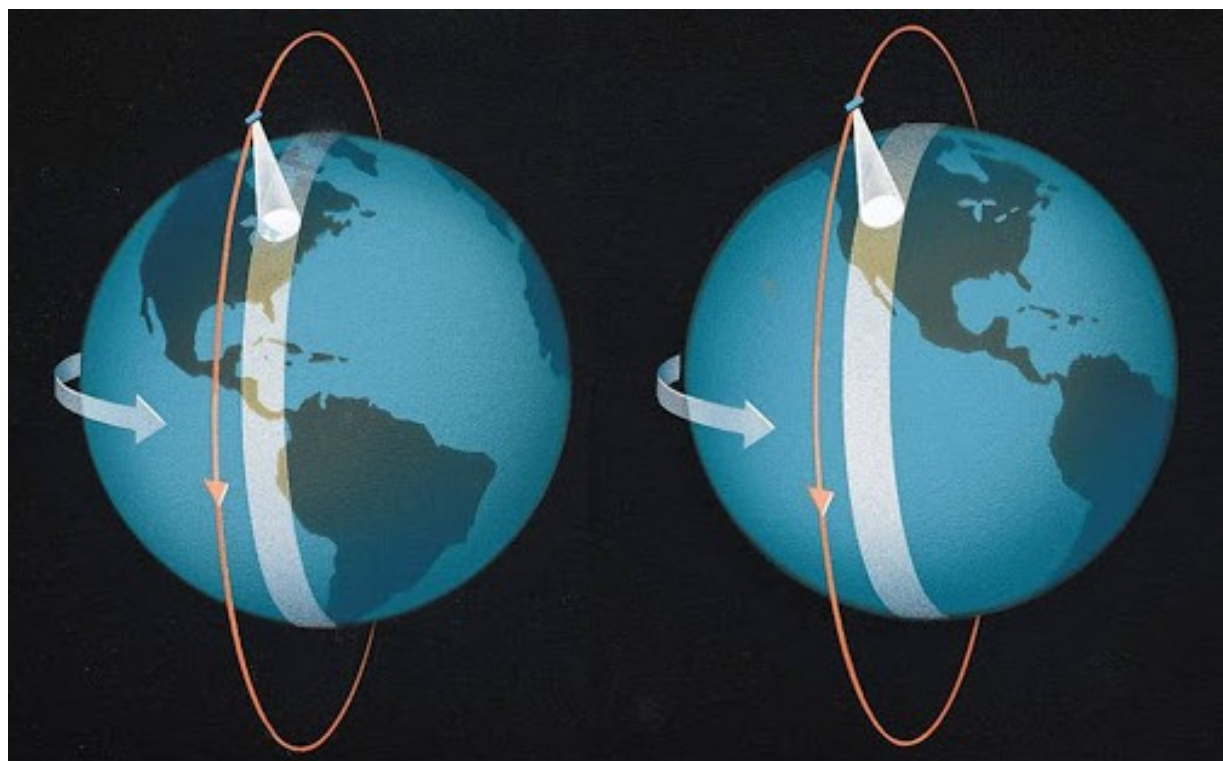
animacja

Przykłady zastosowania orbit wokółziemskich

Orbita niska (LEO) biegunowa – satelity do obserwacji Ziemi

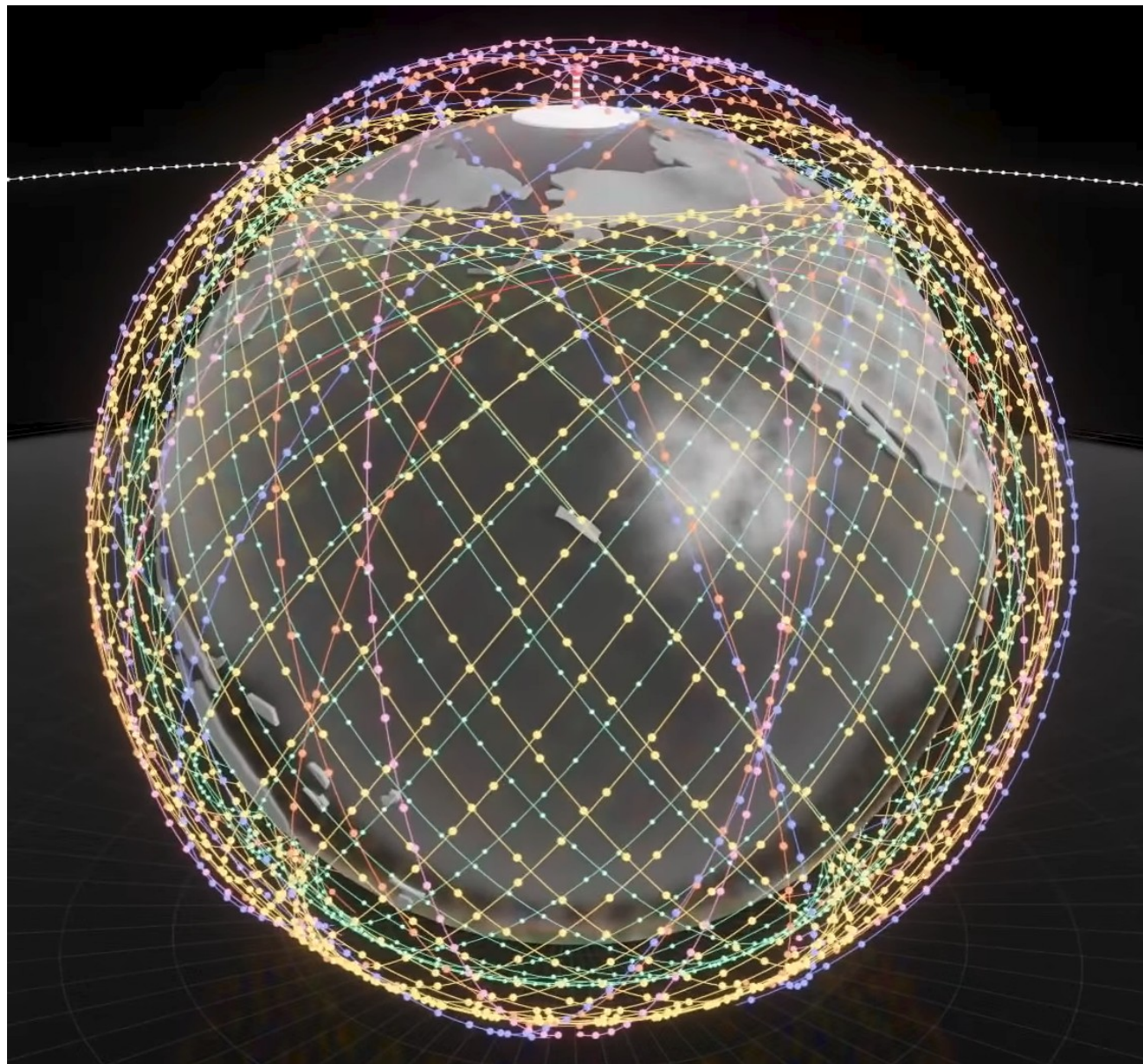


NASA A-train – zespół satelitów pomiarowych na wspólnej orbicie



Przykłady zastosowania orbit wokółziemskich

Orbita niska (LEO) – globalne sieci internetowe



Wizualizacja sieci Starlink.

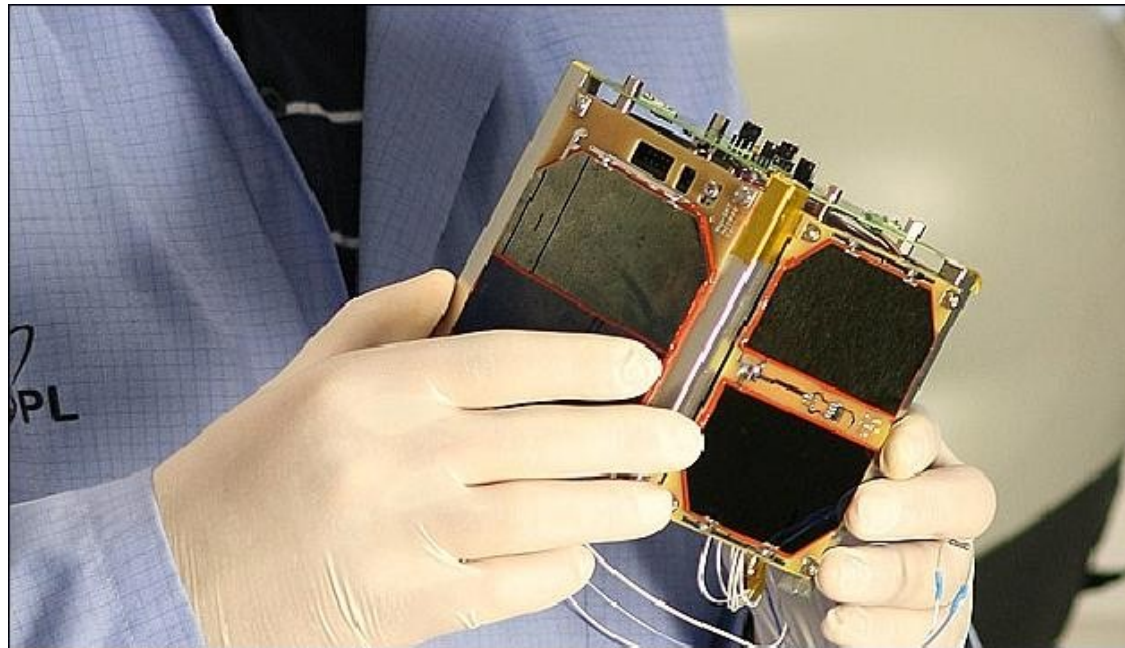
Przykłady zastosowania orbit wokółziemskich

Orbita niska (LEO) – cubesaty

Najmniejsze sztuczne satelity zwykle zaliczane są do tzw. cubesatów. Podstawowy cubesat ma rozmiar 1U = 10x10x10cm. Są też cubesaty 0.5U, 2U, 6U itp.

Cubesaty są małe, więc zwykle bardzo lekkie, a przez to tanie. Koszt wystrzelenia to ok 10-50 tys. \$ za kg.

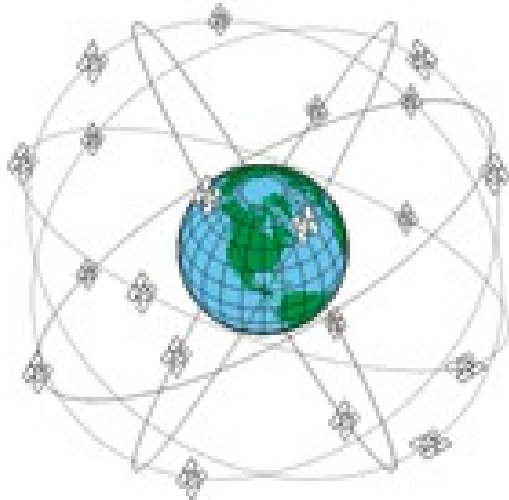
Cubesaty są wystrzeliwane na doczepkę razem z dużymi satelitami. Umieszczane są na bardzo niskich orbitach, co ułatwia komunikację (mają bardzo słabe nadajniki) oraz skraca ich czas pobytu na orbicie.



