Podstawy mechaniki orbitalnej w lotach kosmicznych

Szymon „Enjo” Ender

Plan prelekcji

1) Wprowadzenie

a) Orbita – definicja, właściwości geometryczne, elementy
b) Wektory stanu
c) Zasada działania silników – zasada zachowania pędu

2) Wejście na orbitę

a) Dlaczego startujemy na wschód?
b) Wytaczanie parabolicznej trajektorii wejściowej

3) Manewry na niskiej orbicie

a) Zmiana kształtu i płaszczyzny orbity
b) Zasada zachowania energii
c) Synchronizacja orbit
d) Spotkanie z satelitą w praktyce

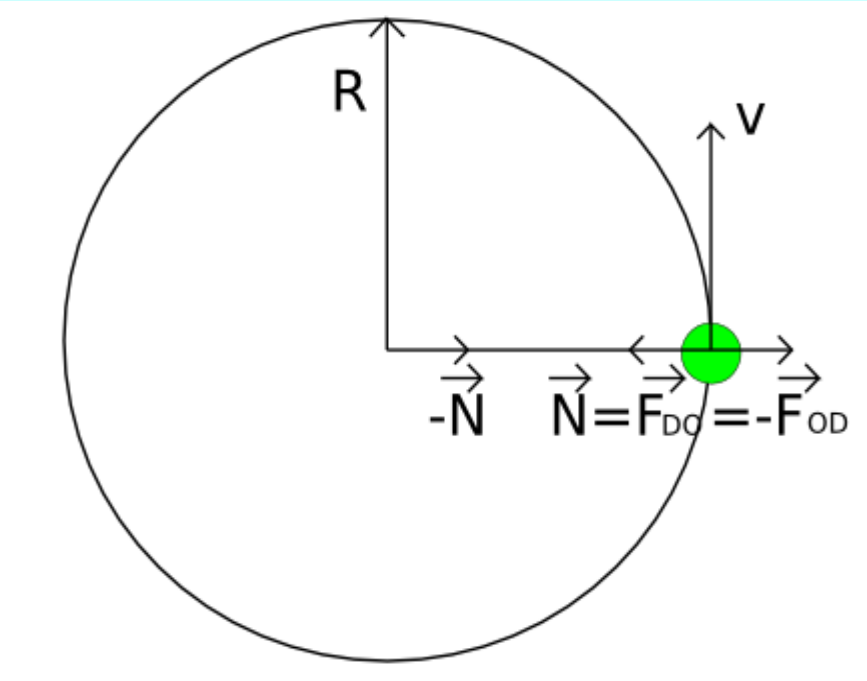
4) Loty międzyplanetarne

a) Loty Księżycowe
b) Loty poza układ Ziemia-Księżyc
c) Przykłady planów sond rzeczywistych

Czym jest orbita?

Orbita jest to tor (trajektoria) ciała niebieskiego, bądź sztucznego satelity, krążącego wokół innego ciała niebieskiego.

Na przykładzie yoyo:

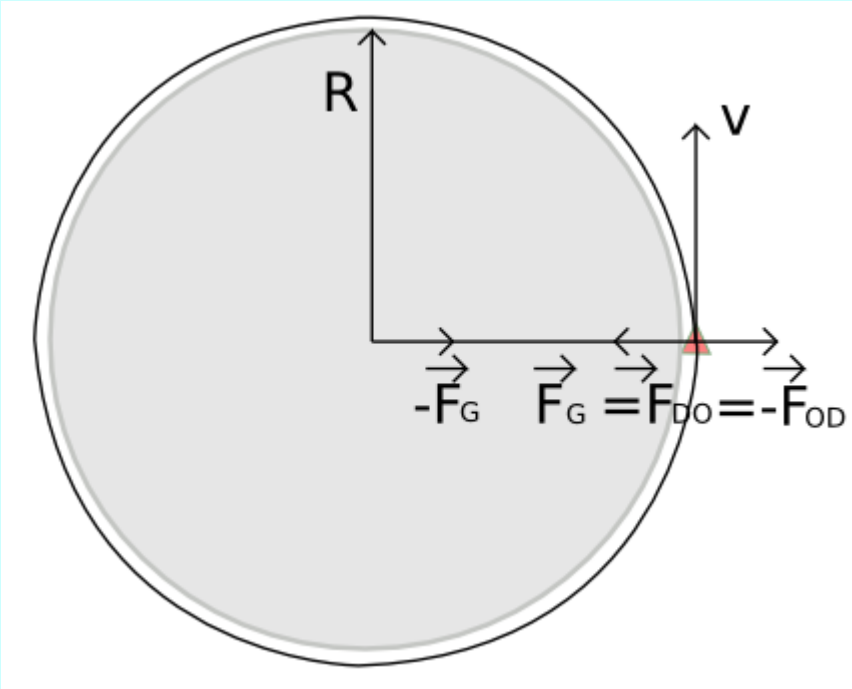


Siła dośrodkowa:

$$F_{DO} = m\frac{v^2}{R}$$

Niska orbita okołoksiężycowa

$$R + wys \approx R$$



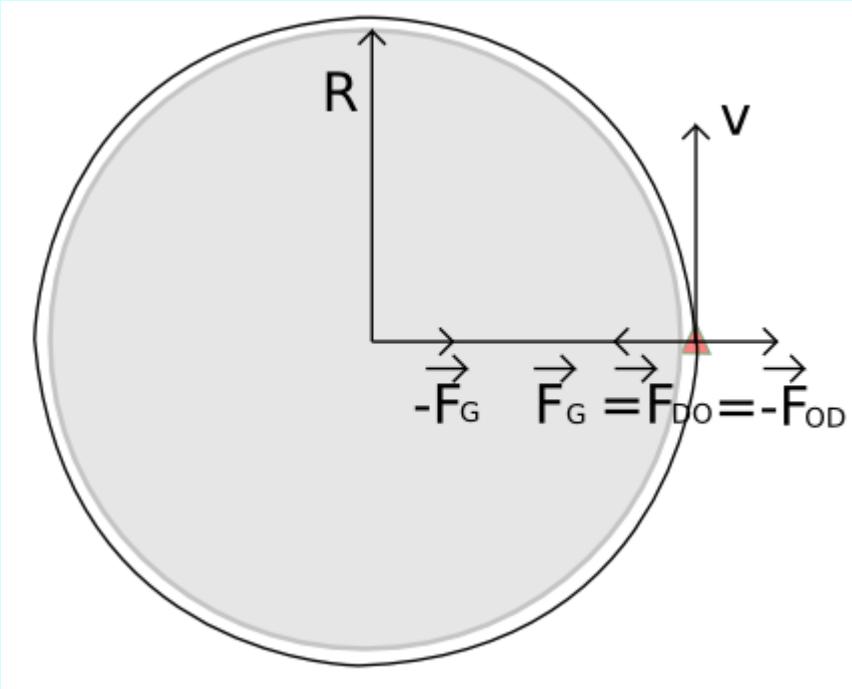
$$F_{DO} = m\frac{v^2}{R}$$

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

$$G\frac{M}{R^2} = g \rightarrow F_G = mg$$

Niska orbita okołoksiężycowa

$$R + wys \approx R$$



$$F_{DO} = F_G$$

$$m \cdot \frac{v^2}{R} = m \cdot g$$

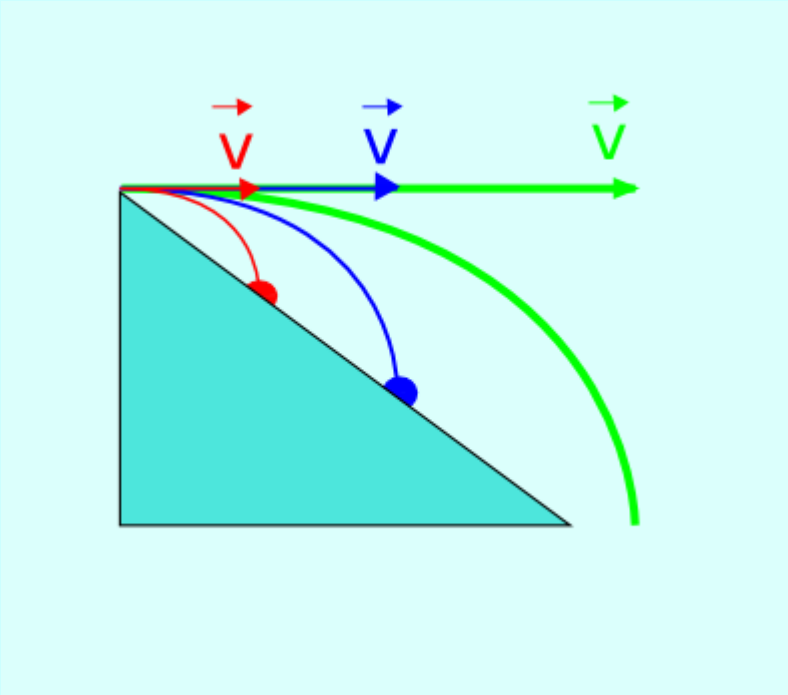
$$\frac{v^2}{R} = g$$

$$v^2 = g \cdot R$$

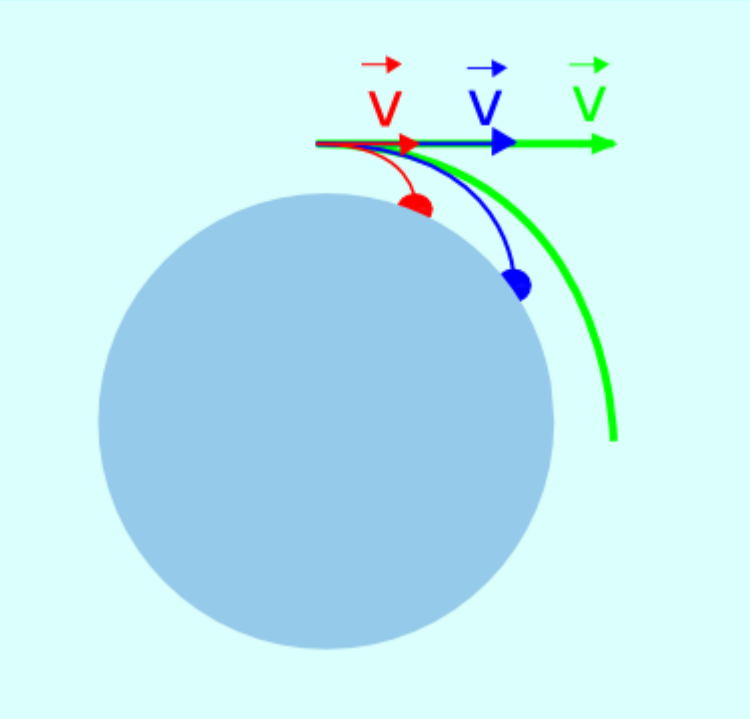
$$v = \sqrt{g \cdot R} = \sqrt{G \cdot \frac{M}{R}}$$

Pierwsza prędkość kosmiczna

Sens posiadania pierwszej prędkości kosmicznej



Wyskakiwanie z równi w poziomie, w obecności grawitacji.



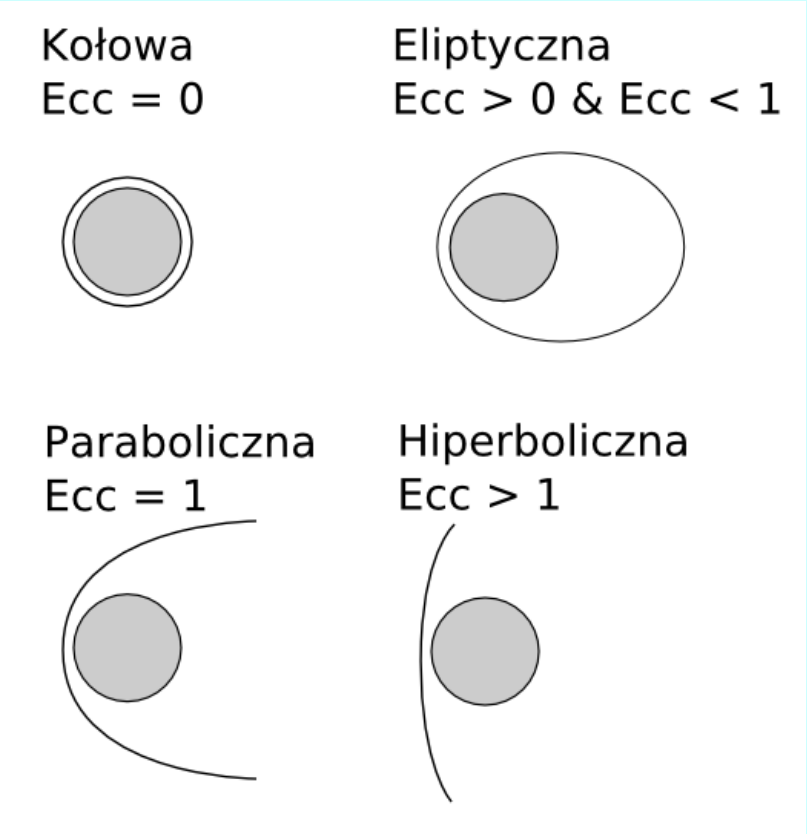
Wystrzelenie w poziomie wokół globu na pewnej wysokości.