PW-Sat I (2012)

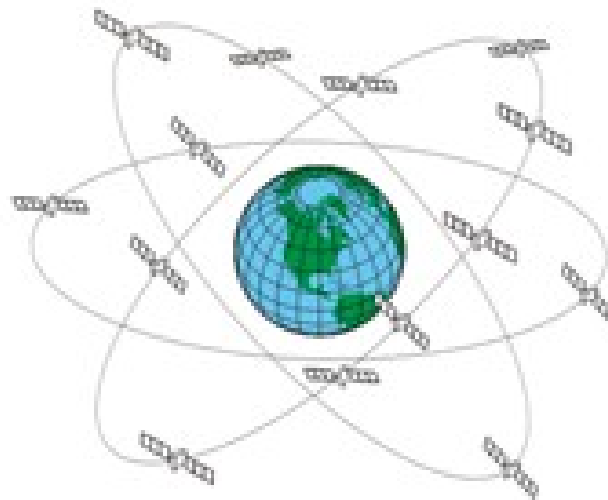
Przykłady zastosowania orbit wokółziemskich

Orbita średnia (MEO) – satelity nawigacyjne



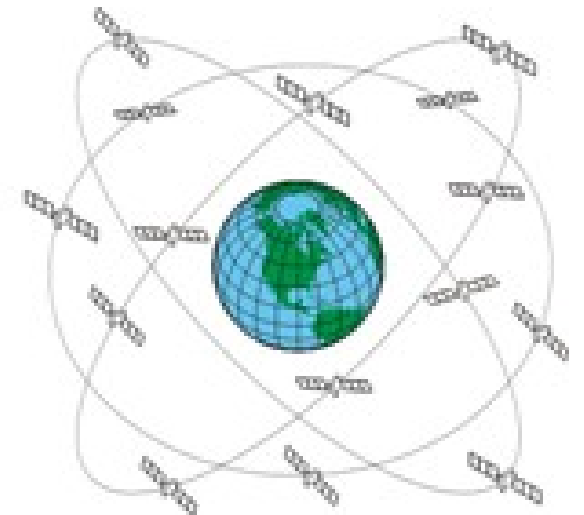
GPS

- 6 Orbital planes
- 24 Satellites + Spare
- 55° Inclination Angle
- Altitude 20,200km



Galileo

- 3 Orbital planes
- 27 Satellites + 3 Spares
- 56° Inclination Angle
- Altitude 23,616km

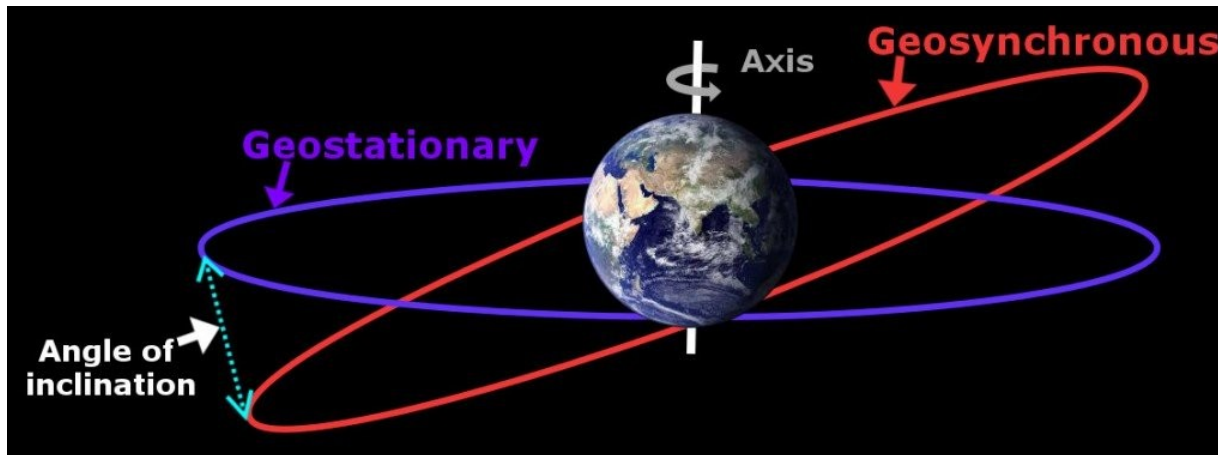
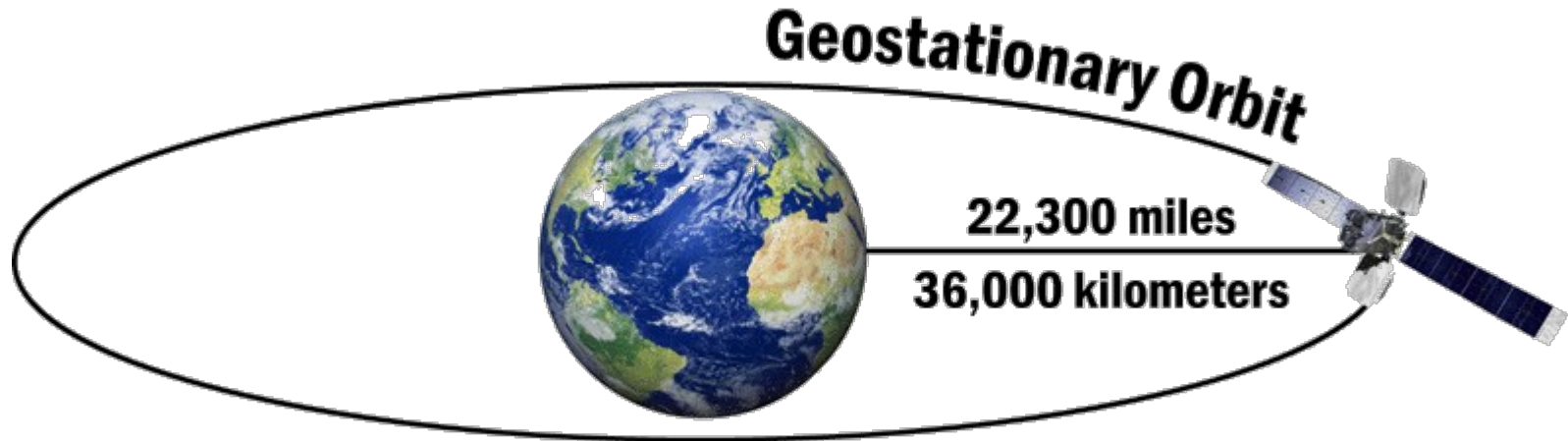


GLONASS

- 3 Orbital planes
- 21 Satellites + 3 Spares
- 64.8° Inclination Angle
- Altitude 19,100km

Przykłady zastosowania orbit wokółziemskich

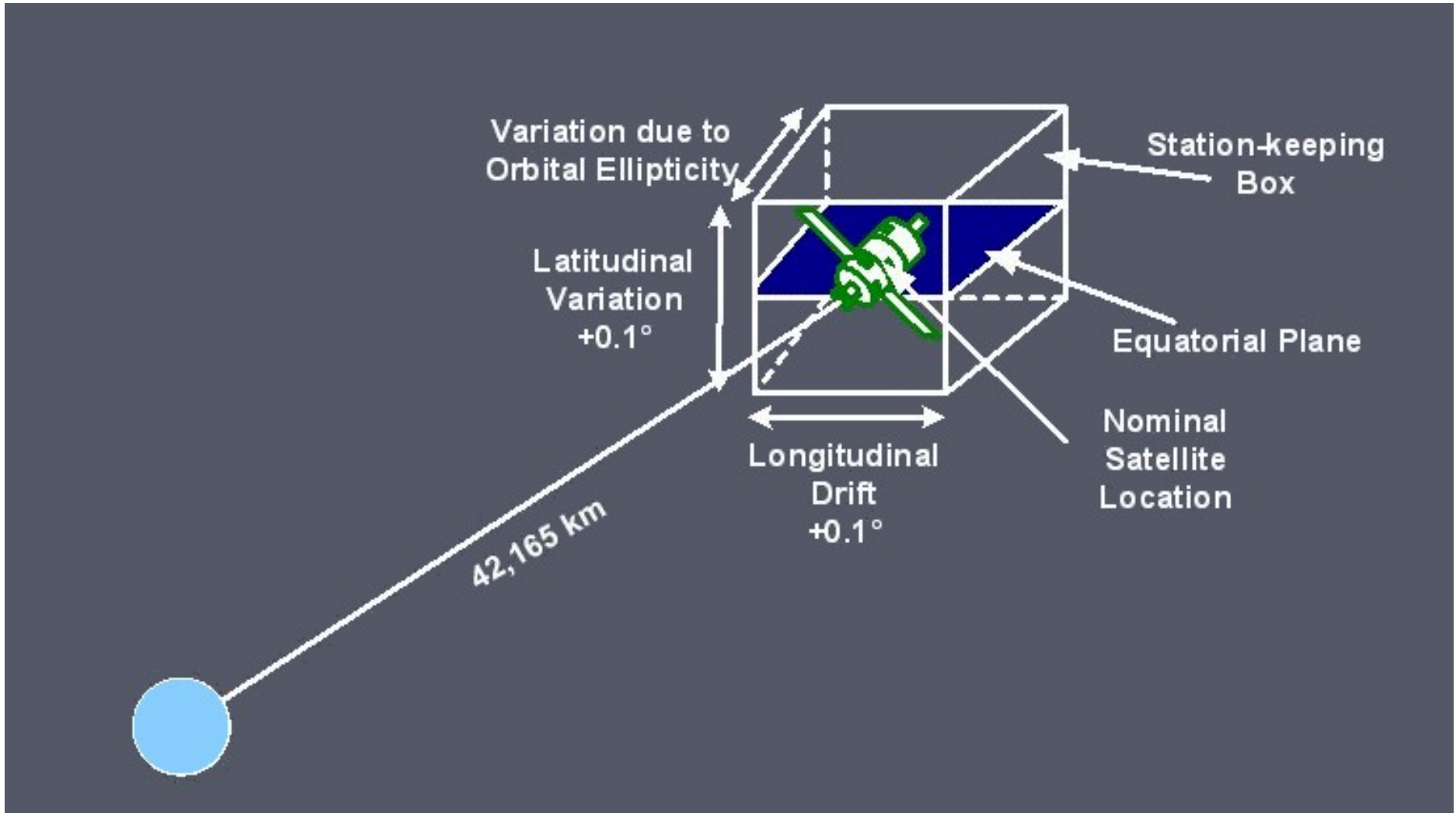
Orbita geostacjonarna (GEO) – satelity komunikacyjne / meteo



Okres obiegu = okres rotacji Ziemi, półś wielka $a = 35786 + 6371$ km

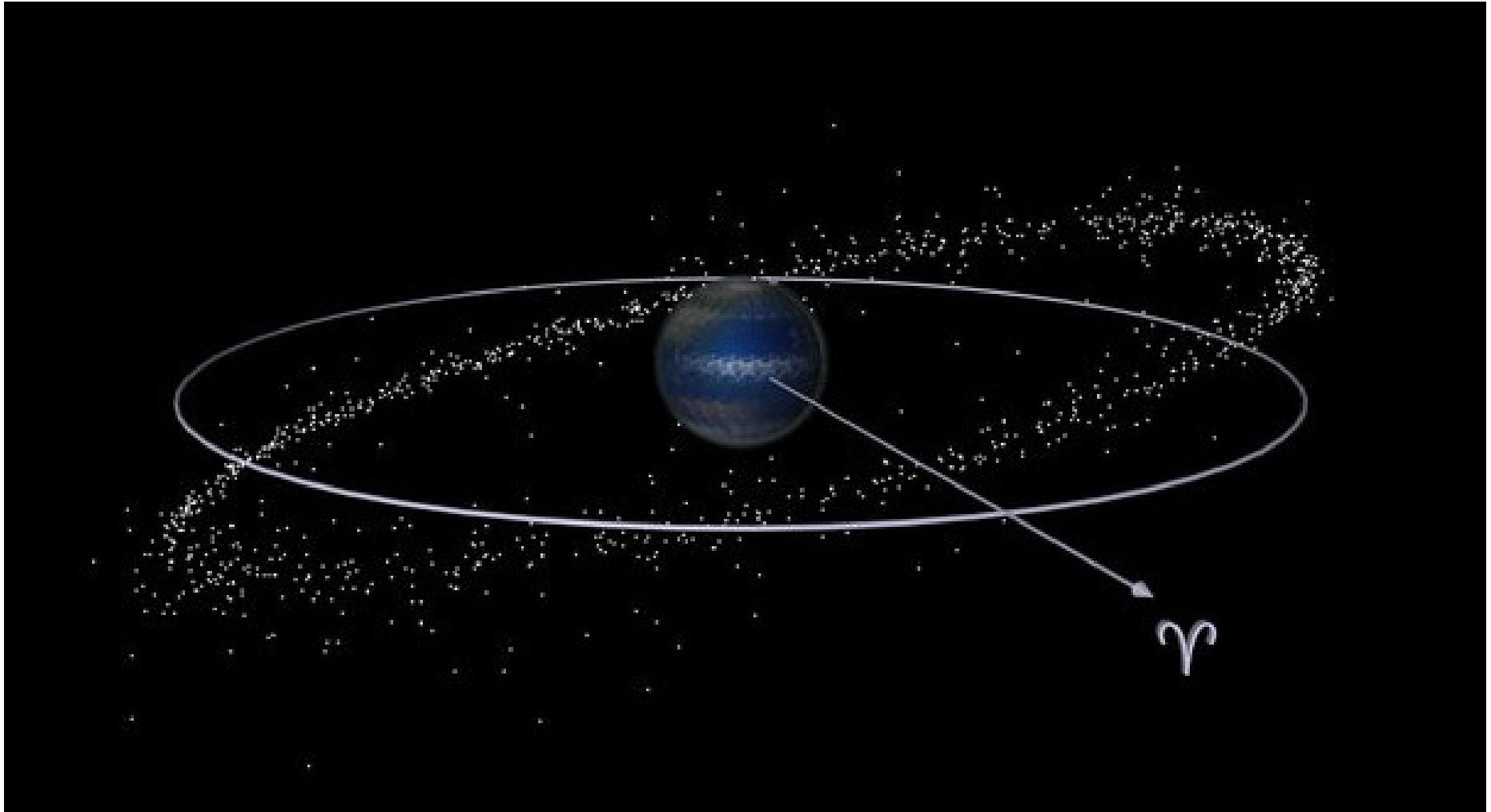
Przykłady zastosowania orbit wokółziemskich

Orbita geostacjonarna (GEO) – satelity komunikacyjne / meteo



Ze względu na perturbacje satelity geostacjonarne muszą regularnie wykonywać drobne korekty orbity, aby uniknąć zbytniego zbliżenia się do innych satelitów geostacjonarnych (ang. station keeping).

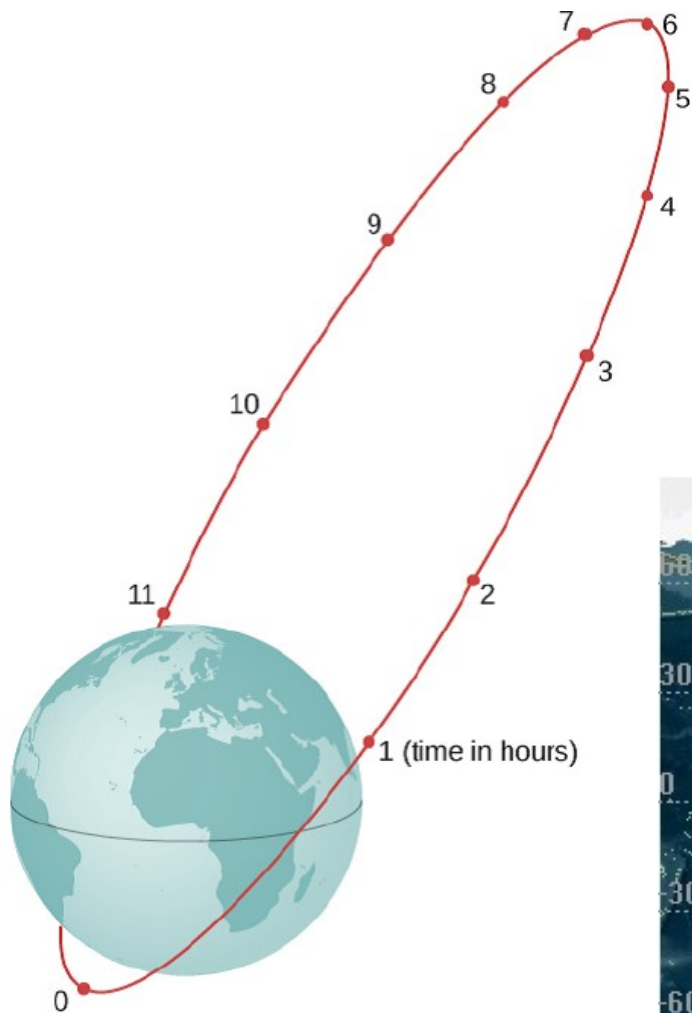
Przykłady zastosowania orbit wokółziemskich
Orbita geostacjonarna (GEO) – satelity komunikacyjne / meteo



Orbita „cmentarna” (graveyard orbit) – dla „przeterminowanych” satelitów które oryginalnie były na orbicie typu GEO.

Przykłady zastosowania orbit wokółziemskich

Orbita silnie eliptyczna (HEO) – satelity komunikacyjne dla okolic biegunowych



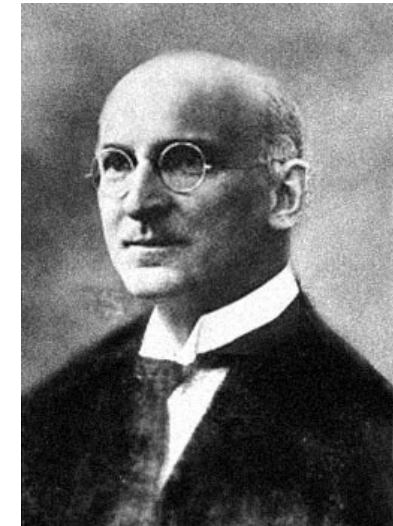
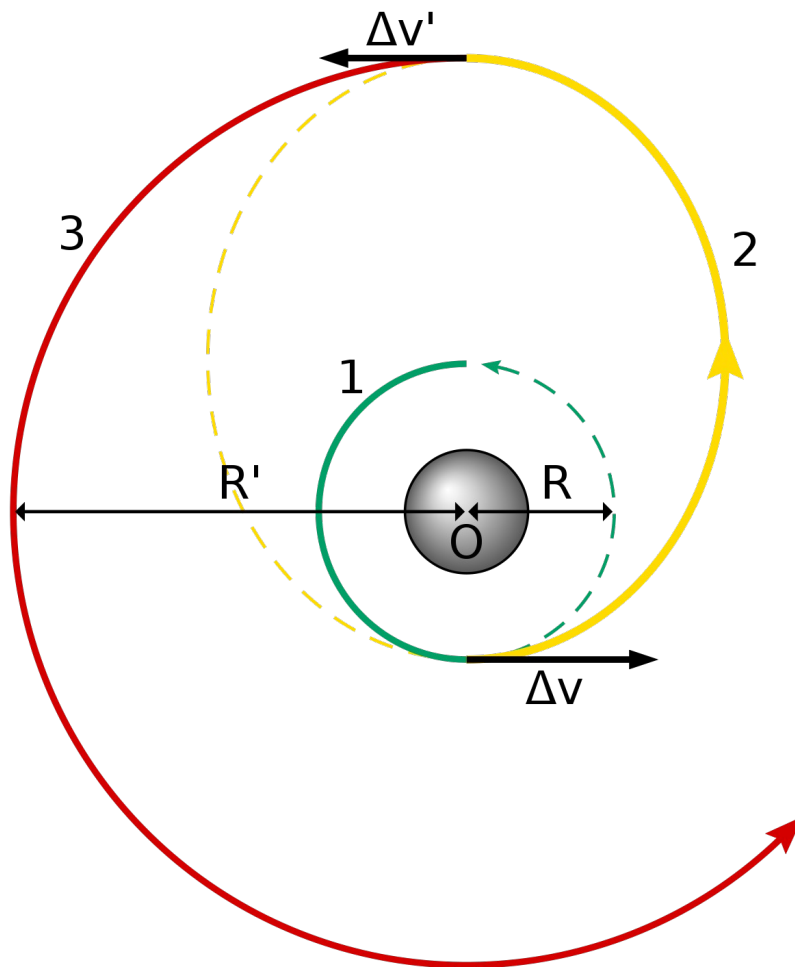
Przykładem orbity HEO jest orbita typu Molnia o okresie 12h i nachyleniu $i = 63$ stopnie.



Tor podsatelitarny dla orbity typu Molnia.

Manewry orbitalne

Manewr Hohmanna



Walter Hohmann
(1880-1945)

Przeniesienie satelity z jednej orbity kołowej na inną orbitę kołową, poprzez pośrednią orbitę eliptyczną.

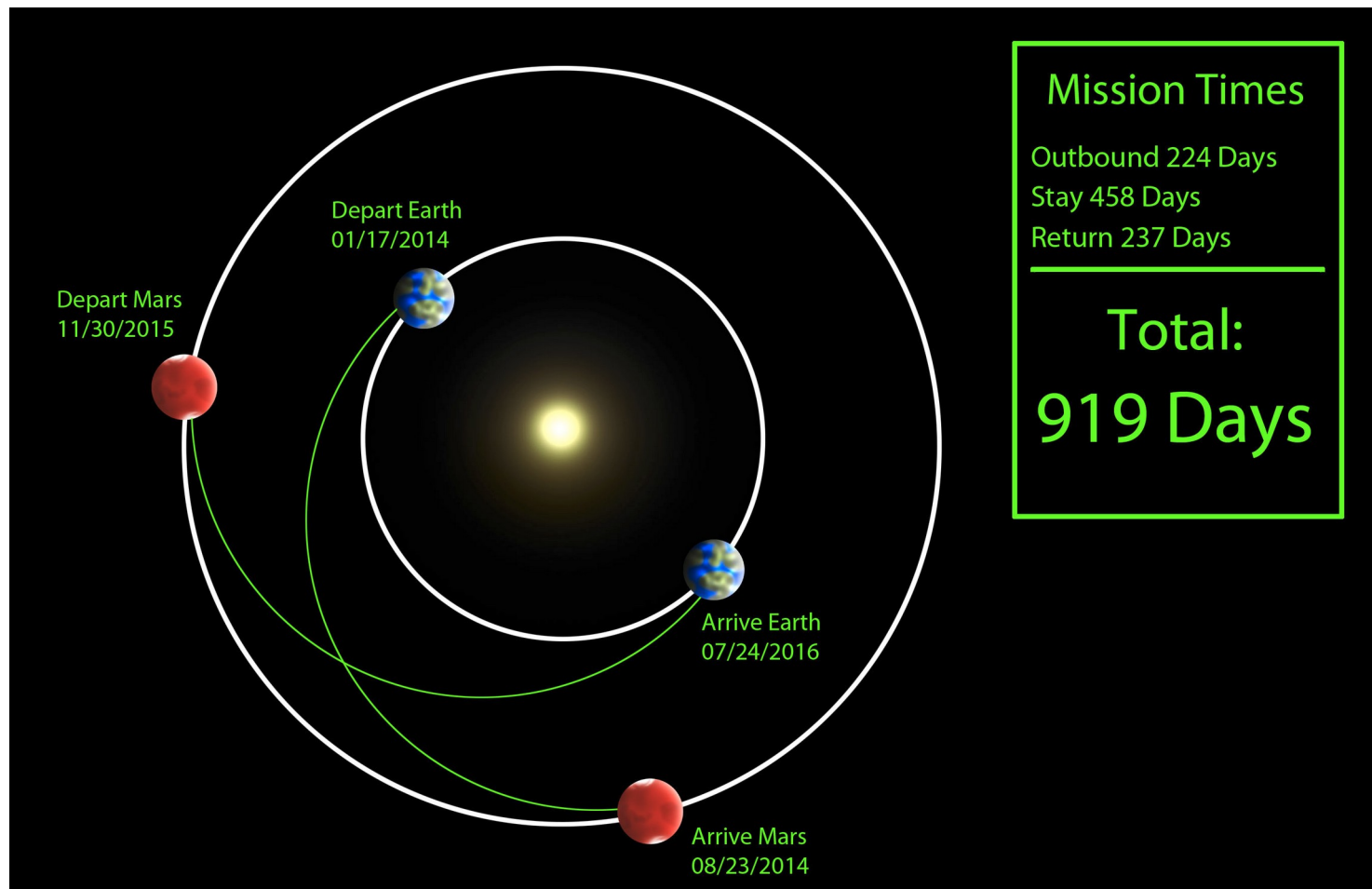
Wymaga dwukrotnego odpalenia silnika.

Manewry orbitalne

Manewr Hohmanna

Manewr Hohmanna jest stosowany do umieszczania satelitów na orbicie geostacjonarnej, gdyż wymaga najmniej paliwa.

Prześciowa orbita eliptyczna (żółta na poprzednim slajdzie) nazywa się wówczas: GTO - geostacjonarna orbita transferowa

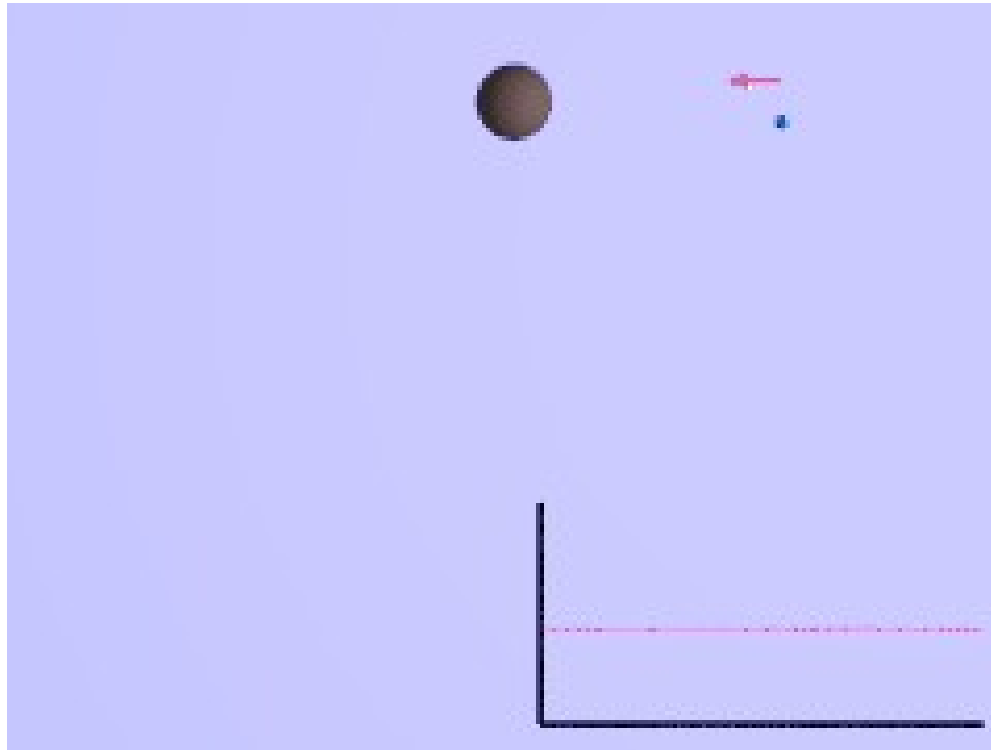


Manewr Hohmanna jest również stosowany podczas lotów na Marsa.