Właściwości geometryczne orbity

- Orbita zawsze przecina środek masy ciała wokół którego jest wytyczona
- Orbita leży zawsze na płaszczyźnie – nie jest zakrzywiona na osi **z**

Elementy orbity – Ekscentryczność

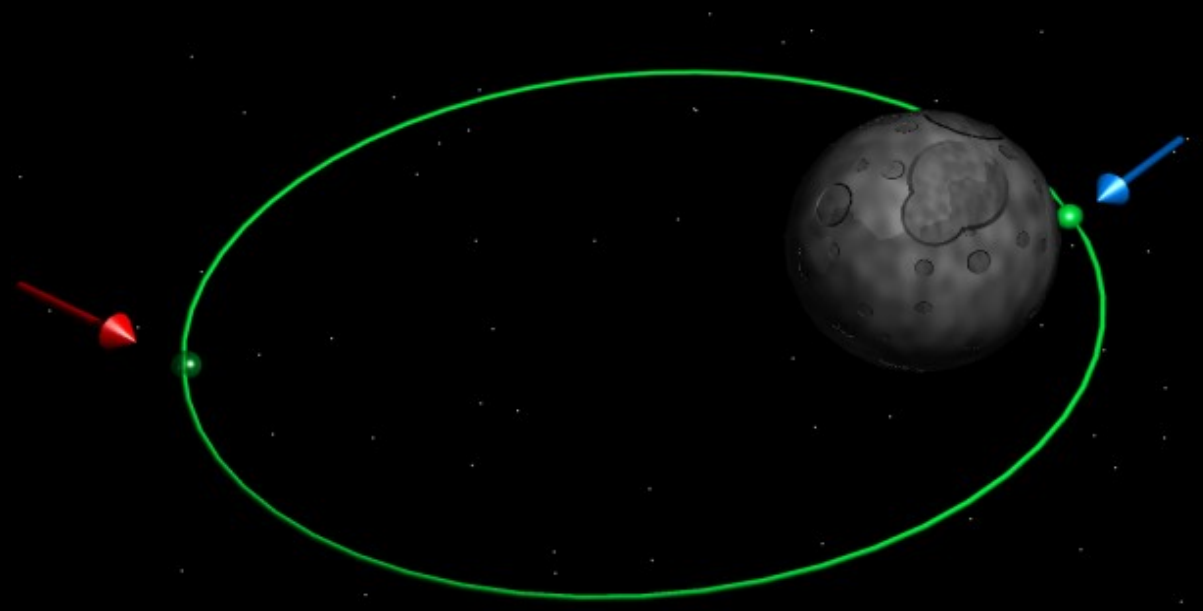
Ekscentryczność określa kształt orbity



Orbity kołowa i paraboliczna są jedynie tworami matematycznymi

Elementy orbity – Pery/Apocentrum

- Perycentrum – najniższy punkt orbity
- Apocentrum – najwyższy punkt orbity

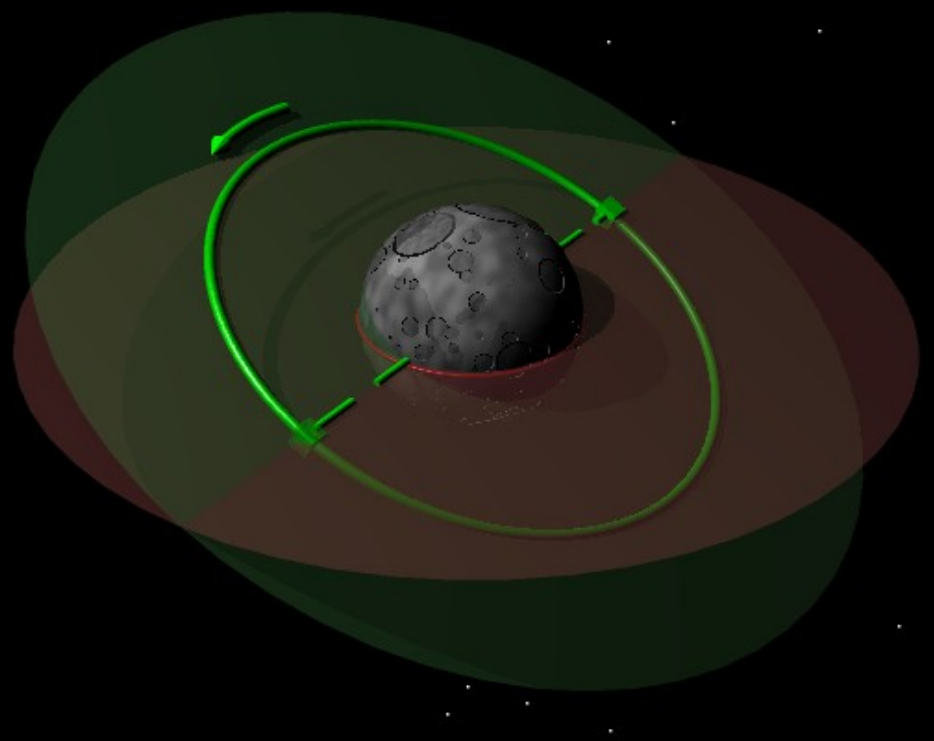


© Windlepoons

Dana orbita eliptyczna ma tylko 2 takie punkty i leżą one dokładnie po przeciwnych stronach

Elementy orbity - inklinacja

Inklinacja określa nachylenie orbity względem płaszczyzny odniesienia (równika, ekliptyki lub innej orbity)



© Windlepoons

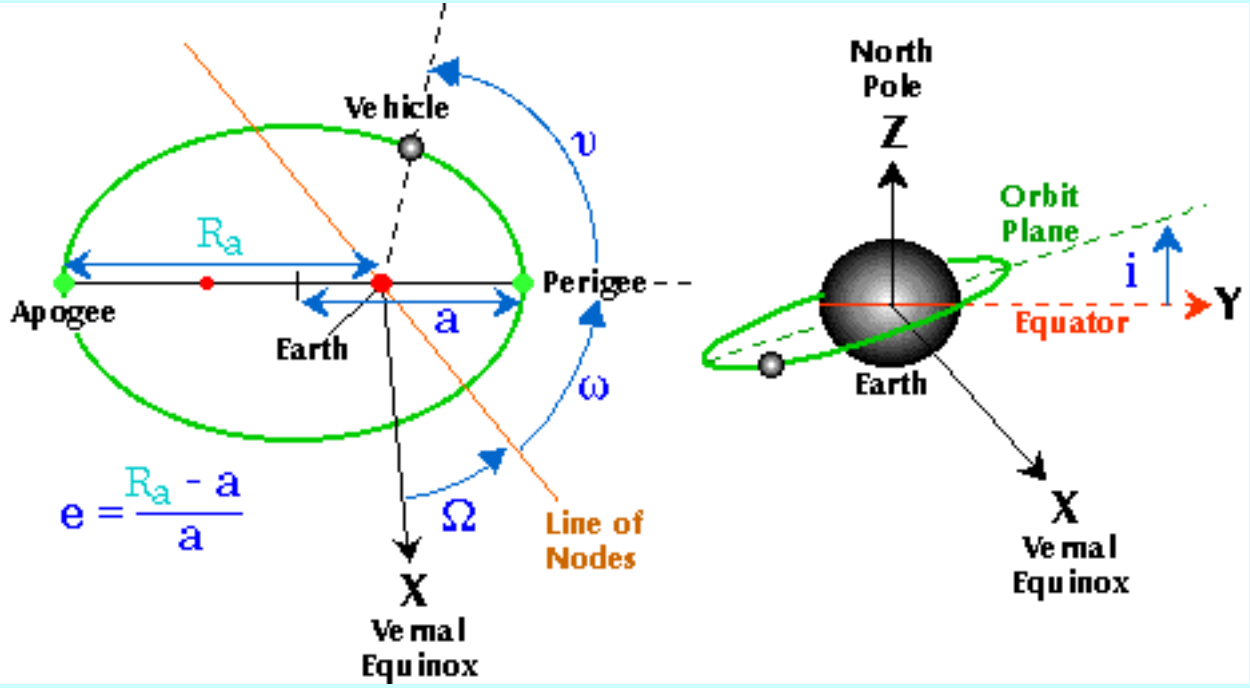
Przecięcia dwóch płaszczyzn nazywamy **węzłami**

Węzły i centra

- Węzły dwóch płaszczyzn leżą po przeciwnych stronach, podobnie jak pery i apocentrum. Linie poprowadzone od węzła do węzła i od apo- do perycentrum przetną środek orbitowanego ciała
- Gdy przecinamy płaszczyznę odniesienia ze strony południowej, to dochodzimy do węzła wstępującego (ascending node), a gdy z północnej, to dochodzimy do węzła zstępującego (descending node)
- Węzły, tak jak centra, są ważnymi punktami nawigacyjnymi

Długość węzła wstępującego (LAN)

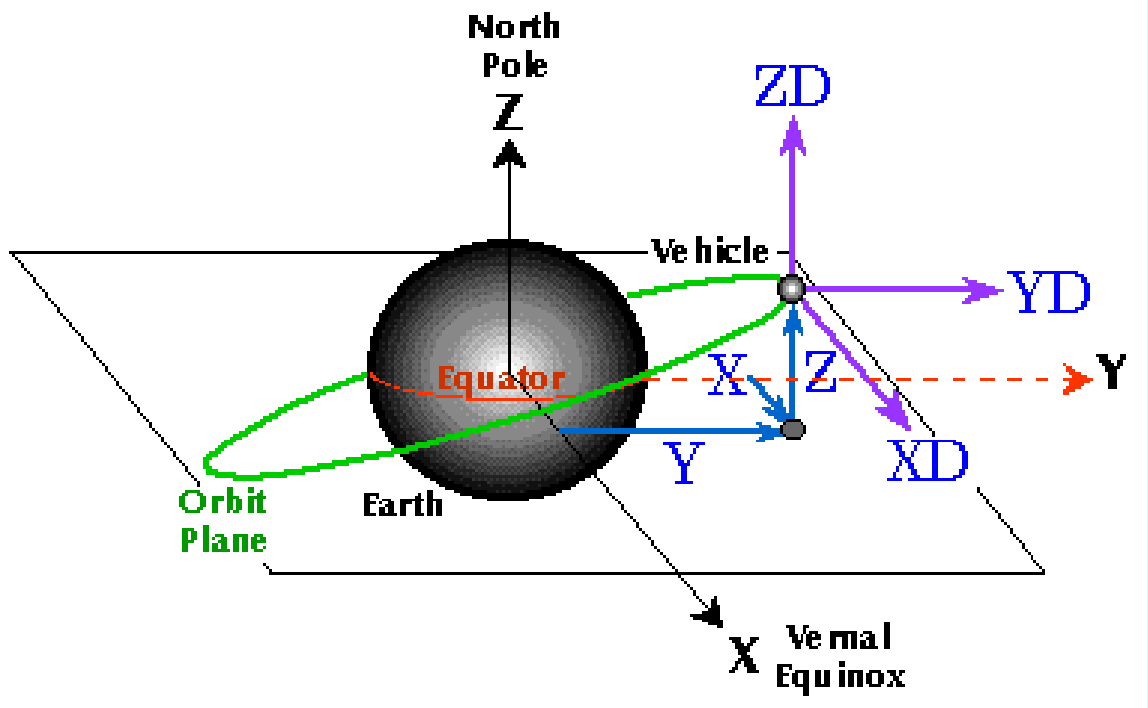
Długość węzła wstępującego (Longitude of Ascending Node = LAN) określa **orientację** (kierunek) orbity. Jest to kąt pomiędzy punktem równonocy wiosennej, a węzłem wstępującym względem równika lub ekliptyki



© NASA

Wektory stanu

Wszystkie elementy orbity można obliczyć dzięki **wektorom stanu** (state vectors). Wektory stanu to trzy współrzędne określające pozycję i trzy współrzędne określające prędkość statku.



© NASA

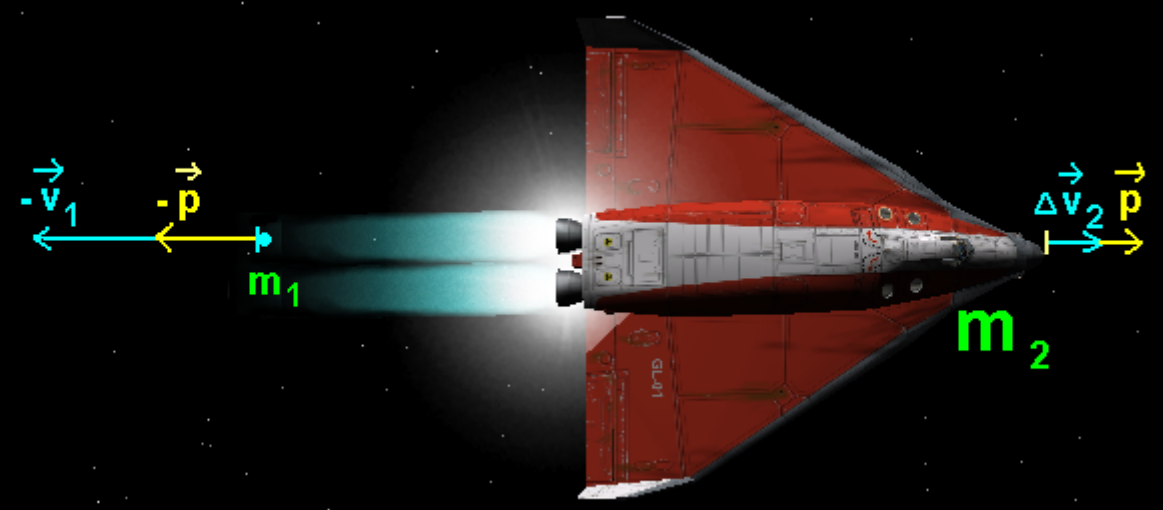
Zasada działania silników – zasada zachowania pędu

$$\vec{p} = m \cdot \vec{v}$$

Jeżeli w układzie zamkniętym na układ ciał nie działa siła, lub działające siły równoważą się to całkowity pęd układu ciał nie zmienia się:

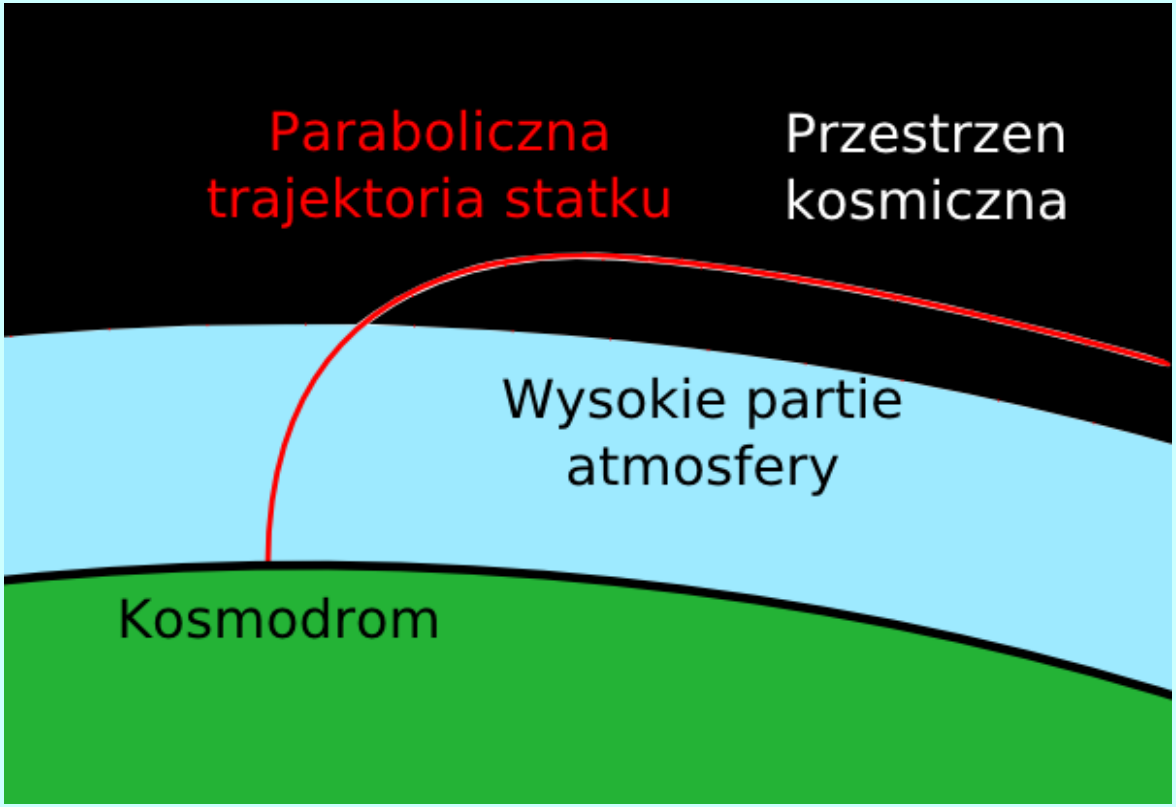
$$\vec{p}_2 = -\vec{p}_1$$

$$m_2 \cdot \vec{v}_2 = -m_1 \cdot \vec{v}_1$$



Wejście na orbitę

Wejście na orbitę



Musimy uzyskać prędkość bliską pierwszej prędkości kosmicznej jak najszybciej, aby skontrować siłę grawitacji i musimy osiągnąć ją jak najwyżej, żeby nie hamowała nas atmosfera. Paraboliczna trajektoria jest kompromisem między tymi dwoma wymaganiami.

Powtórka z rozrywki – zasady dynamiki Newtona

I

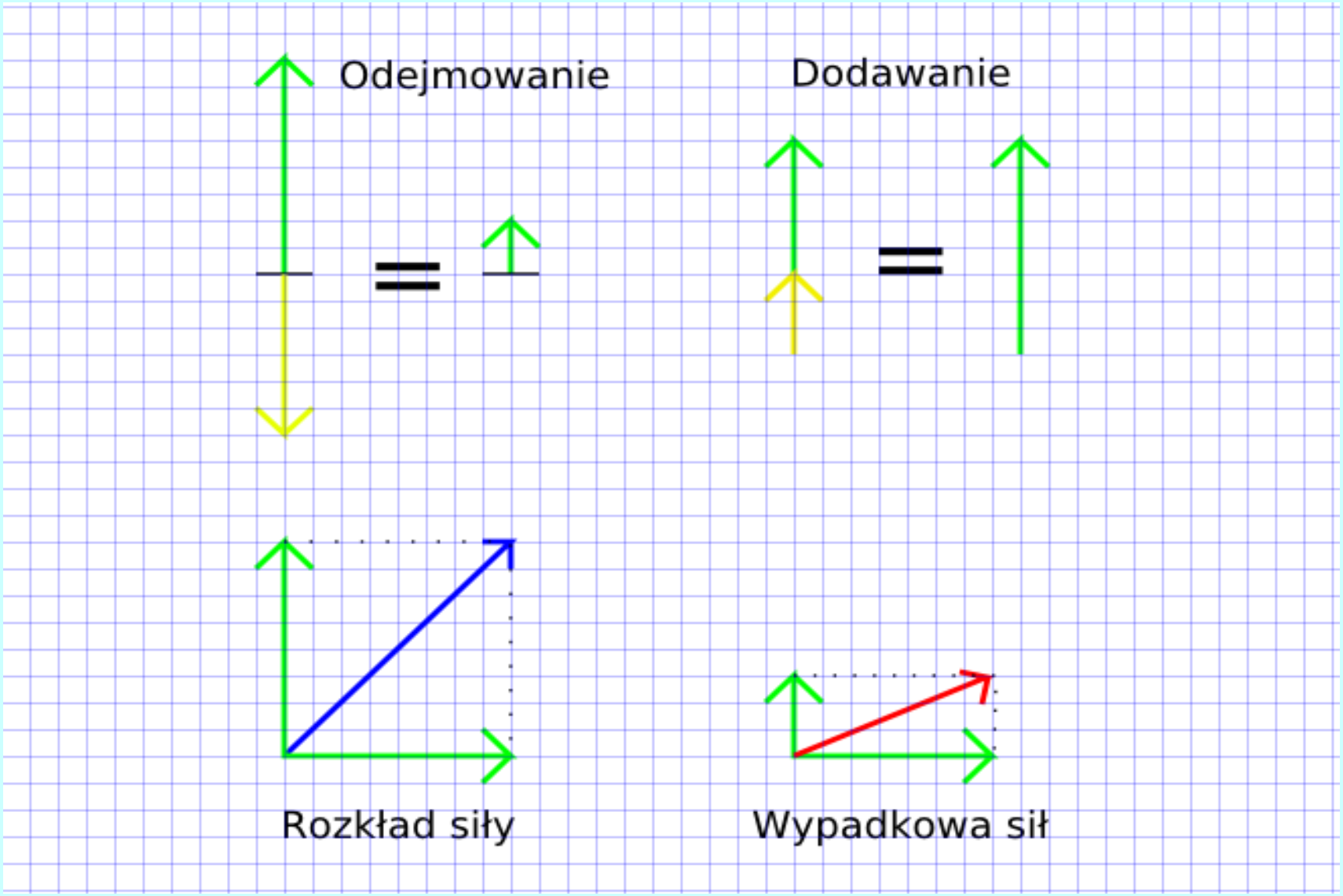
Jeżeli na ciało nie działa żadna siła, lub działające siły równoważą się, to ciało pozostaje w spoczynku, lub **porusza ze stałą prędkością i kierunkiem.**

II

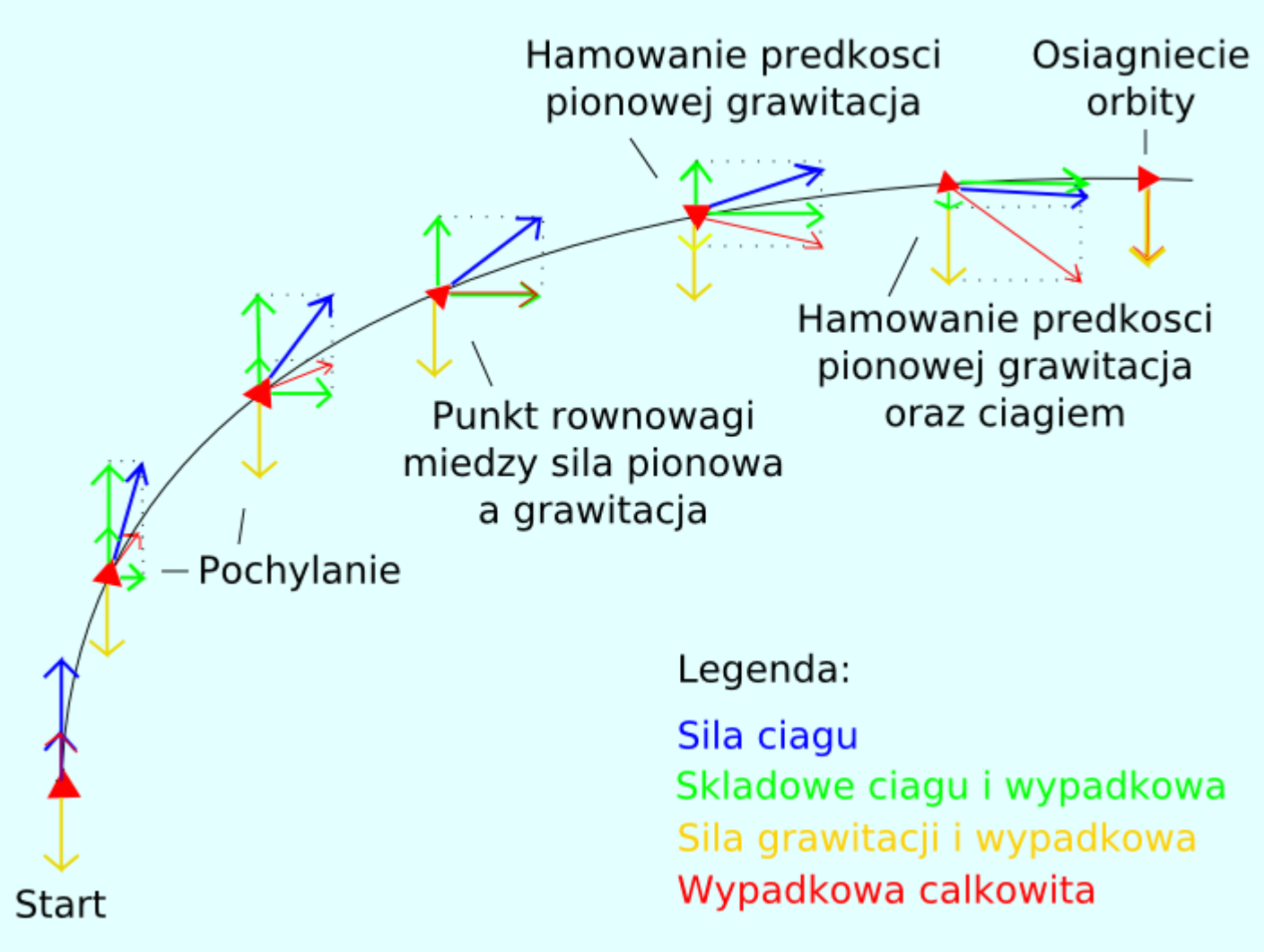
Jeżeli na ciało działa siła, to ciało to **porusza się ze stałym przyspieszeniem** proporcjonalnym do działającej siły i odwrotnie proporcjonalnym do masy ciała

$$a = \frac{F}{m}$$

Powtórka z rozrywki - wektory

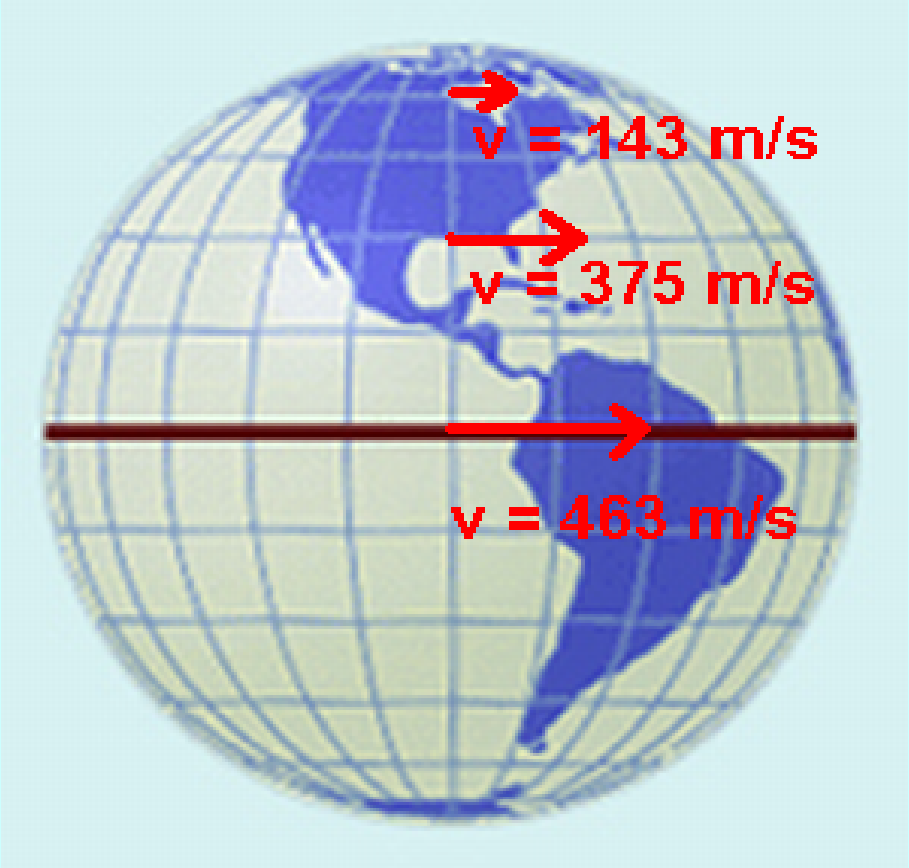


Jak wytyczyć taką trajektorię?