Manewry orbitalne

Asysta grawitacyjna

Zmiana kierunku i prędkości lotu sondy podczas przelotu w pobliżu planety.

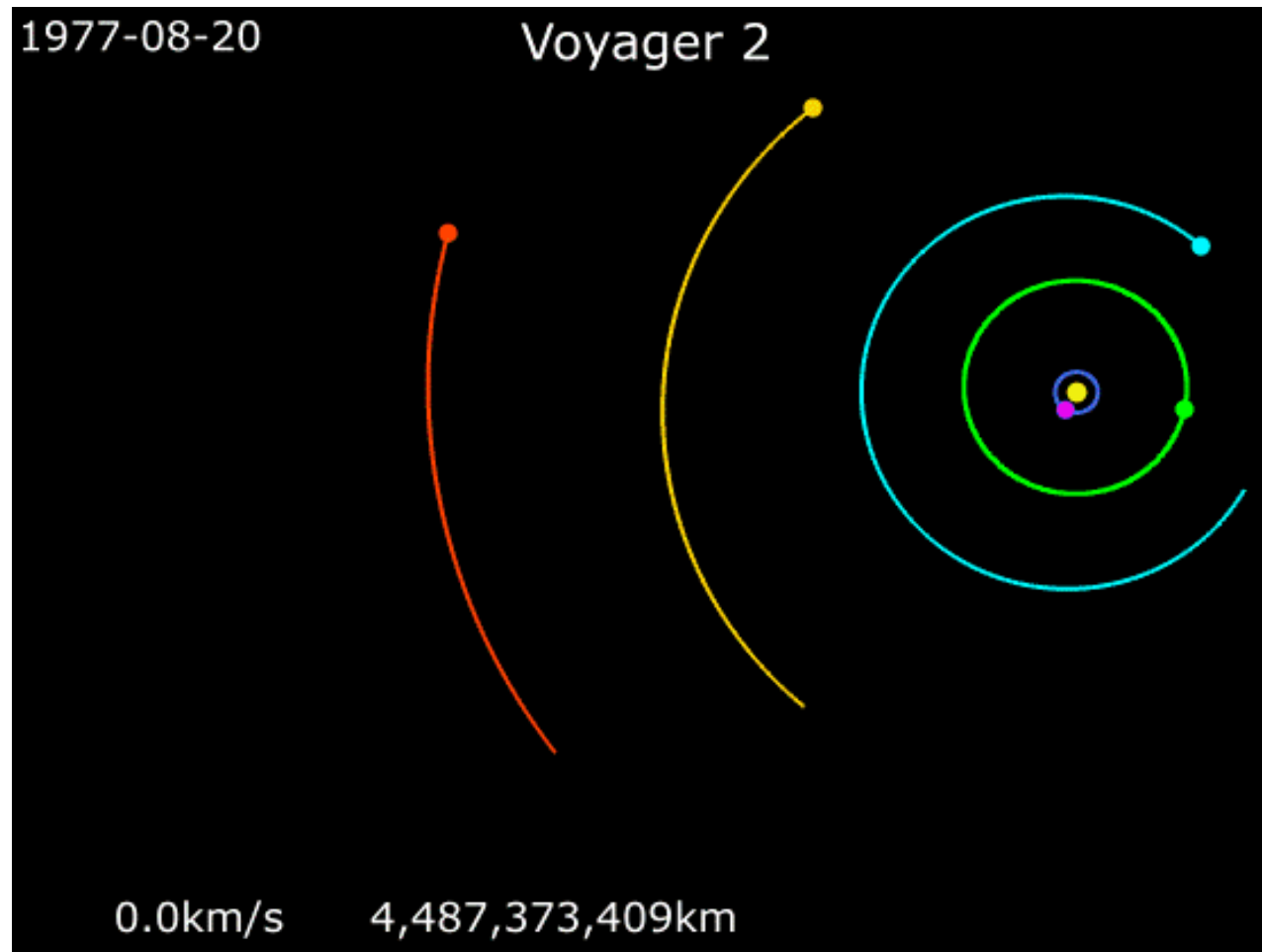


Wykorzystuje grawitację i ruch planety względem Słońca do zwiększenia lub zmniejszenia prędkości bez użycia silników.

Wariantem asysty jest manewr Obertha, który wymaga użycia silnika podczas bliskiego przelotu sondy.

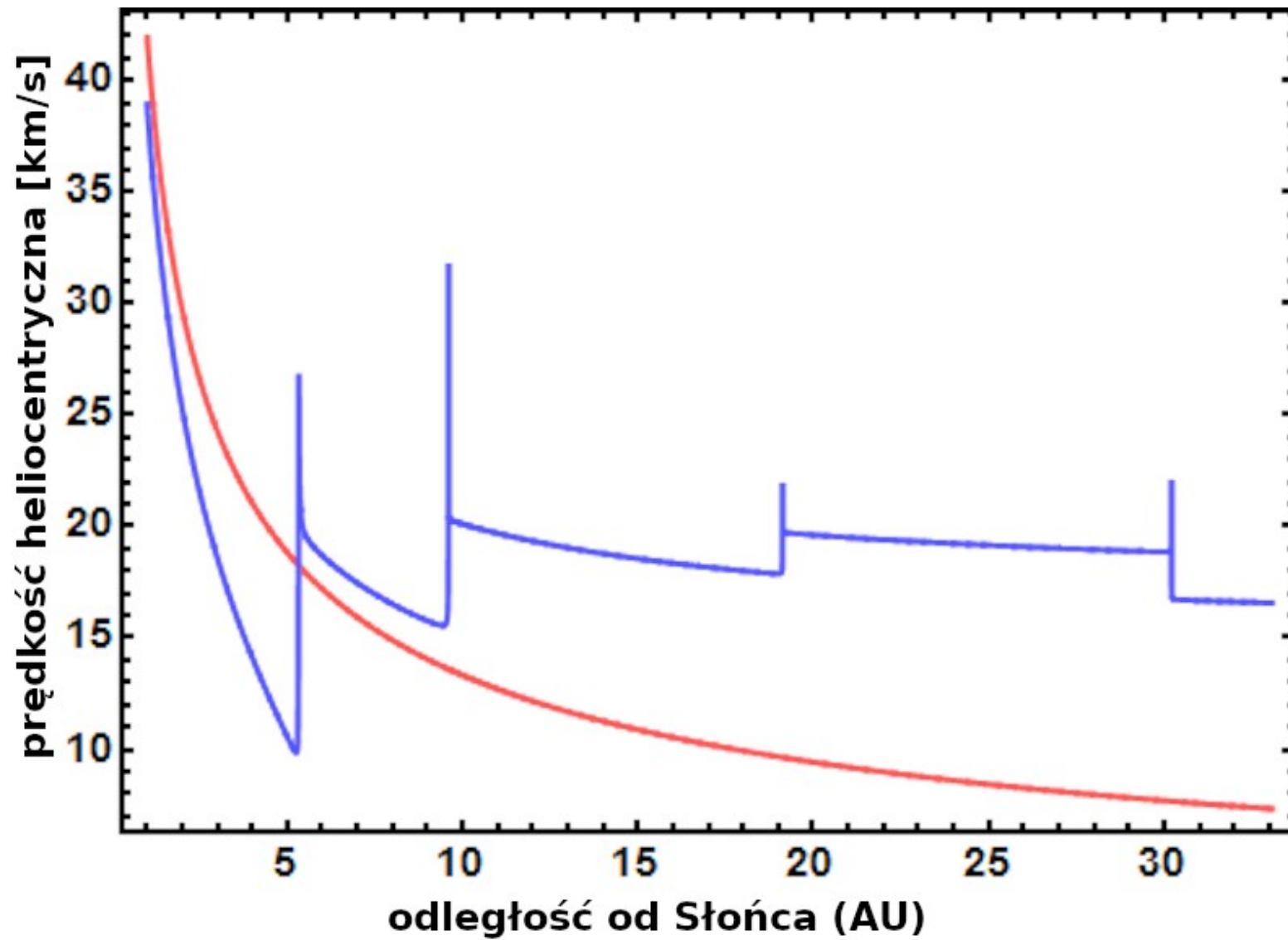
Manewry orbitalne

Asysta grawitacyjna



Czterokrotna asysta grawitacyjna sondy Voyager 2, bez niej niemożliwe byłoby osiągnięcie Urana czy Neptuna.

Manewry orbitalne
Asysta grawitacyjna



Perturbacje w ruchu satelitów

Gdyby Ziemia była idealną kulą i na satelitę nie działały żadne inne siły niż ziemskie grawitacja, wówczas orbity satelitów byłyby idealnym kołem lub elipsą i nie zmieniałyby się w czasie.

Wszelkie zewnętrzne zaburzenia w ruchu satelity (tzw. **perturbacje**) dzielimy na **grawitacyjne** i **niegrawitacyjne**.

Perturbacje grawitacyjne pochodzą od:

- niesferyczności kuli ziemskiej
- przyciągania Księżyca
- przyciągania Słońca

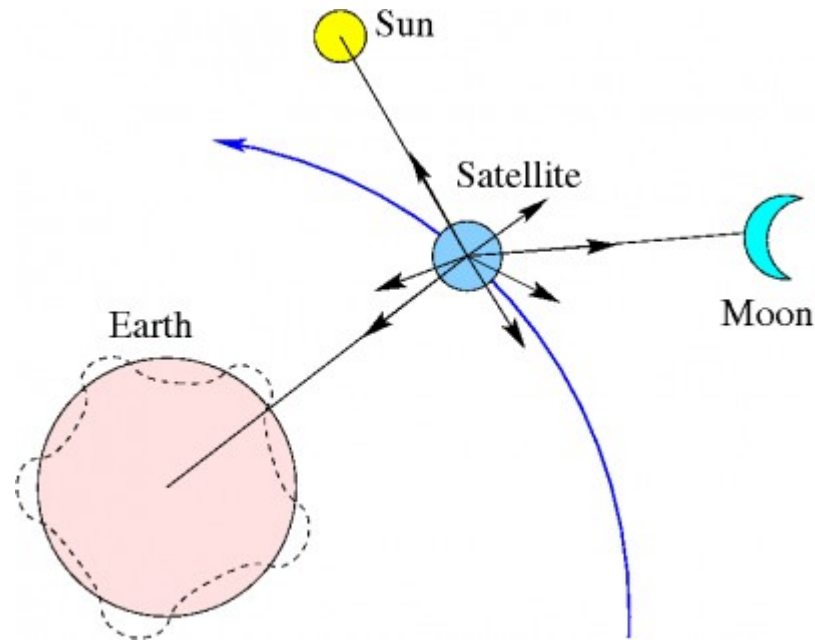
Perturbacje niegrawitacyjne pochodzą od:

- oporu atmosfery ziemskiej
- ciśnienia promieniowania Słońca

Wszystkie perturbacje sprawiają, że tor ruchu sztucznego satelity jest bardzo skomplikowany, trudny do przewidzenia dokładnie i tylko w przybliżeniu przypomina koło lub elipsę.

Perturbacje w ruchu satelitów

Perturbacje grawitacyjne



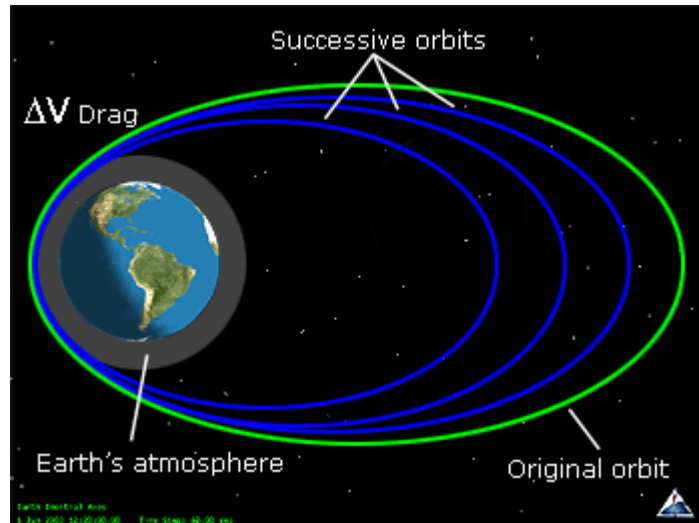
Perturbacje grawitacyjne satelitów LEO pochodzą głównie od niesferyczności Ziemi (spłaszczenie biegunowe i mniejsze nieregularności).

Perturbacje grawitacyjne od Słońca i Księżycy zmieniają najsilniej pozycje satelitów na orbitach wysokich, nawet o kilka-kilkadziesiąt kilometrów w stosunku do niezaburzonej orbity eliptycznej.

Perturbacje kumulują się w czasie i w ciągu miesięcy/lat mogą kompletnie zmienić orbitę satelity.

Perturbacje w ruchu satelitów

Perturbacje niegravitacyjne – opór atmosfery ziemskiej



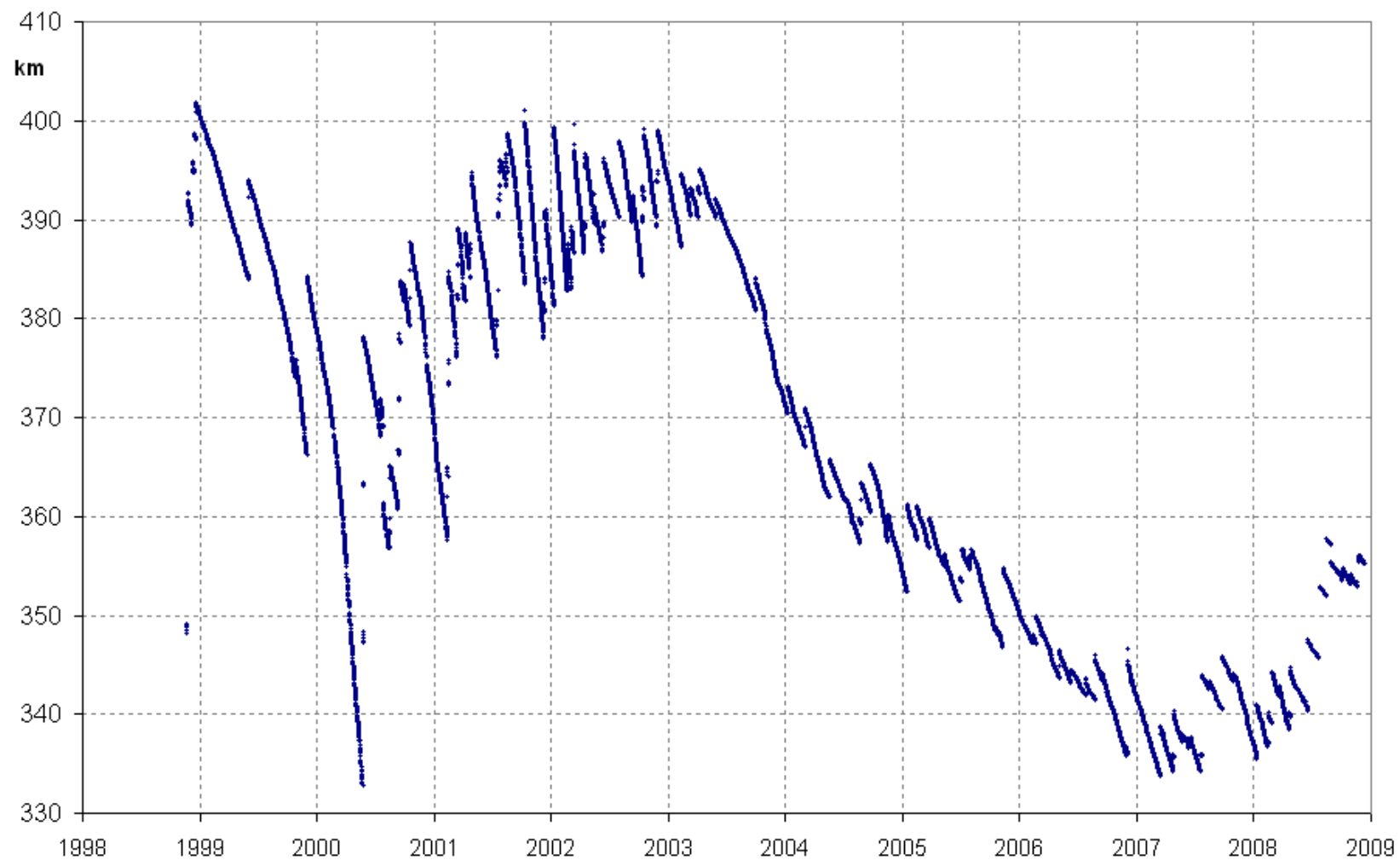
Jeśli orbita satelity „zahacza” o atmosferę Ziemi, wówczas pojawi się opór, który będzie po każdym przejściu przez atmosferę zacieśniał orbitę.

Opór atmosfery zależy od głębokości wejścia satelity w atmosferę, od jego rozmiaru i masy oraz gęstości atmosfery na dużych wysokościach (która jest bardzo zmienna w czasie).

Powyżej 1000km efekt ten jest zanedbywalnie mały.

Perturbacje w ruchu satelitów

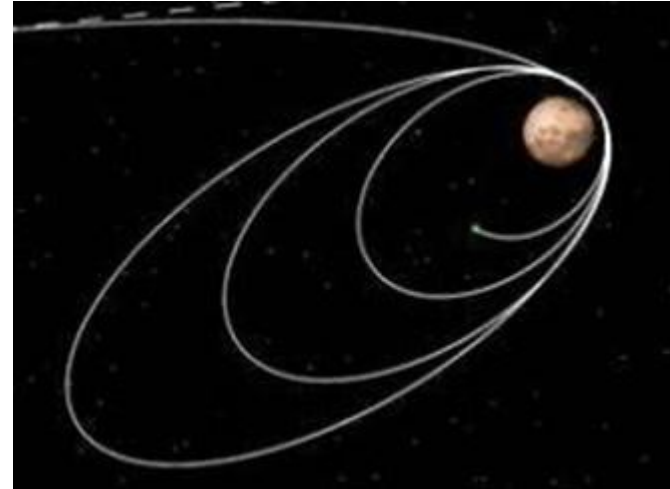
Perturbacje niegravitacyjne – opór atmosfery ziemskiej



Orbita Międzynarodowej Stacji Kosmicznej zmniejsza się średnio o 2km/miesiąc.

Perturbacje w ruchu satelitów

Perturbacje niegrawitacyjne – opór atmosfery



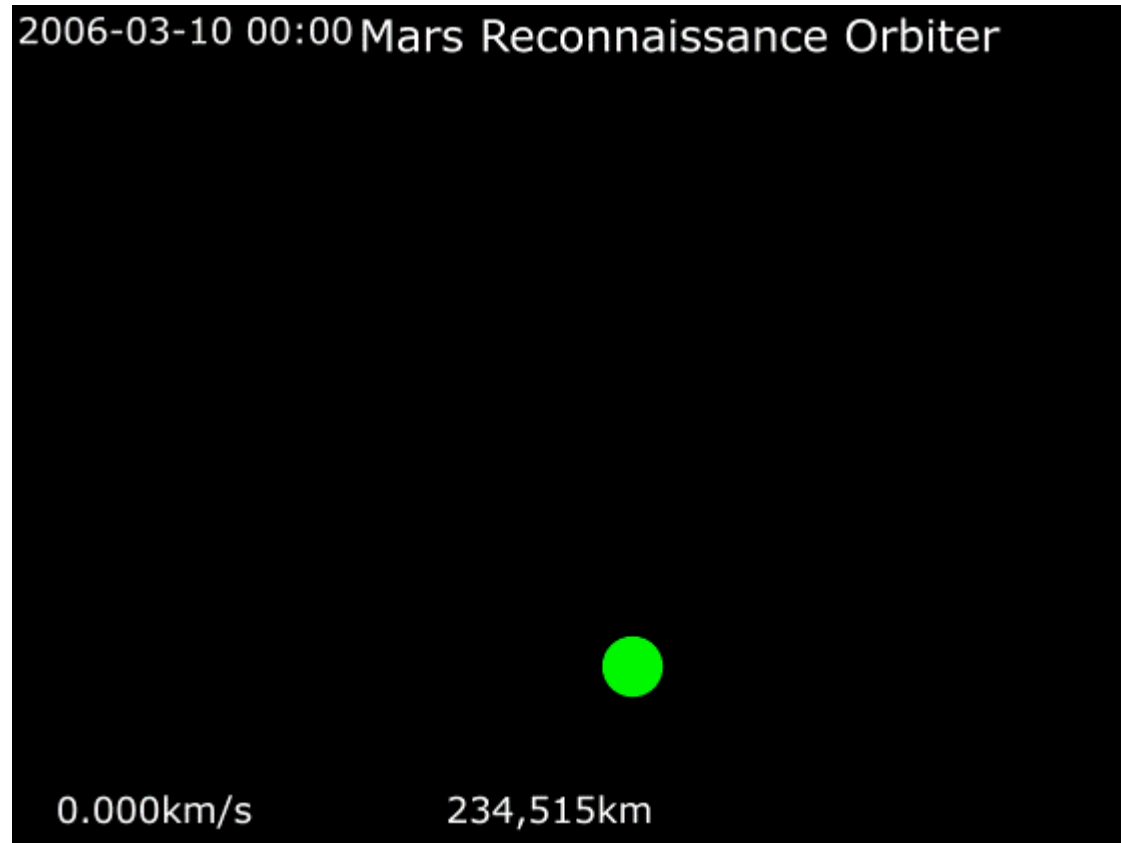
Wbrew intuicji – hamowanie w atmosferze ziemskiej (w początkowej fazie) nie spowalnia satelitów w ruchu na ich orbicie!!!

Satelita traci energię, skutkiem czego zmniejsza się jego orbita, ale zgodnie z prawami Keplera jeśli orbita maleje, to predkość na orbicie rośnie.

Hamowanie w atmosferze planety rozpędza hamowanego satelitę. Oczywiście tylko do momentu w którym rozmiar orbity zmaleje tak bardzo, że satelita spali się w atmosferze.

Perturbacje w ruchu satelitów

Perturbacje niegravitacyjne – opór atmosfery

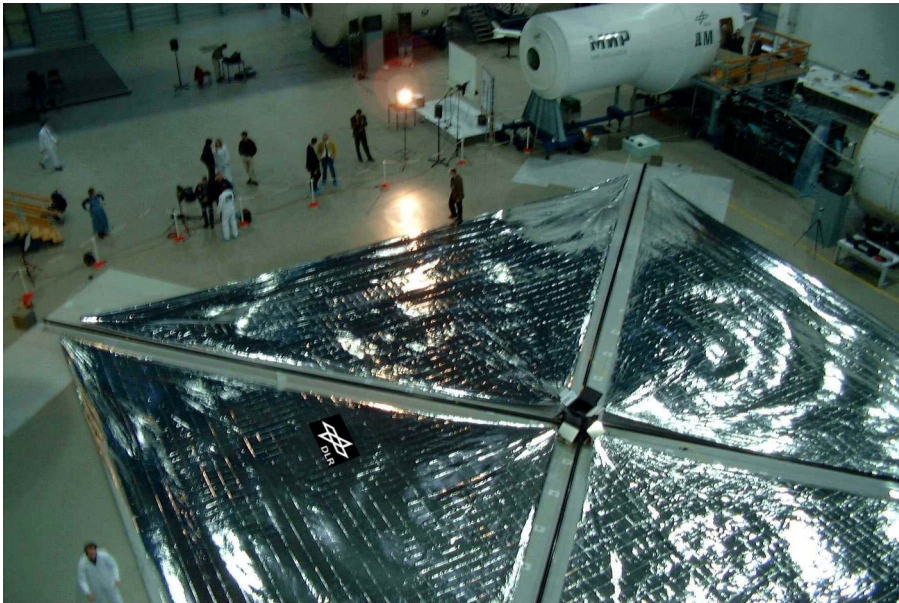


Hamowanie w atmosferze może być wykorzystywane do celowego zacieśniania orbity bez zużywania paliwa.