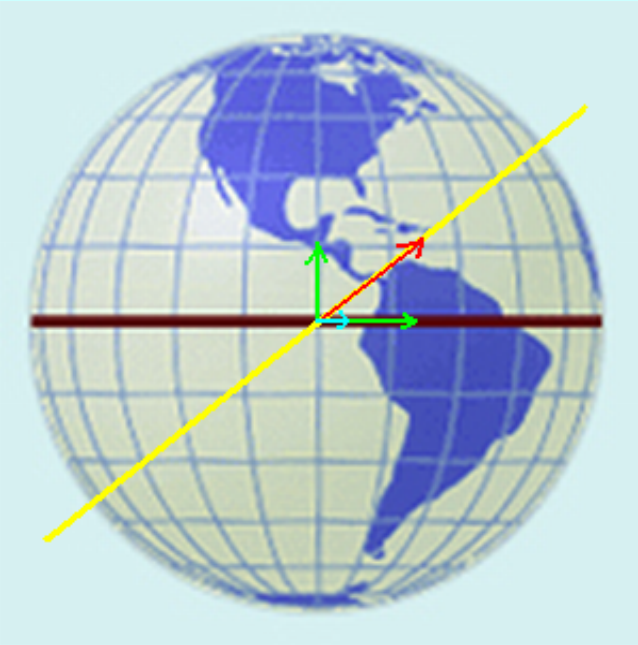
Idea stopniowego obniżania pochylenia

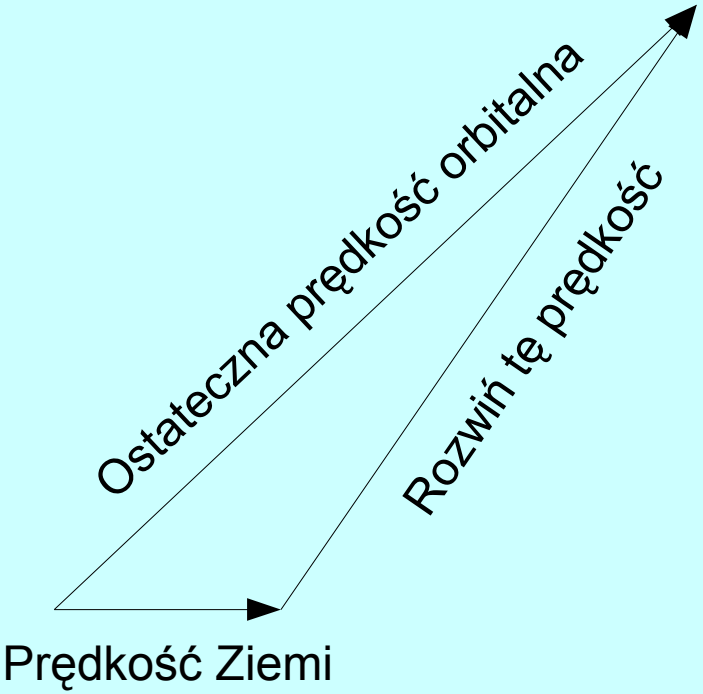
Kierunek startu: Dlaczego startujemy w kierunkach wschodnich?



Prędkość styczna Ziemi wynikająca z ruchu obrotowego z zachodu na wschód to darmowa prędkość, którą możemy wykorzystać.

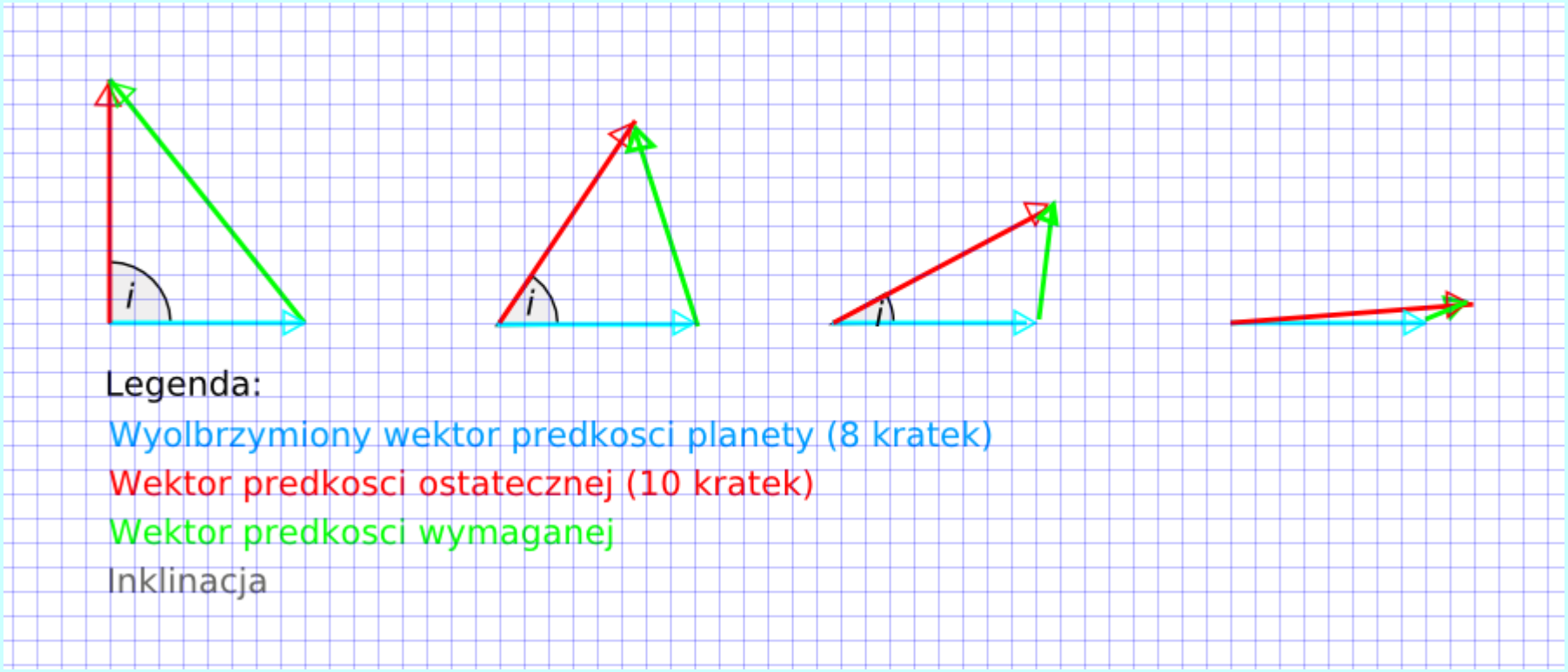
Wykorzystanie ruchu rotacyjnego





Długość wektora prędkości, którą musimy rozwinąć aby osiągnąć ostateczną prędkość orbitalną jest krótsza w poziomie, dzięki prędkości Ziemi.

Stopień wykorzystania rotacji



Stopień wykorzystania rotacji zależy od inklinacji orbity (wektora ostatecznej prędkości), a więc od azymutu startu (wektor prędkości wymaganej). Im azymut bliższy jest wschodniemu, tym więcej prędkości wykorzystamy.

Manewry na niskiej orbicie

Zasady ruchu panujące na orbicie

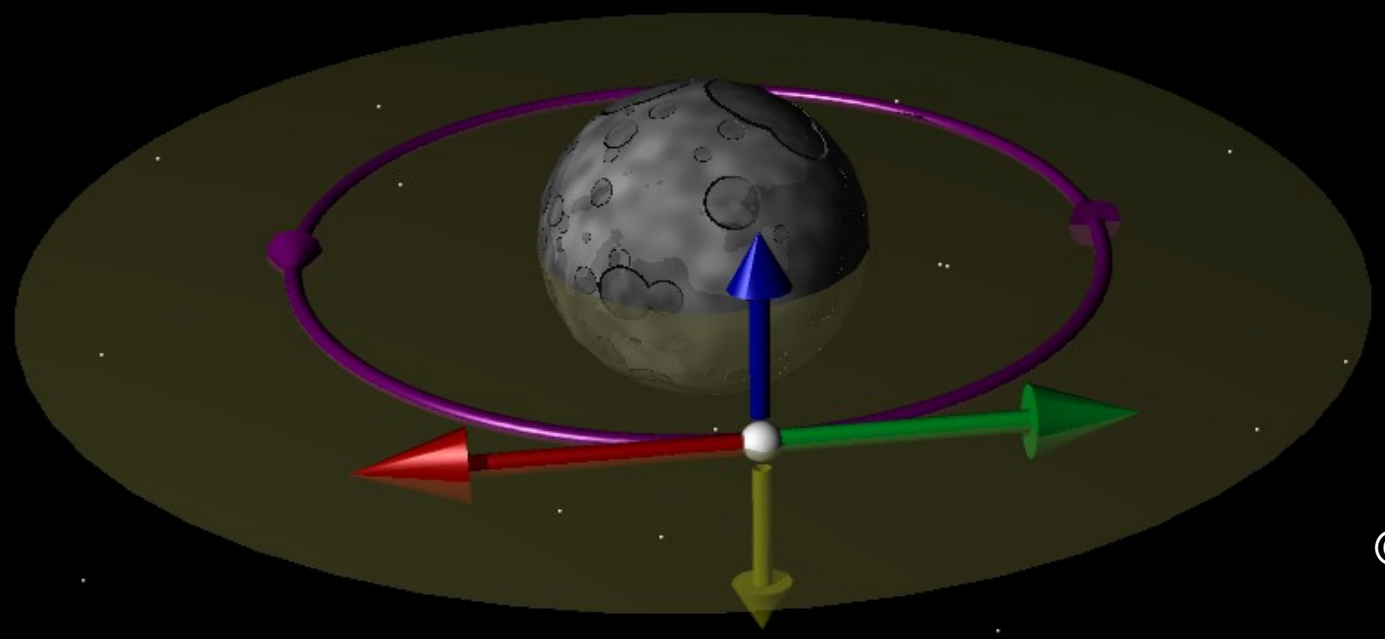
Założenia:

- Udział grawitacyjny orbitowanego ciała jest bliski 100%
- Orbitowane ciało ma bardzo niewielki stopień owalności

Zasady:

- Nasza trajektoria jest stała i niezależna od naszej orientacji (kierunku dziobu)
- Zmiana trajektorii następuje jedynie podczas działania silników

Podstawowe kierunki na orbicie

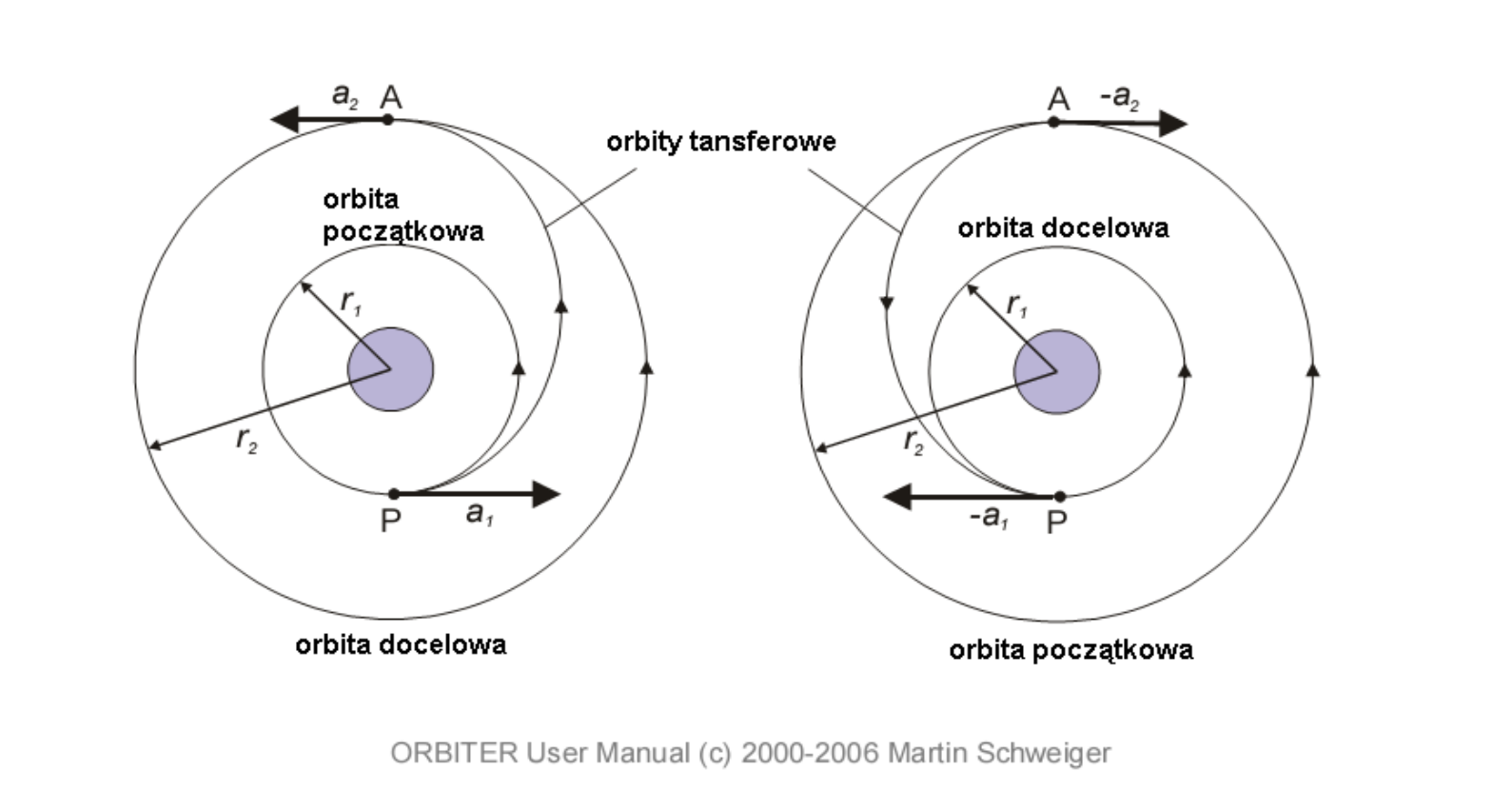


© Windlepoons

- Zgodny z kierunkiem lotu - „prograde”
- Wsteczny - „retrograde”
- Normalny do płaszczyzny orbity
- Anty-normalny do płaszczyzny orbity