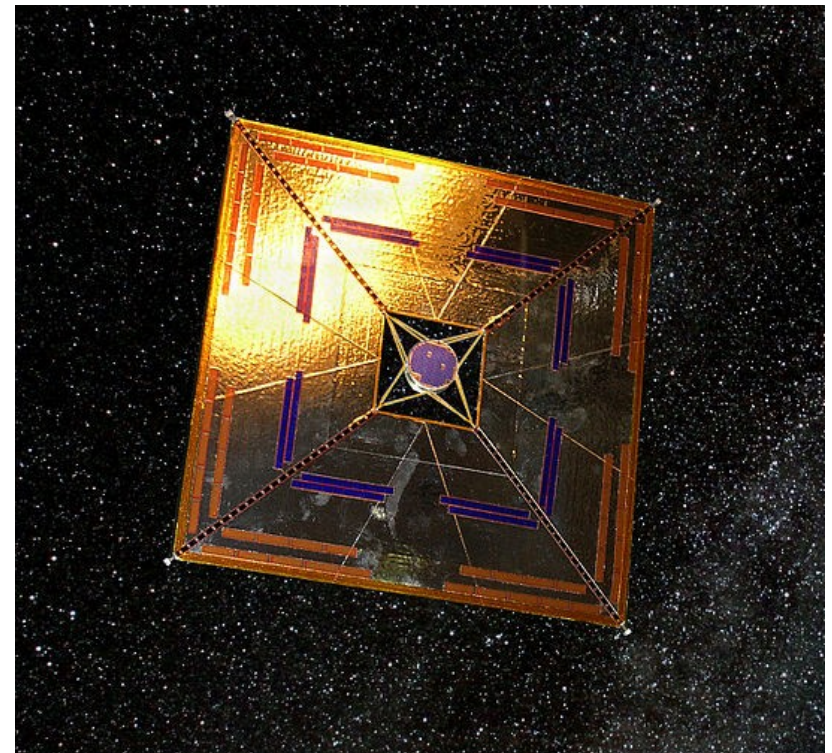
Perturbacje w ruchu satelitów

Perturbacje niegravitacyjne – ciśnienie promieniowania

Ciśnienie promieniowania słonecznego powoduje przyspieszenie satelity w kierunku na zewnątrz od Słońca i może być wykorzystane do napędzania satelitów za pomocą tzw. żagli słonecznych.



Żagiel słoneczny



Sonda Ikaros

Część żagla sony Ikaros jest pokryta panelami ciekłokrystalicznymi aby zmieniać współczynnik odbicia światła i zmieniać kierunek lotu.

Pęd fotonów

Klasyczny wzór na pęd jest tylko przybliżeniem dla małych prędkości.

$$p = m_0 v$$

W fizyce relatywistycznej pęd ciała jest związany z energią, gdyż energia całkowita jest kwadratową sumą energii kinetycznej pc oraz energii spoczynkowej $m_0 c^2$:

$$E^2 = p^2 c^2 + m_0^2 c^4$$

Masa spoczynkowa fotonu jest zerowa, więc:

$$E = pc$$

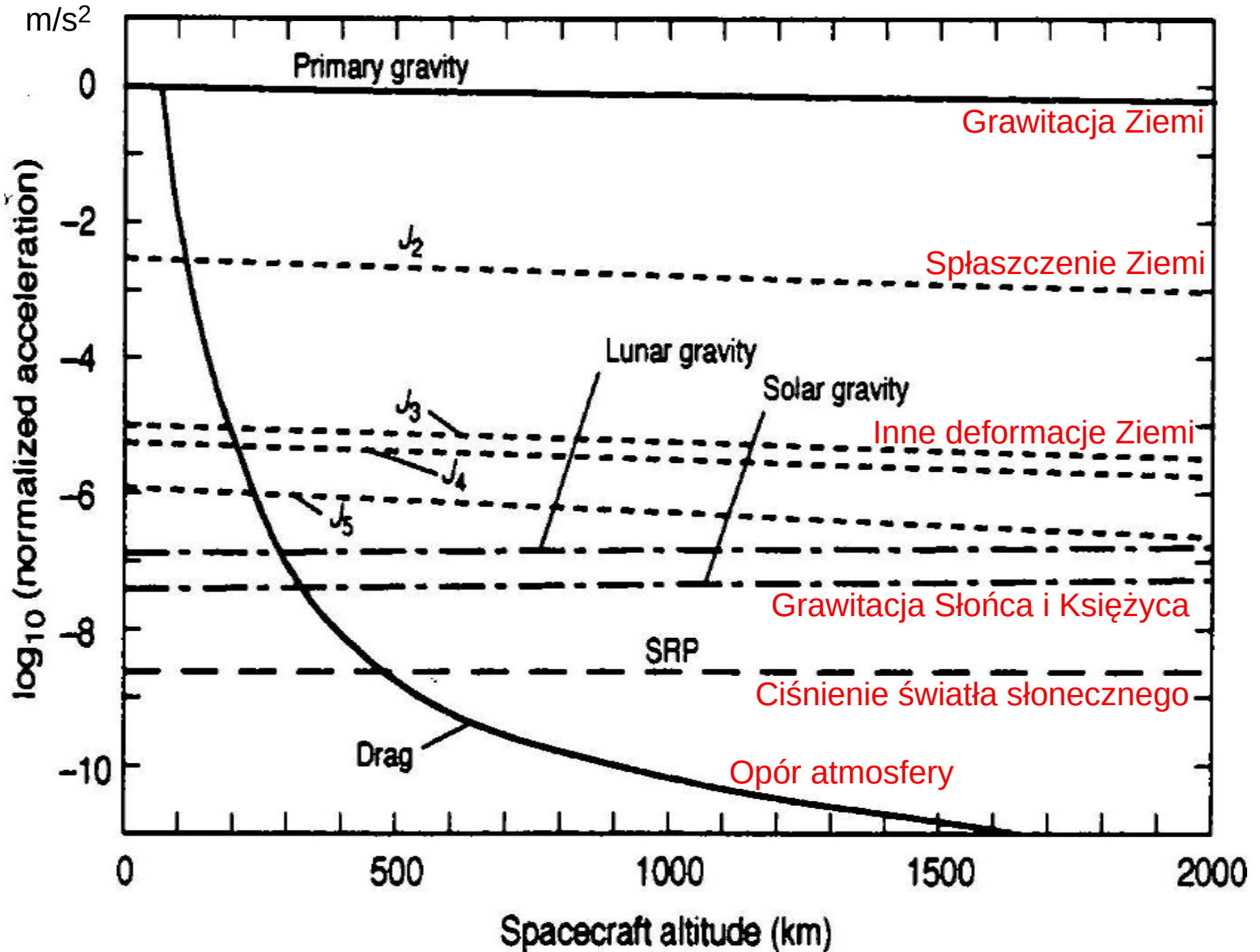
Ponieważ energia fotonu wynosi:

$$E = h \nu = \frac{hc}{\lambda}$$

więc pęd fotonu wynosi:

$$p = \frac{h}{\lambda}$$

Perturbacje w ruchu satelitów



Spadek i deorbitacja satelitów

Spadek (ang. reentry) to niekontrolowany proces gwałtownej utraty wysokości nad Ziemią spowodowany oporem atmosfery ziemskiej.

Deorbitacja (ang. deorbitation) to kontrolowane (na początku) działanie mające na celu takie zacieśnienie orbity, by satelita wszedł w gęste obszary atmosfery Ziemi i uległ zniszczeniu.

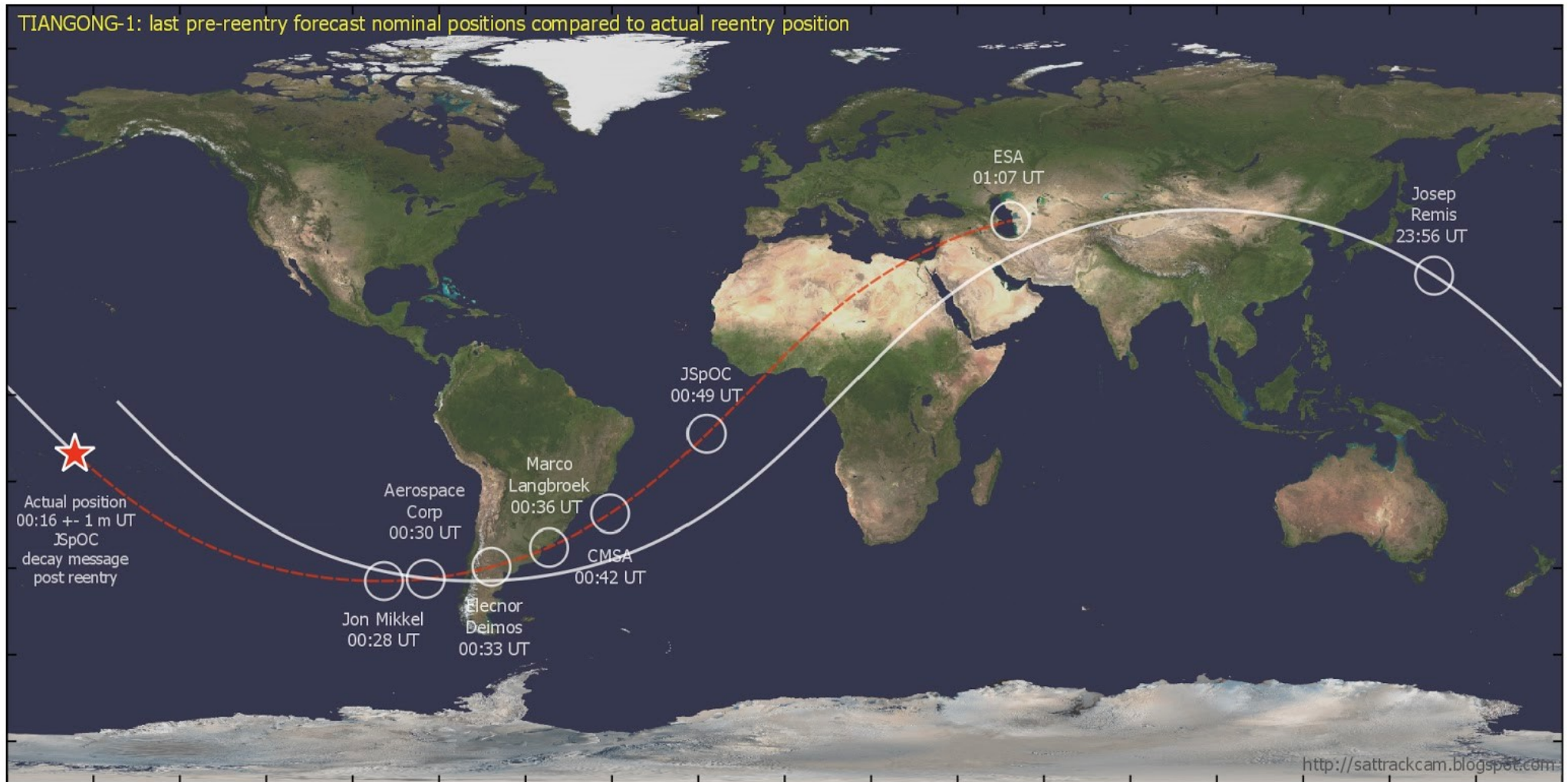
Spadki skatalogowanych satelitów zdarzają się średnie 1 na tydzień.



Spadek ATV-1 w 2015

Deorbitacja satelitów

Nawet podczas deorbitacji przewidywanie miejsca spadku jest bardzo trudne.



Przewidywane i aktualne miejsce spadku chińskiej stacji kosmicznej Tiangong-1
2018-04-02 00:16UT

Śmieci kosmiczne



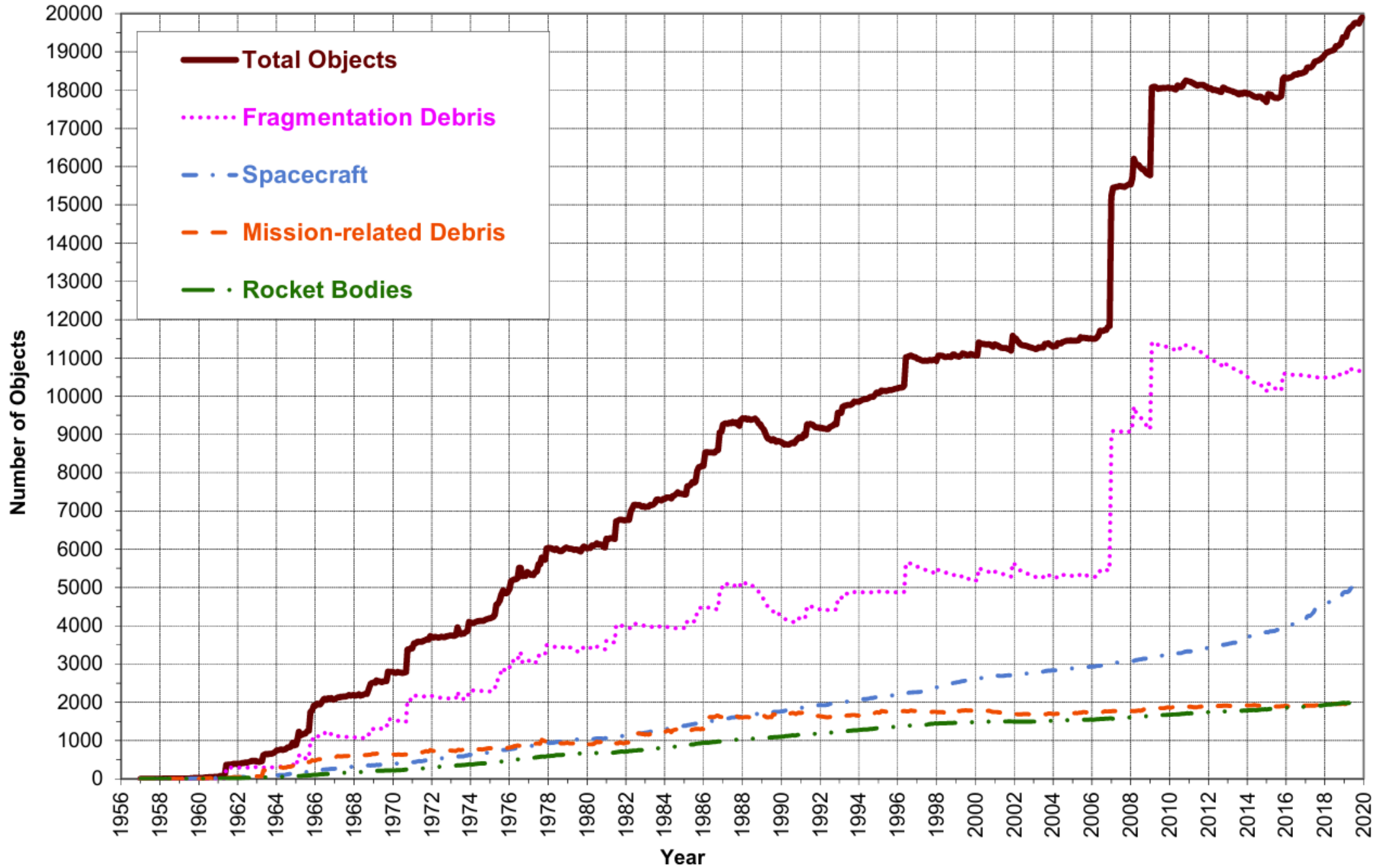
Nieczynne, porzucone satelity, części ich wyposażenia, rakiety nośne i ich części, a także liczne fragmenty satelitów i raket powstałe w trakcie zamierzonych i niezamierzonych eksplozji oraz kolizji.

USSTRATCOM (NORAD) monitoruje w sposób ciągły ponad 20 tysięcy obiektów o rozmiarach większych niż 10 cm.

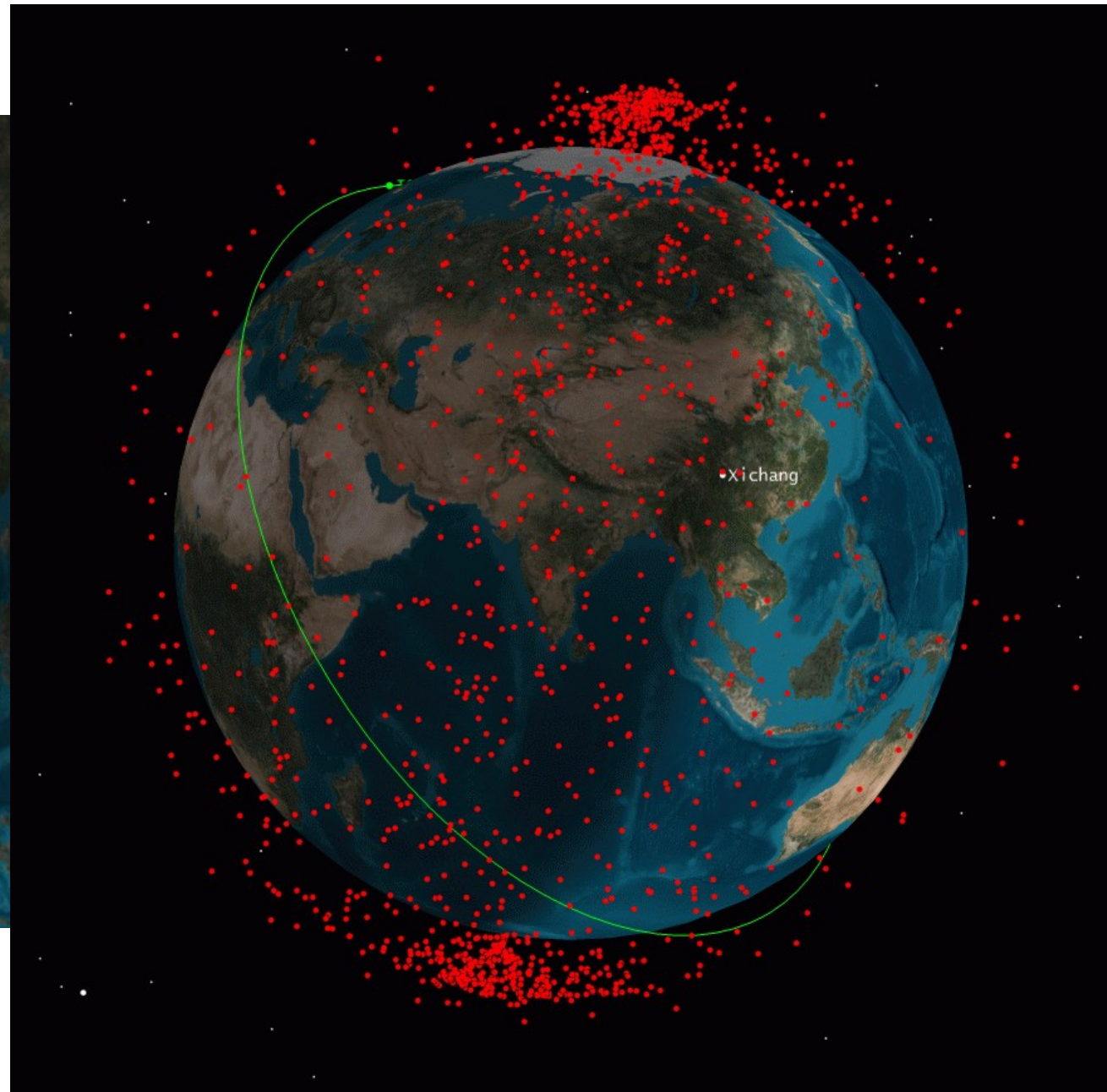
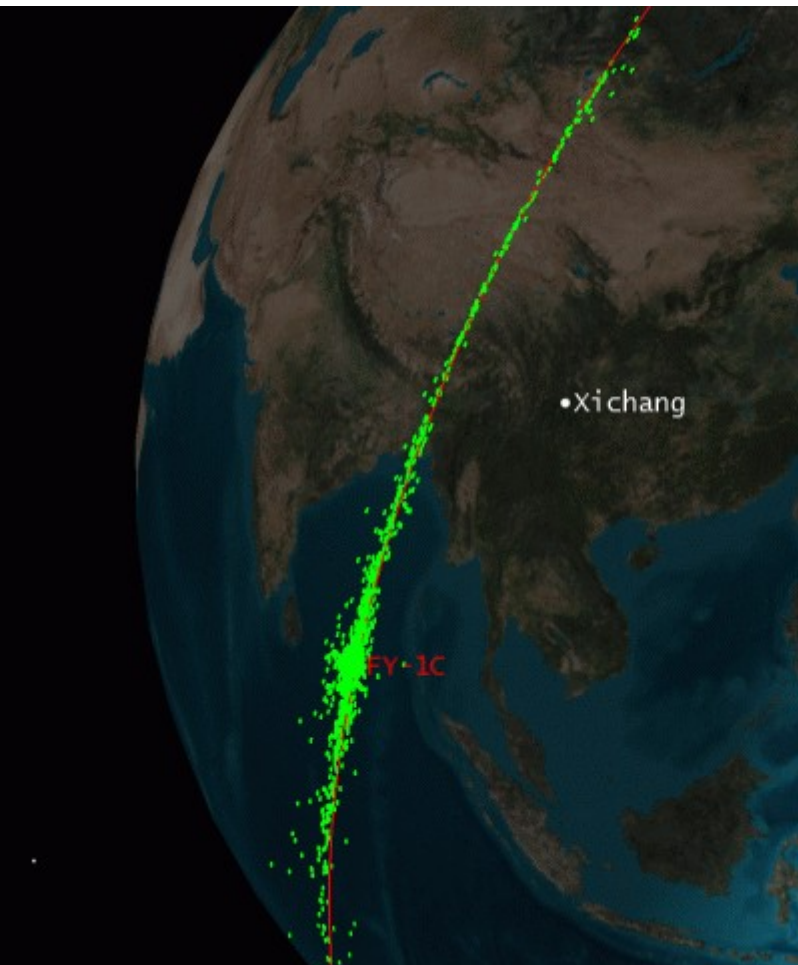
Szacuje się, że liczba śmieci większych niż 1 cm wynosi 500 tys.

Śmieci kosmiczne

Monthly Number of Objects in Earth Orbit by Object Type

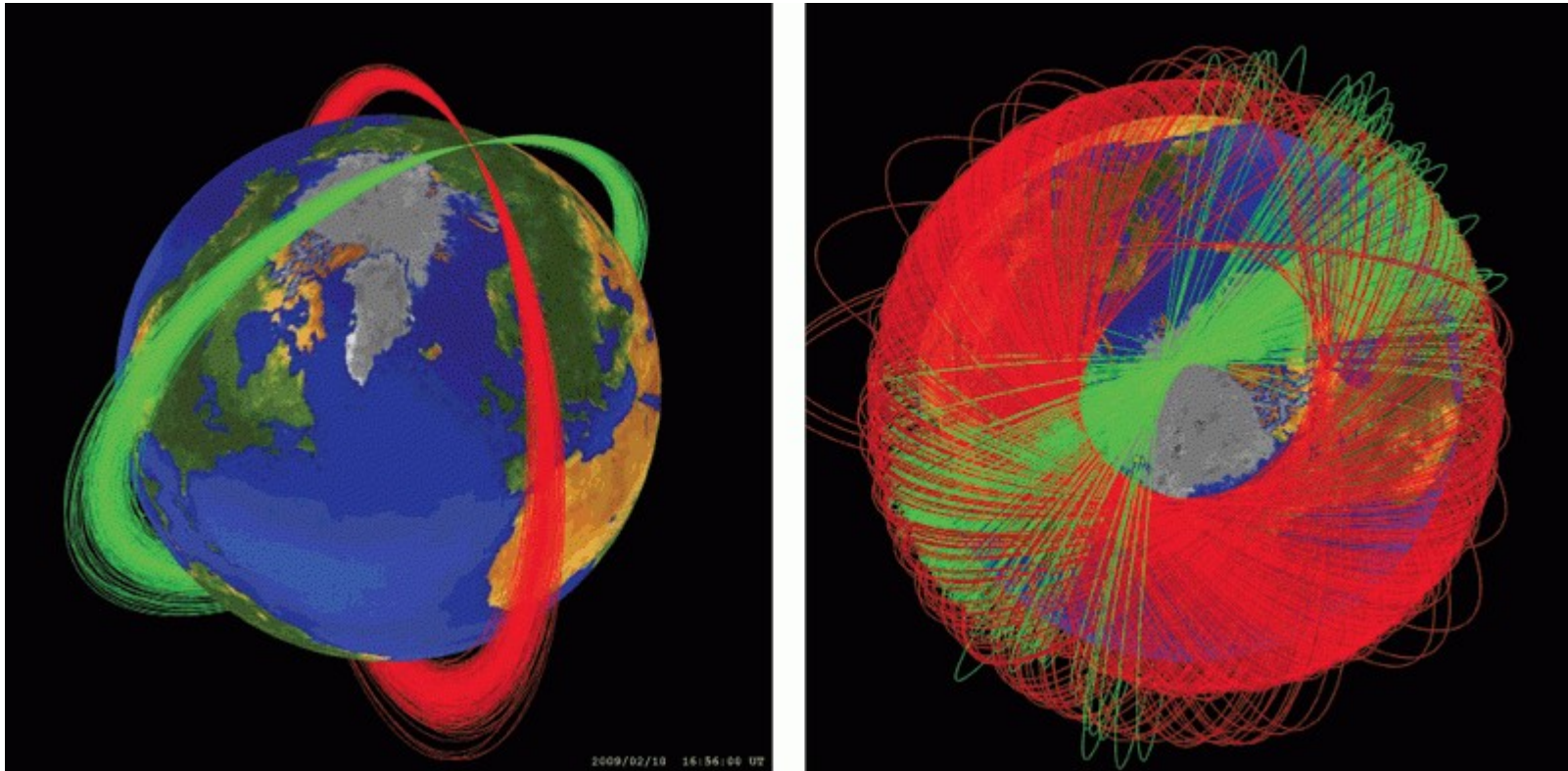


Śmieci kosmiczne



Chiński test broni anty-satelitarnej (2007),
po lewej 10 minut po zniszczeniu satelity, po prawej 11 miesięcy później.