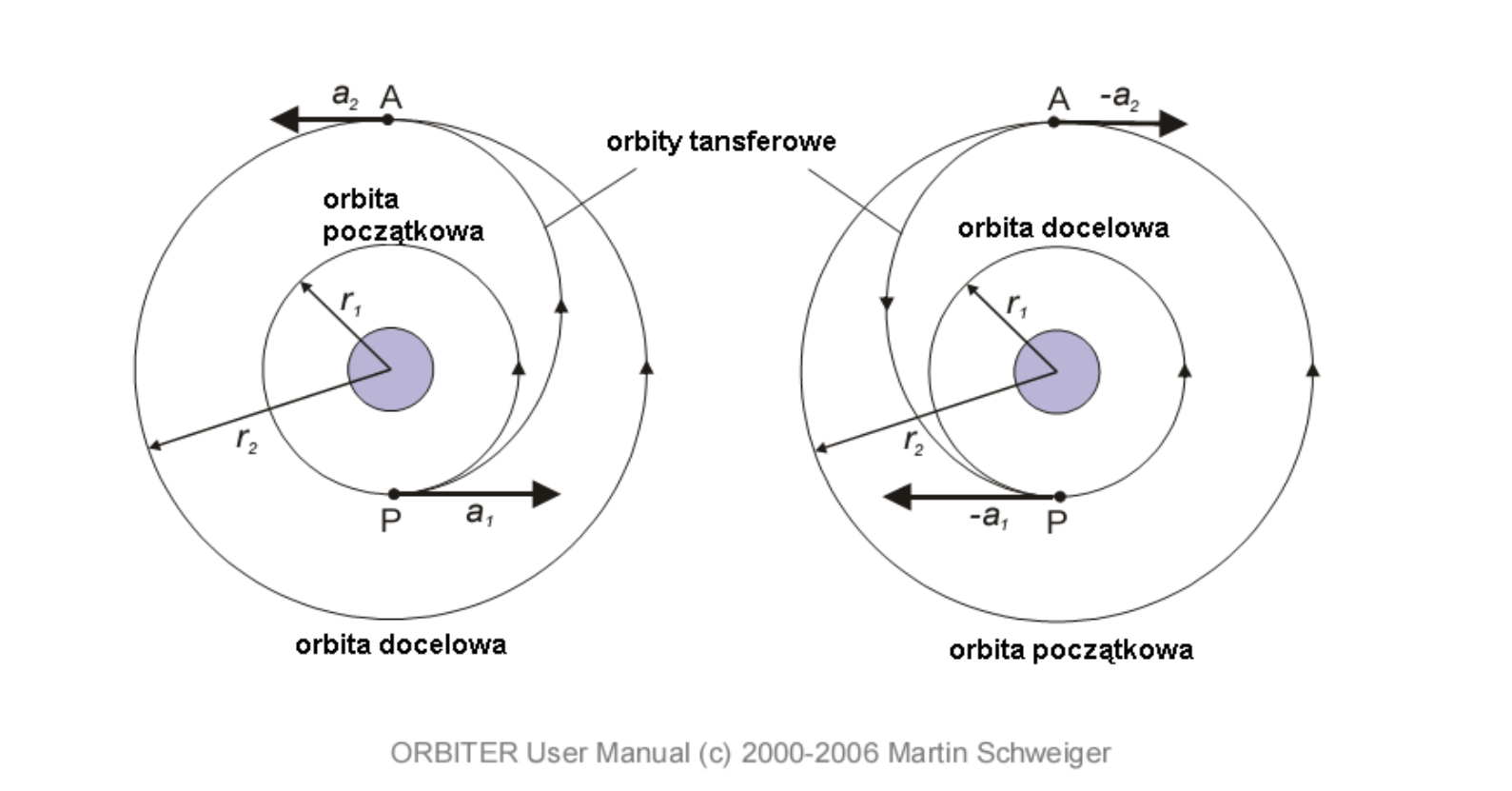
Odpalanie silników ma sens głównie w tych kierunkach.

Zmiana kształtu orbity



Zmiana kształtu orbity następuje podczas odpalania silników w pery- i apocentrum w kierunku prograde i retrograde, czyli w płaszczyźnie orbity.

Zmiana kształtu orbity



Odpalanie w perycentrum w kierunku prograde podwyższa apocentrum.
Odpalanie w apocentrum w kierunku prograde podwyższa perycentrum.
Odpalanie w apocentrum w kierunku retrograde obniża perycentrum.
Odpalanie w perycentrum w kierunku retrograde obniża apocentrum.

Zasada zachowania energii

W układzie izolowanym suma składników wszystkich rodzajów energii całości układu jest stała (nie zmienia się w czasie).
Suma ta nazywa się energią mechaniczną.

Energia kinetyczna

$$E_K = \frac{m \cdot v^2}{2}$$

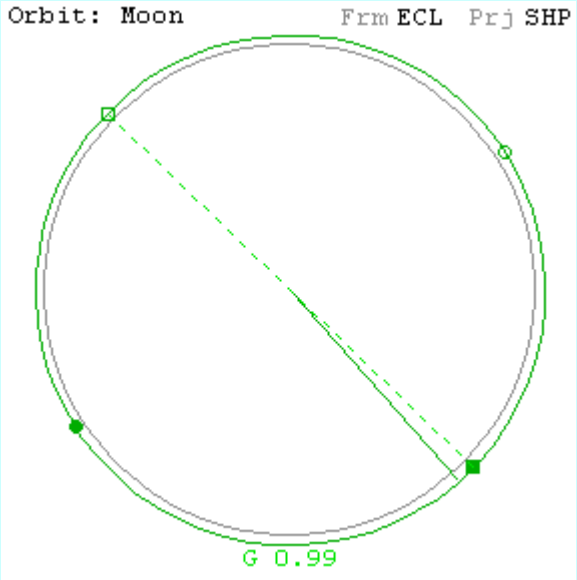
Energia potencjalna

$$E_P = -G \frac{M \cdot m}{r}$$

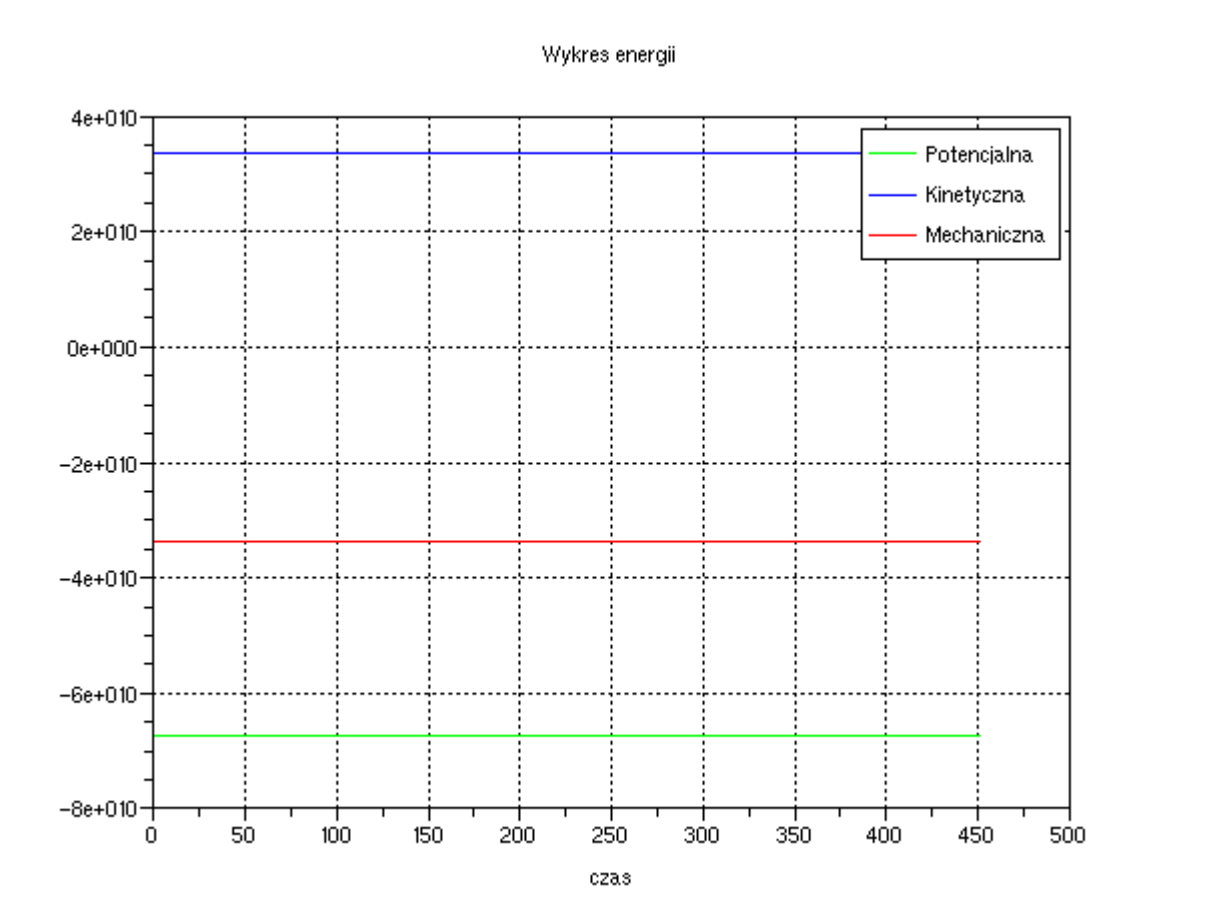
Energia mechaniczna

$$E_K + E_P = E_M = const$$

Zasada zachowania energii

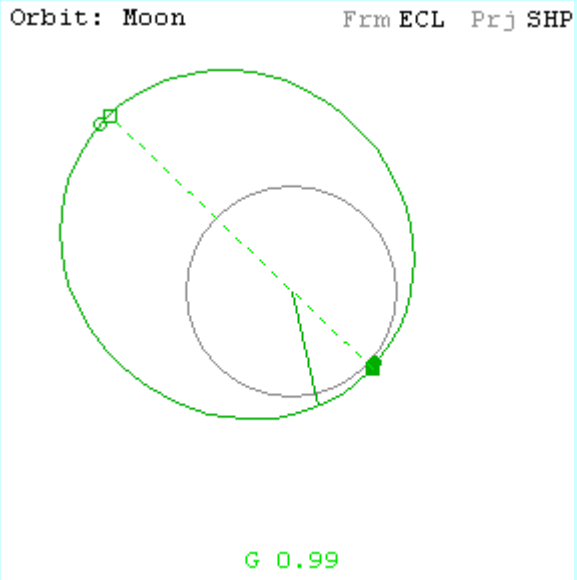


Orbita kołowa

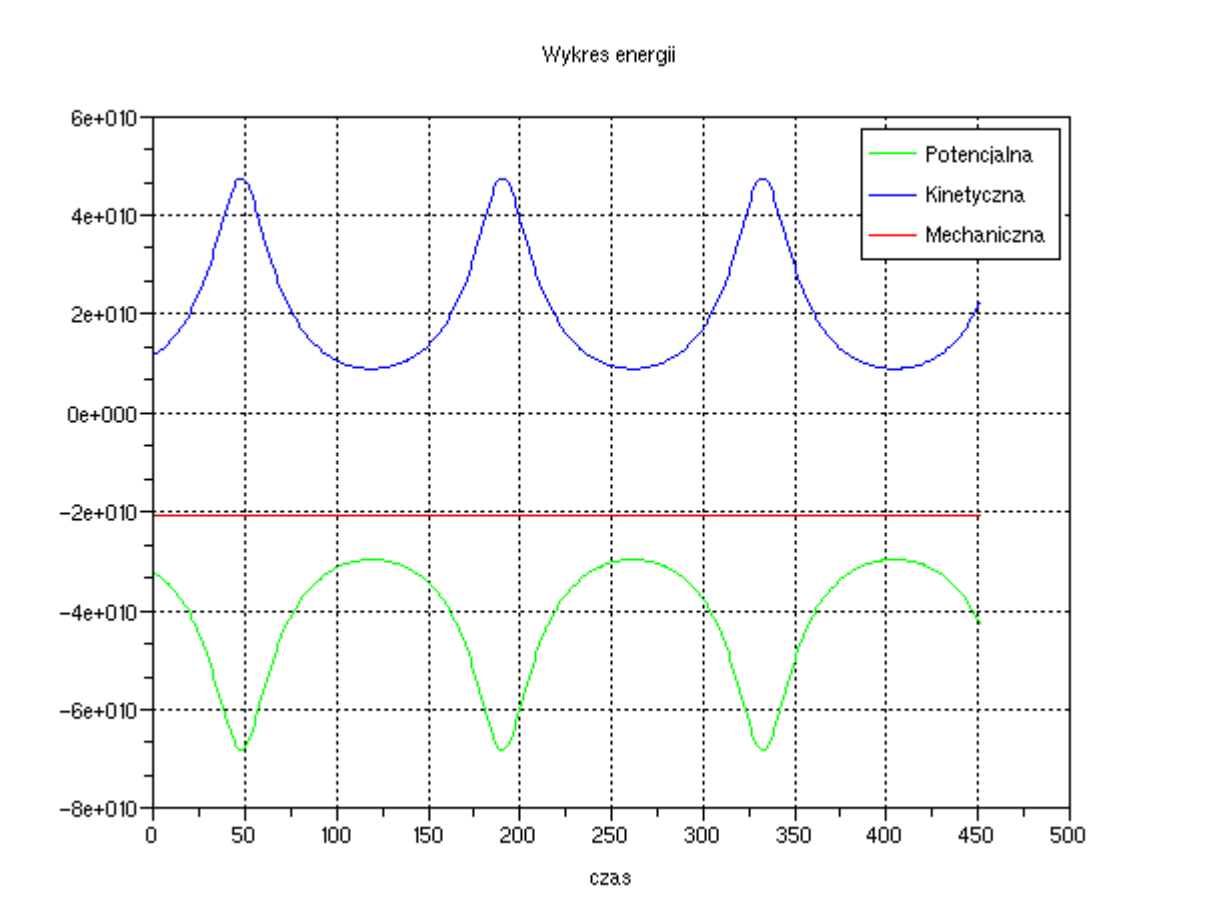


Wartości energii są stałe; suma energii jest stała.

Zasada zachowania energii

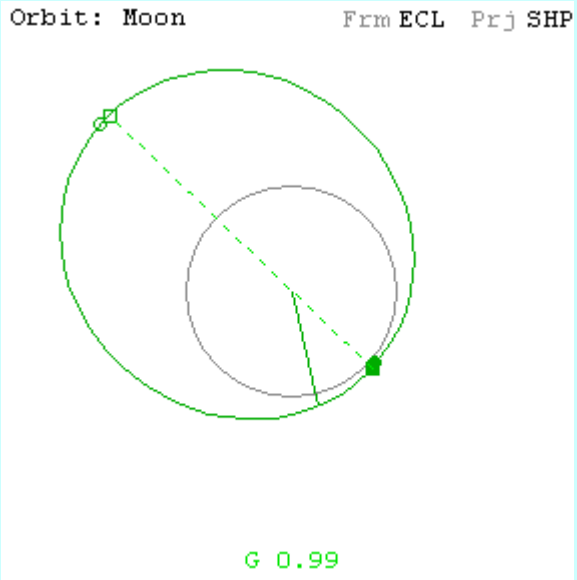


Orbita eliptyczna

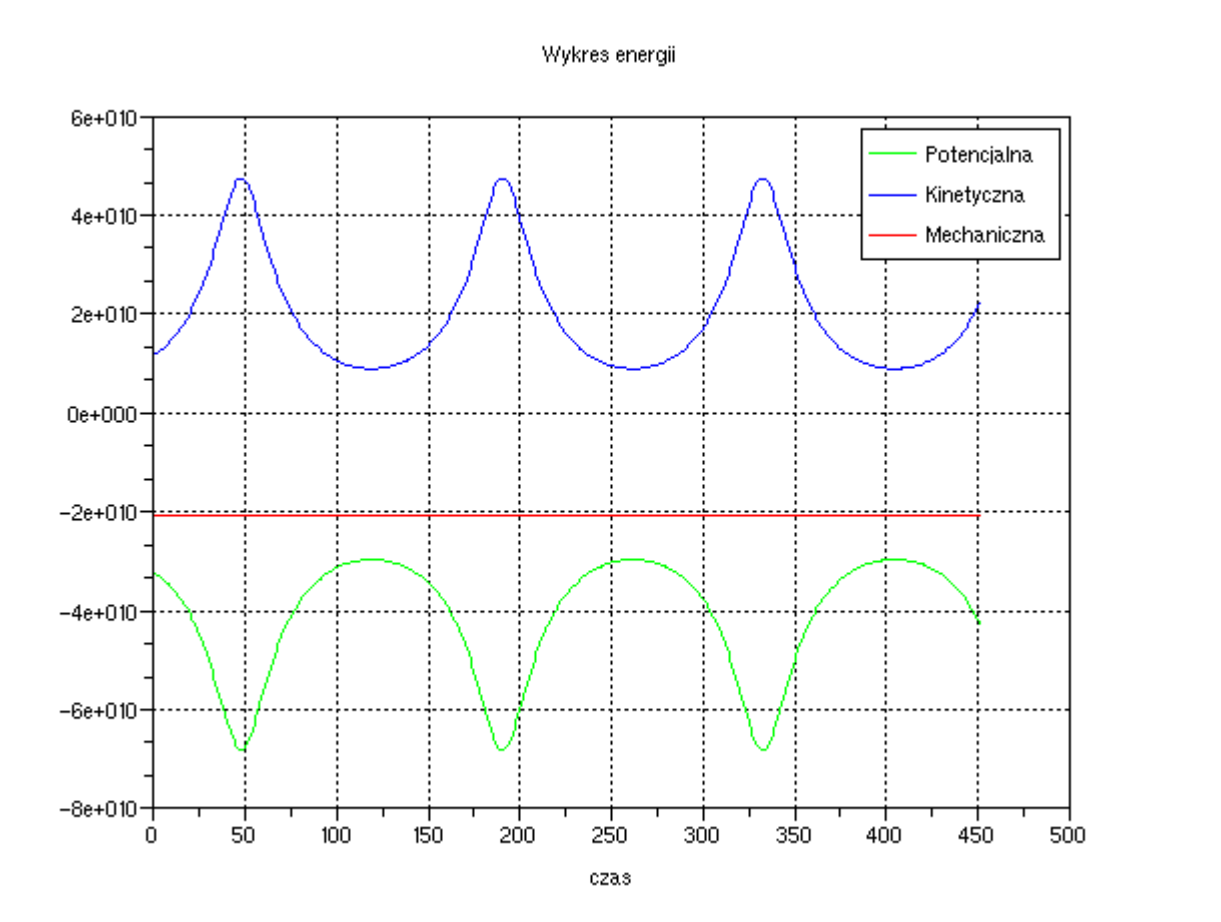


Po przyspieszeniu prograde, energie zmieniają się w czasie, lecz suma energii jest wciąż stała w czasie, oraz większa niż poprzednio o ok. 13 GJ, gdyż przyspieszając dodaliśmy do układu tyle samo energii kinetycznej.

Zasada zachowania energii



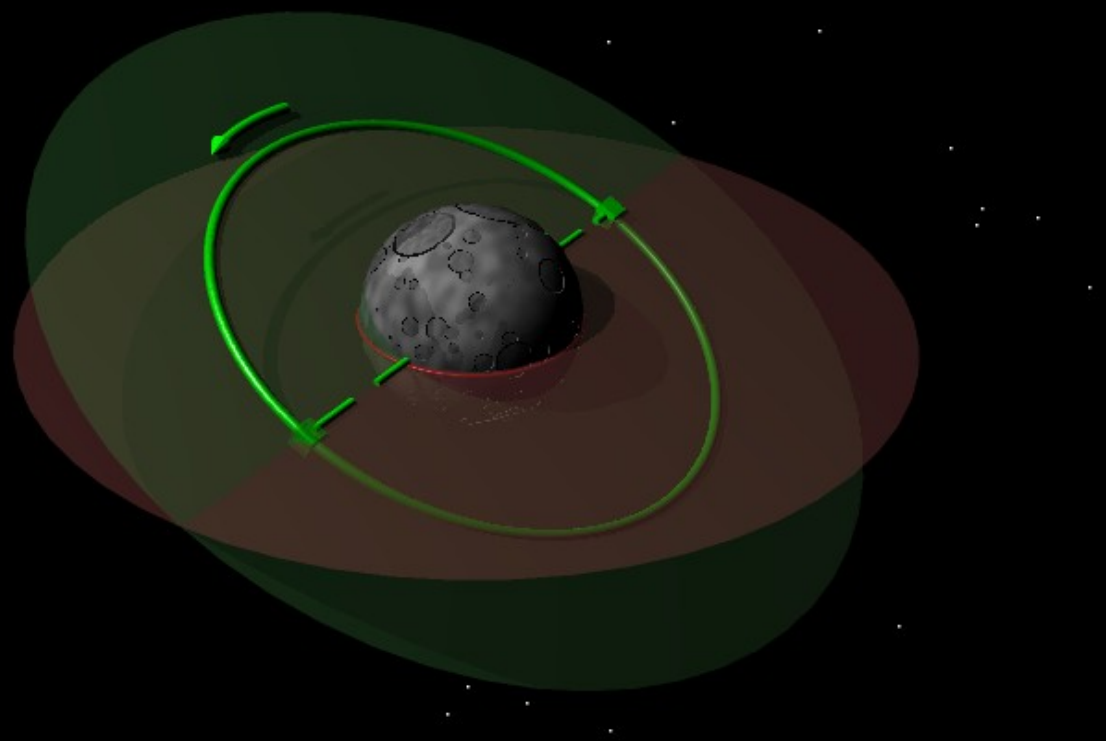
Orbita eliptyczna



Z wykresów wynika też, że na niskiej wysokości mamy większą prędkość, więc niski pułap pokonujemy w krótszym czasie niż wysoki. Stąd wynika spłaszczenie sinusoidalno-kształtnych wykresów.

Zmiana płaszczyzny orbity

Płaszczyznę zmienia się zwykle po to, aby zrównać ją z płaszczyzną celu. Wtedy obliczenia dot. spotkania z celem stają się problemem tylko dwu-wymiarowym.

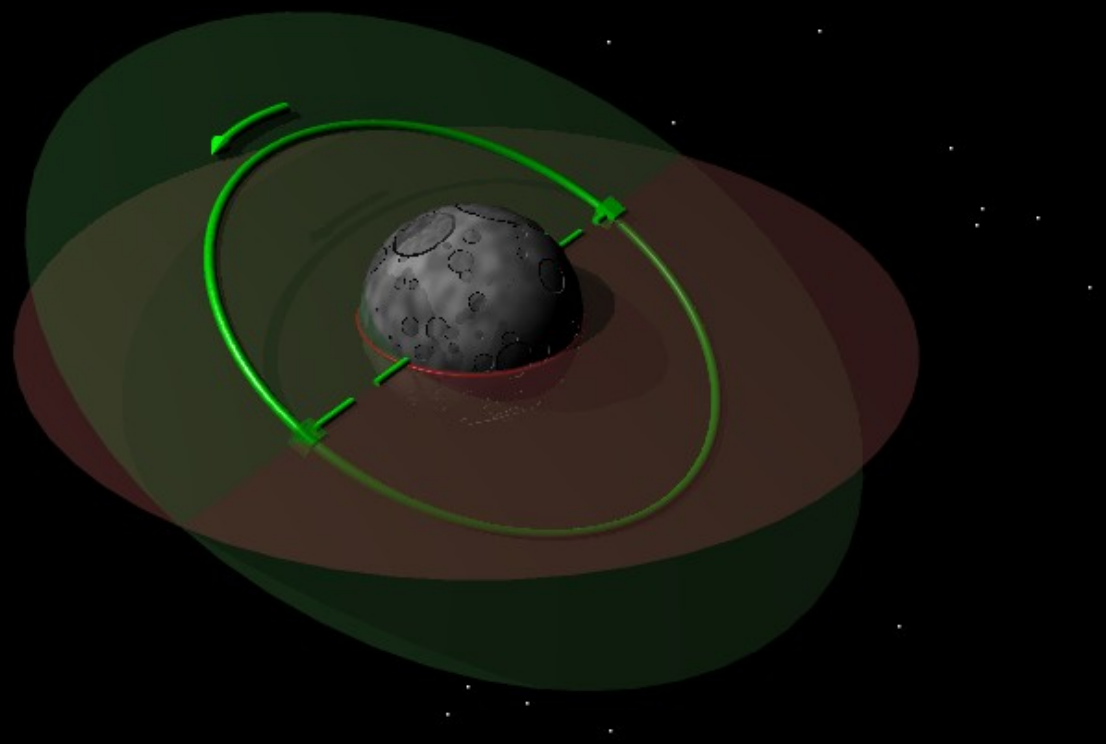


© Windlepoons

Wyrównanie płaszczyzny z celem polega na zrównaniu inklinacji i LAN.

Zmiana płaszczyzny orbity

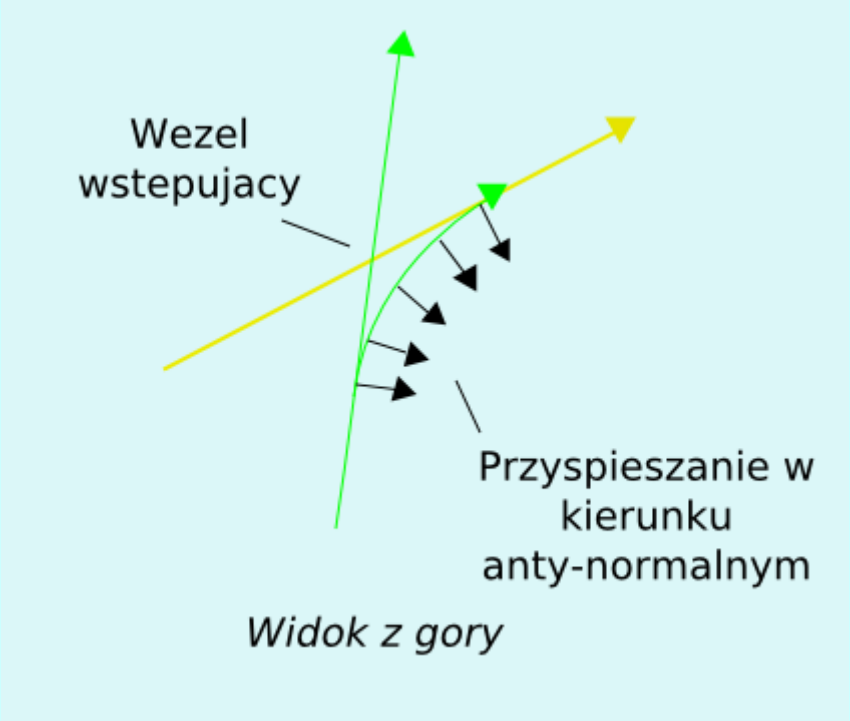
W praktyce, wykonuje się to poprzez przyspieszanie w kierunku normalnym do orbity w węźle zstępującym lub w kierunku anty-normalnym w węźle wstępującym.