Śmieci kosmiczne



Orbity skatalogowanych odłamków 7 dni (z lewej) i 1 rok (z prawej) po zderzeniu satelitów Iridium-33 i Cosmos-2251 w 2009r.

Najdokładniejsze wyliczenia trajektorii przewidywały jedynie zbliżenie w odległości 584 m (jakich wiele każdego dnia wśród satelitów Ziemi).

Śmieci kosmiczne

Wykrywanie i śledzenie sztucznych satelitów i śmieci kosmicznych



Teleskop optyczny



Satelita



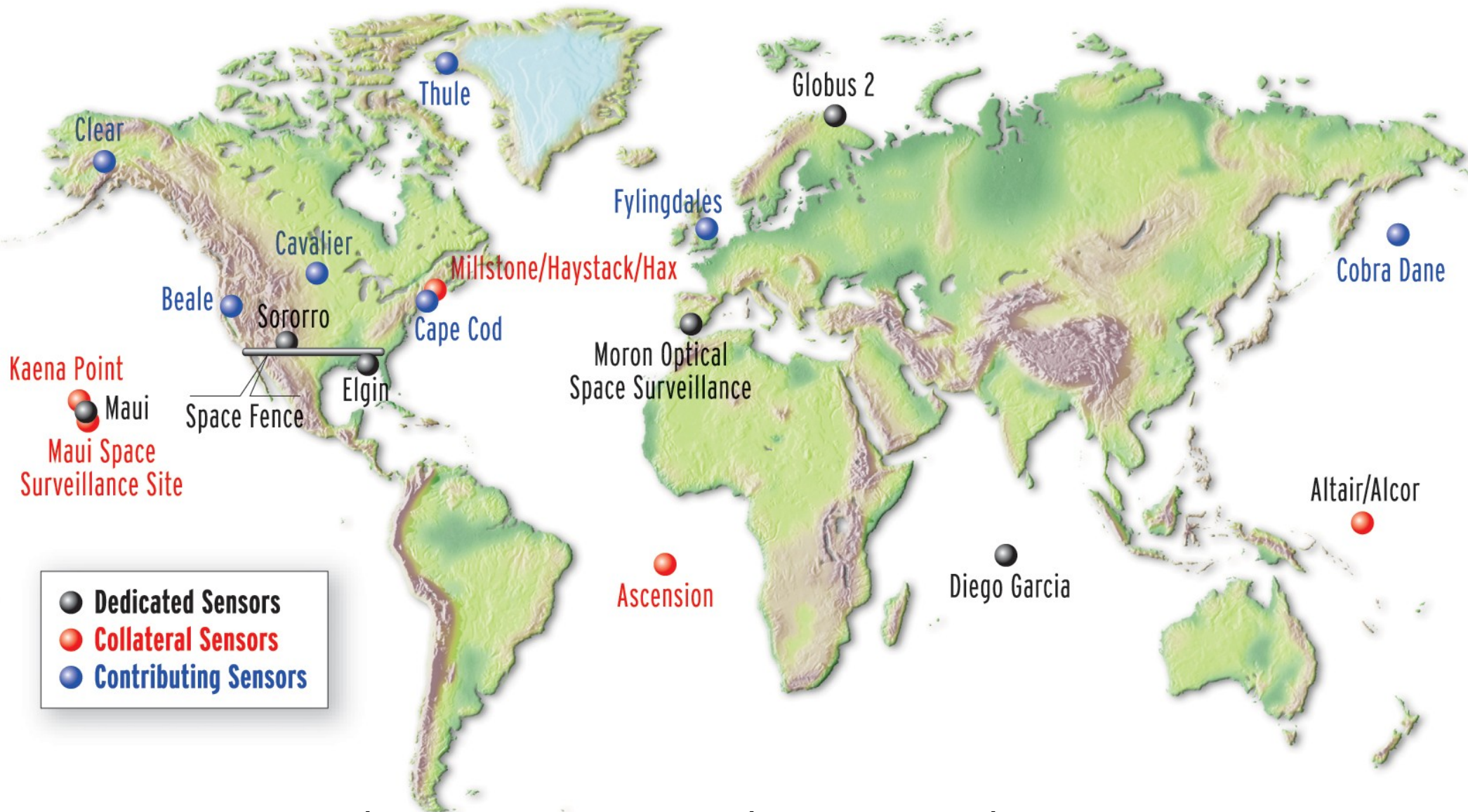
Dalmierz laserowy



Radar (zwykły)

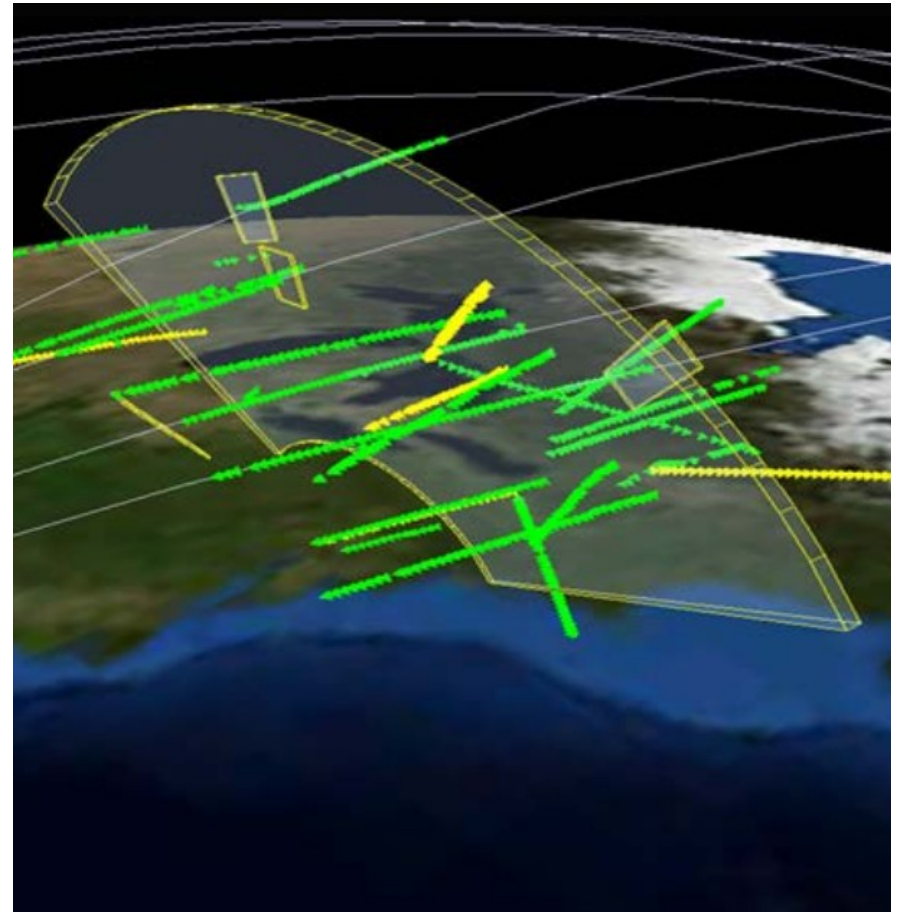
Space Surveillance Network

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



Amerykański system wykrywania i śledzenia obiektów kosmicznych.

Śmieci kosmiczne



Space fence - radar typu szyk fazowany (phased array)

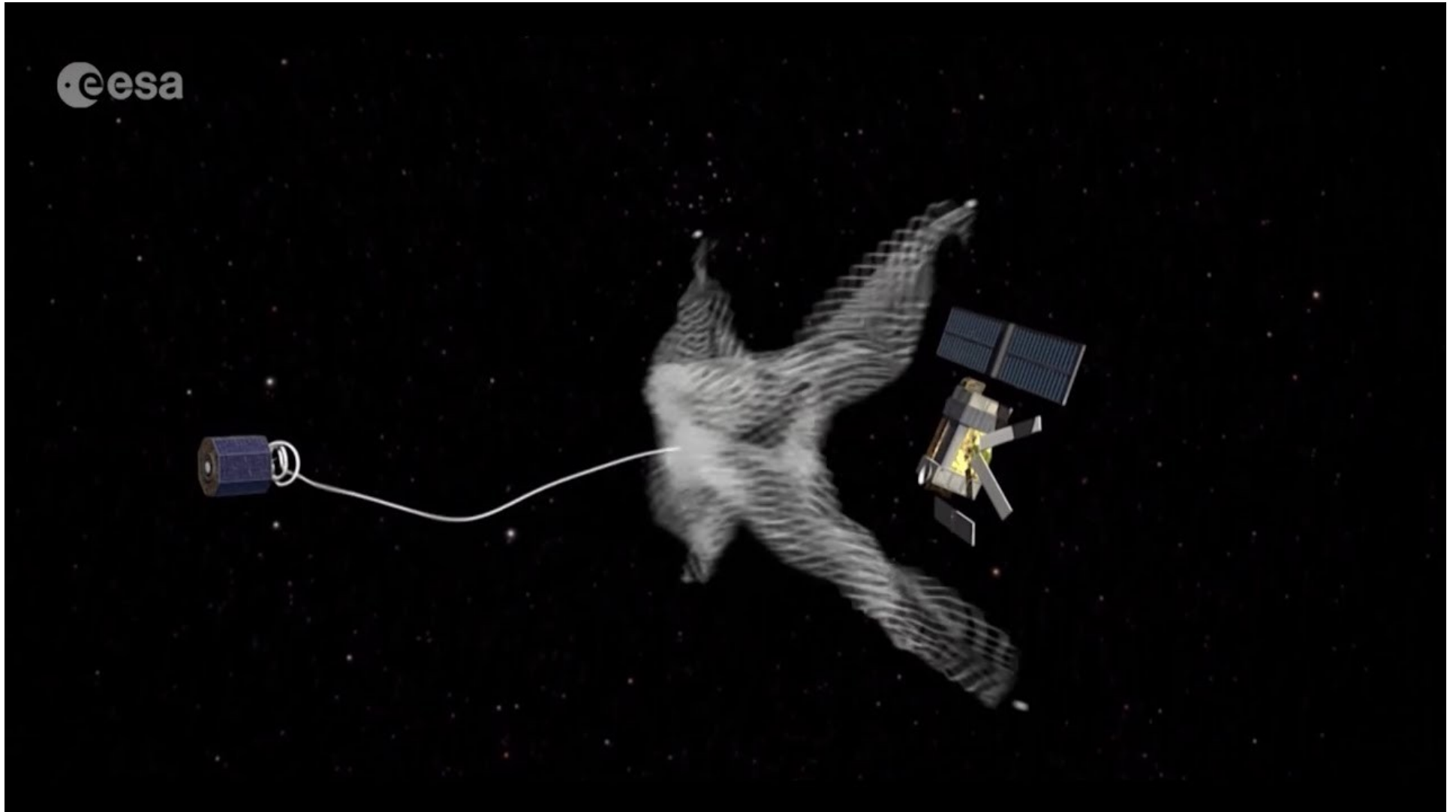
Przewidywane możliwości wykrywania obiektów 1cm,
ok 50 000 każdego dnia. Koszt ok 1.5 mld \$.

Śmieci kosmiczne



Poznański Teleskop Satelitarny 3
Zespół robotycznych teleskopów optycznych do wykrywania i śledzenia satelitów Ziemi.

Śmieci kosmiczne



CleanSpace-1 (2025)

Śmieci kosmiczne



Laser broom (laserowa szczotka),
konceptcja deorbitacji za pomocą potężnych laserów.