© Windlepoons

Zmiana płaszczyzny orbity

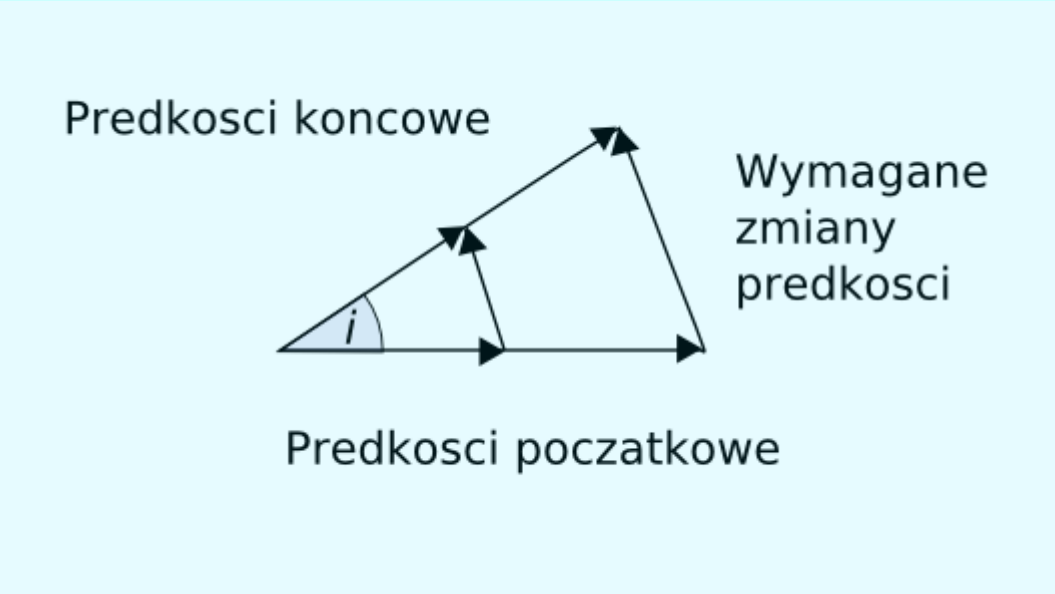
Ponieważ zmiana płaszczyzny trwa pewien czas, należy zacząć ją wykonywać w momencie, gdy czas do osiągnięcia węzła wynosi około połowę całkowitego czasu, jaki zajmie nam ta zmiana.



Podczas zmiany musimy być zorientowani (anty) normalnie do trajektorii aktualnej, a nie pierwotnej.

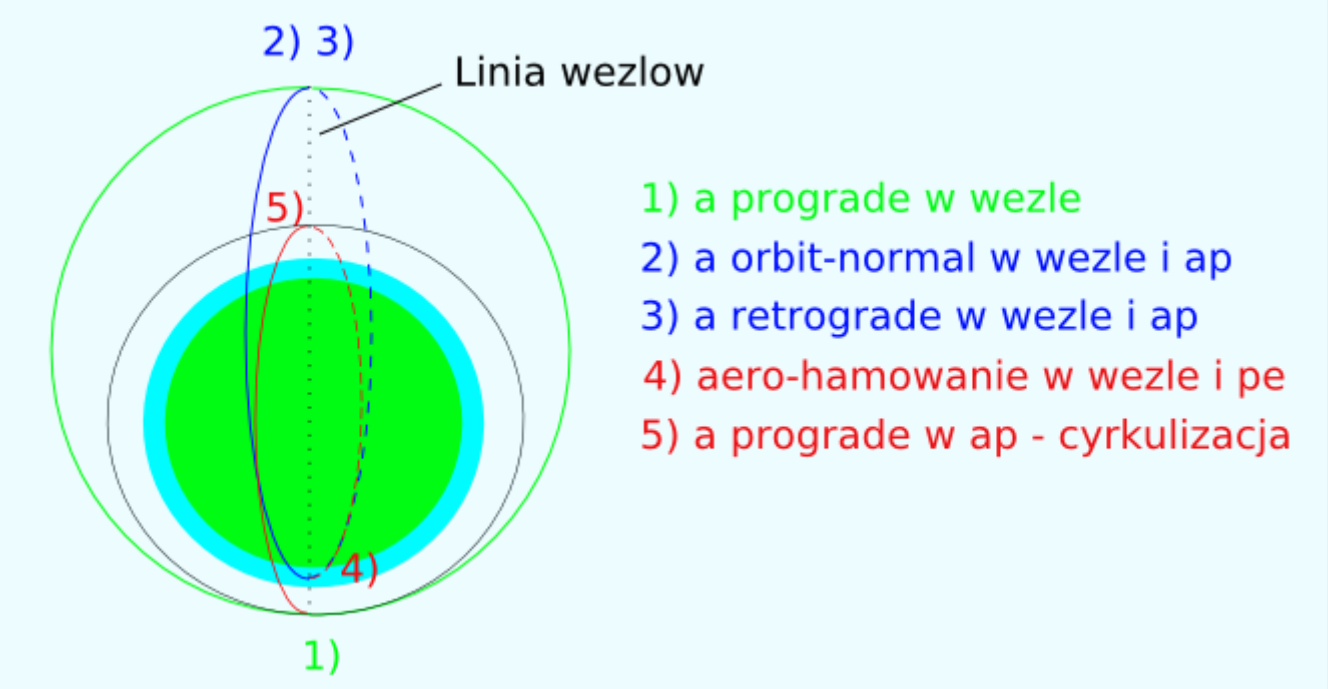
Zmiana płaszczyzny orbity

Zmiana płaszczyzny jest kosztowniejsza tym bardziej, im szybciej się poruszamy, gdyż aby zmienić nachylenie dłuższego wektora prędkości o pewien kąt, musimy przyłożyć do jego końca dłuższy wektor zmiany. W praktyce – musimy przyspieszać przez dłuższy czas, a więc zużyć więcej paliwa.



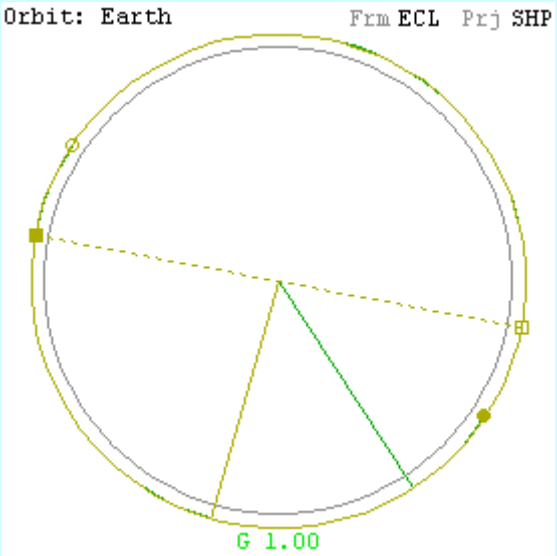
Zmiana płaszczyzny orbity

Dlatego też czasem opłacalne jest podwyższenie węzła poprzez przyspieszanie prograde w węźle i wykonanie zmiany płaszczyzny w apocentrum, gdzie poruszamy się wolniej. Następnie można obniżyć perycentrum na wys. atmosfery i w perycentrum dokonać aero-hamowania w celu obniżenia apocentrum, po czym zcyrkulizować orbitę w apocentrum.



Synchronizacja orbit

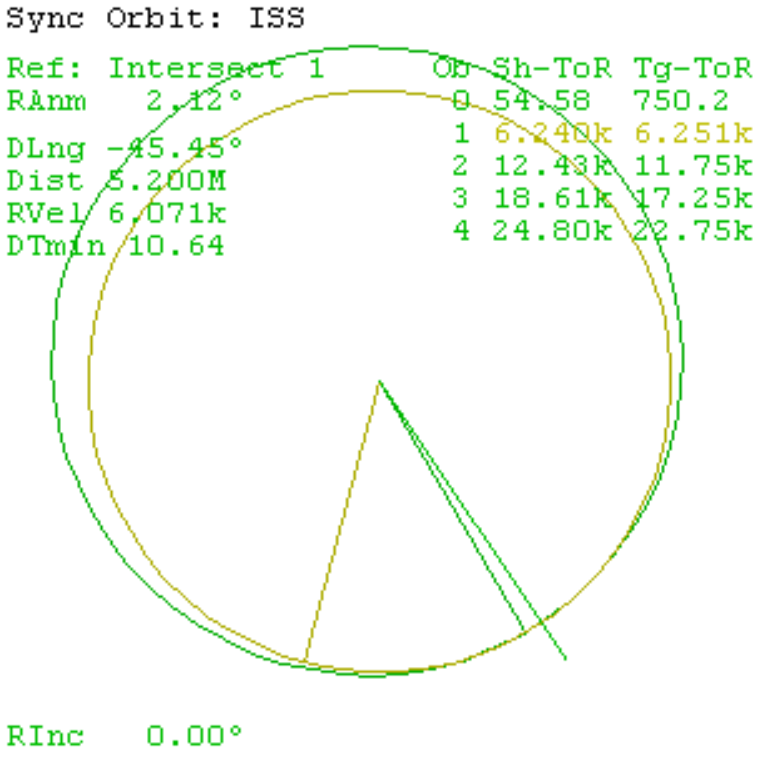
Jeśli chcemy przechwycić cel na orbicie, to zrównanie wysokości i płaszczyzny orbity to nie wszystko. Musimy jeszcze znaleźć się w tym samym czasie i w tym samym miejscu co satelita. Co zrobić jednak, gdy jesteśmy setki kilometrów od celu i poruszamy się na tej samej wysokości, a więc z tą samą prędkością?



Synchronizacja orbit

Należy wykorzystać tę właściwość orbity, że na innej wysokości poruszamy się z inną prędkością. Jeśli więc przyspieszymy w kierunku prograde, lub retrograde, to po przeciwnej stronie orbity będziemy mieli znacznie różną prędkość i inny dystans do pokonania.
W rezultacie – inny okres orbity.

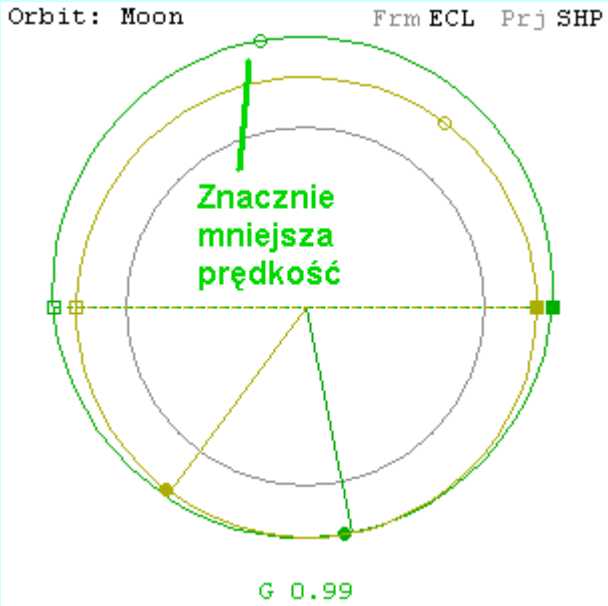
Możemy tak dobrać nasz nowy okres, aby w miejscu przecięcia orbit, dzięki różnicom w okresach doszło po pewnym czasie do spotkania ze satelitą. Po spotkaniu należy zrównać prędkość, a więc tym samym wysokość orbity z celem.



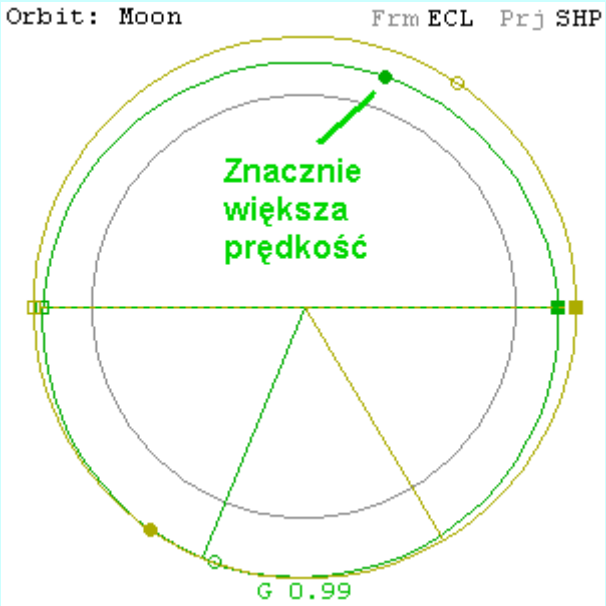
Synchronizacja orbit - zasady

Jeśli cel jest za nami, to należy zwiększyć okres orbity i pozwolić mu nas dogonić.

Jeśli cel jest przed nami, to należy zmniejszyć okres orbity i dogonić cel. Uwaga na wysokość Pe!

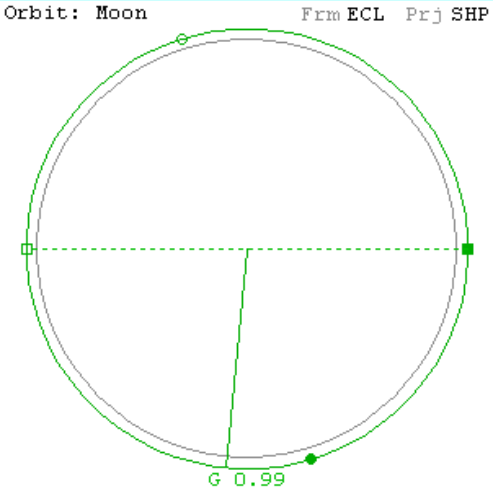


W apocentrum nasza prędkość jest znacznie mniejsza



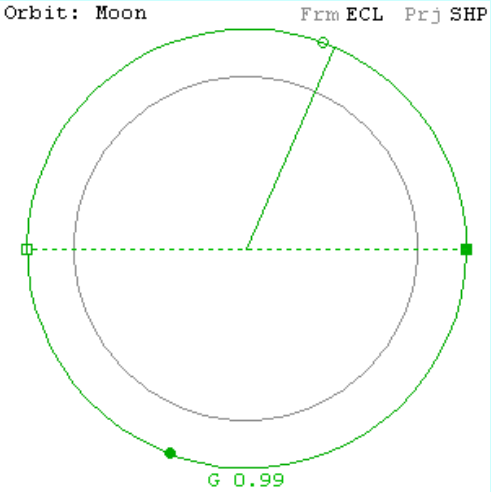
W perycentrum nasza prędkość jest znacznie większa

Synchronizacja orbit - zakończenie



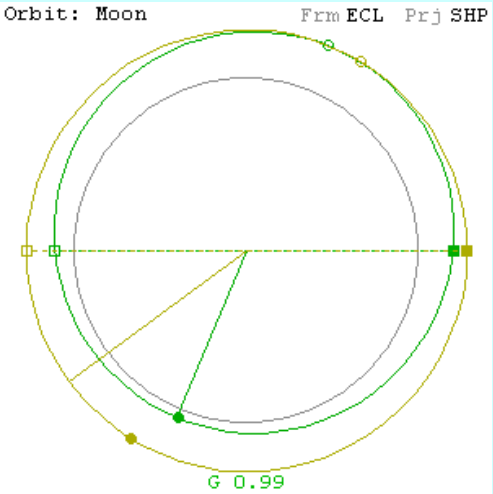
E_P = -68 GJ
E_K = 35 GJ
E_M = -33 GJ
v = 1630 m/s

1) Orbita początkowa



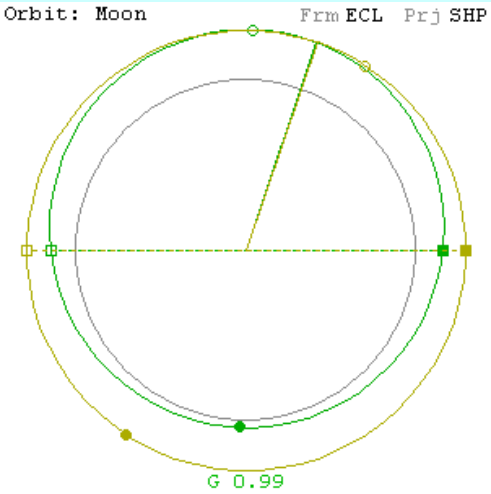
E_P = -56 GJ
E_K = 28 GJ
E_M = -28 GJ
v = 1481 m/s

2) Orbita docelowa



E_P = -68 GJ
E_K = 38 GJ
E_M = -30 GJ
v = 1713 m/s

3) Rozpoczęcie synchronizacji



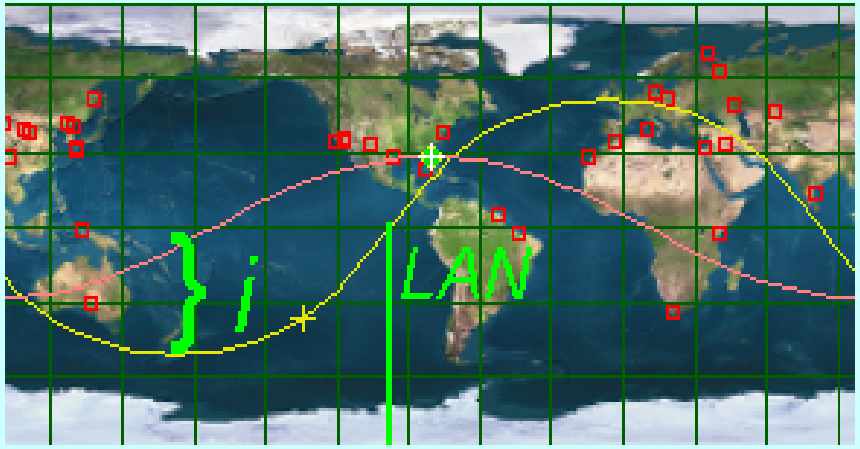
E_P = -56 GJ
E_K = 25 GJ
E_M = -31 GJ
v = 1400 m/s

4) Zakończenie synchronizacji

Wnioski

- Wyższe orbity **kołowe** (2) mają większą energię (mechaniczną) niż niższe orbity **kołowe** (1), lecz mniejszą energię kinetyczną
- Równość wysokości na orbicie eliptycznej względem kołowej oznacza równość jedynie energii potencjalnej, ale nie kinetycznej. Pomimo że w perycentrum mieliśmy większą prędkość (3), to na wysokości satelity (4) mamy mniejszą prędkość niż satelita, gdyż energia naszej orbity jest mniejsza niż energia naszej orbity docelowej (2) (naszej, nie celu. Cel ma większą, gdyż ma większą masę)
- Zrównanie prędkości w miejscu spotkania prowadzi do zrównania kształtu i wysokości orbit. W tym przypadku – do podwyższenia perycentrum

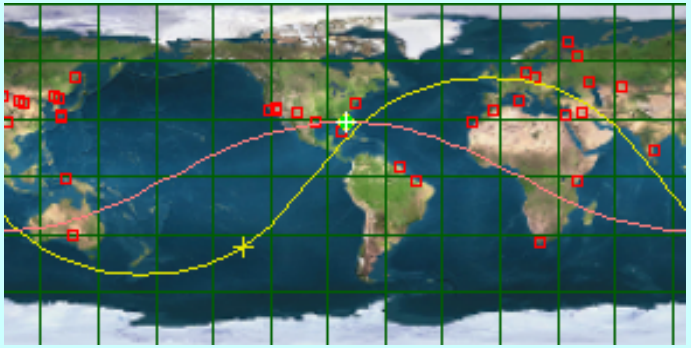
Orbita na Map MFD



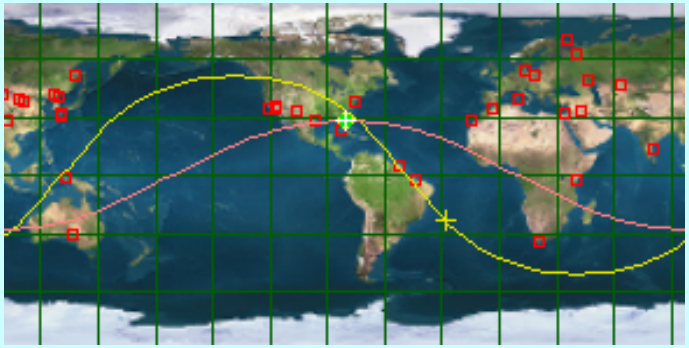
- Żółta sinusoida jest orbitą celu, rozłożoną znad kulistej bryły, na płaską mapę. Ziemia obraca się ze zachodu na wschód, lecz mapa jest statyczna, więc aby skompensować ten ruch, to orbita musi się poruszać ze wschodu na zachód, dokładnie tak jak Słońce.
- Amplituda sinusoidy odpowiada za inklinację, a przesunięcie sinusoidy na osi oX odpowiada za LAN

Rendezvous na orbicie w praktyce
Wybór okienka startu

Aby uniknąć konieczności wykonywania paliwożernej zmiany płaszczyzny, możemy wystartować z tak obliczonym azymutem, aby wejść na orbitę o inklinacji i LANie takimi jakie ma cel. Musimy wystartować w odpowiednim kierunku oraz odpowiednim czasie – **oknie startowym:**



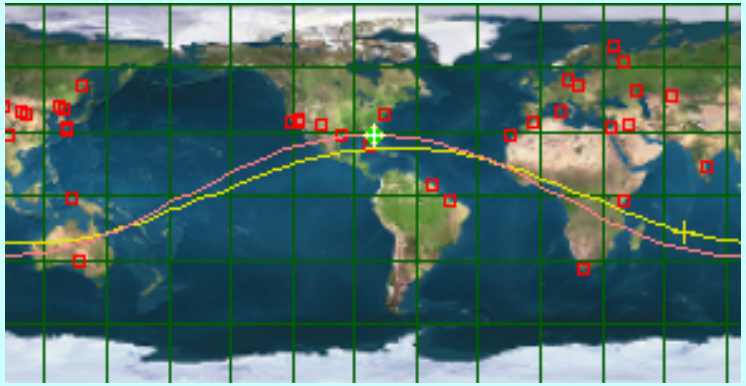
Okno północne



Okno południowe

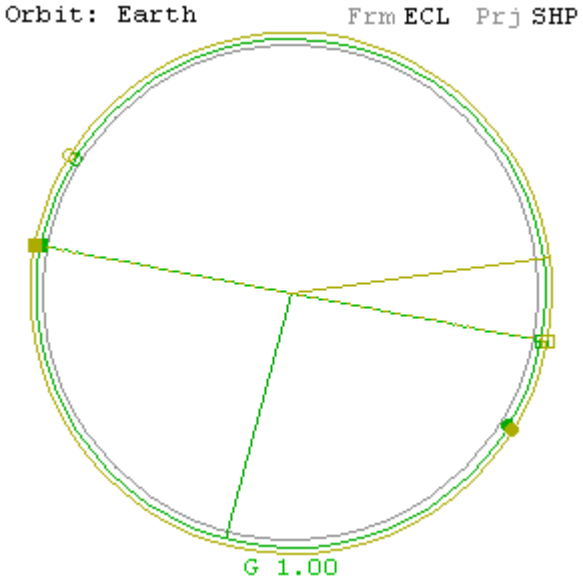
Wybór okienka startu

Nie możemy jednak wejść na orbitę o inklinacji mniejszej niż nasza szerokość geograficzna. Przykład: Start z Przylądka Canaveral na orbitę o inklinacji takiej jak inklinacja Księżyca w obecnych datach.

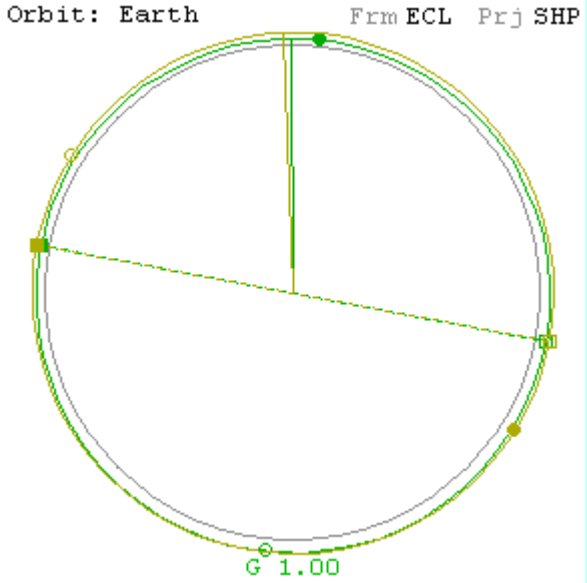


Synchronizacja w praktyce

W praktyce wchodzi się na niższą orbitę niż orbita celu i nie zrównuje się wysokości, lecz oczekuje się na tej niższej orbicie na dogonienie satelity, nieważne czy jest przed czy za nami. Dopiero po dogonieniu zrównuje się wysokości. Z powodu małych różnic prędkości, taki manewr może potrwać aż 2 dni w przypadku lotu do stacji ISS na wysokości ok. 350 km.



Oczekujemy na dogonienie satelity



Po dogonieniu tworzymy przecięcie

Loty międzyplanetarne

Ogólna zasada

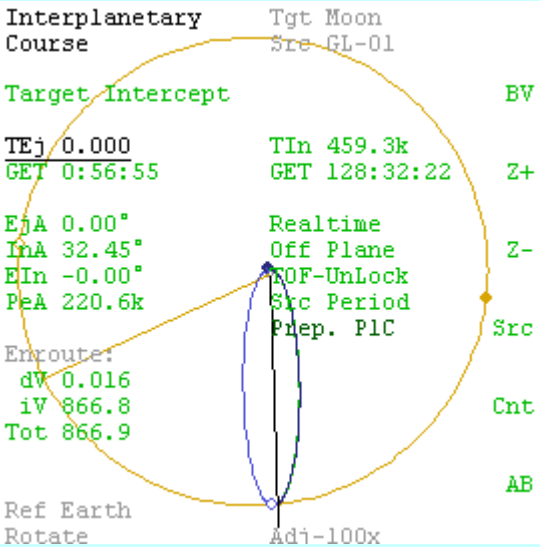
Dzięki wektorom stanu, jesteśmy w stanie obliczyć miejsce i czas osiągnięcia dowolnego punktu naszej orbity, nawet hipotetycznej, która powstanie po dodaniu hipotetycznej prędkości do aktualnej orbity.
Wykorzystując wiedzę o okresie obiegu celu wokół danego ciała i znajomość naszej hipotetycznej orbity, lot międzyplanetarny **planuje się** tak, abyśmy przecięli orbitę celu w czasie gdy ciało docelowe będzie w tym przecięciu o tym samym czasie co my.

Typy lotów na Księżyc

- Planarny – zrównujemy płaszczyznę przed wystrzeleniem, tak jak w przypadku synchronizacji z celem na niskiej orbicie
- Pół-planarny – płaszczyznę zrównujemy podczas lotu w kierunku celu, gdy nasza prędkość jest niższa
- Off-plane – w ogóle nie zrównujemy płaszczyzny. Spotykamy się z celem **w węźle** naszych orbit. Typ najbardziej realistyczny i najoszczędniejszy
- Free return – nie wchodzimy w ogóle na orbitę okołoksiężycową, lecz zataczamy pętelkę wokół Księżyca (wykonujemy procę wsteczną) i wracamy na Ziemię

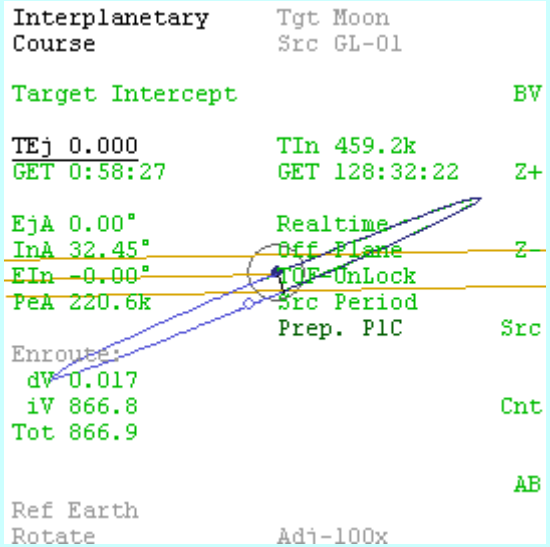
Lot off-plane

Widok z góry



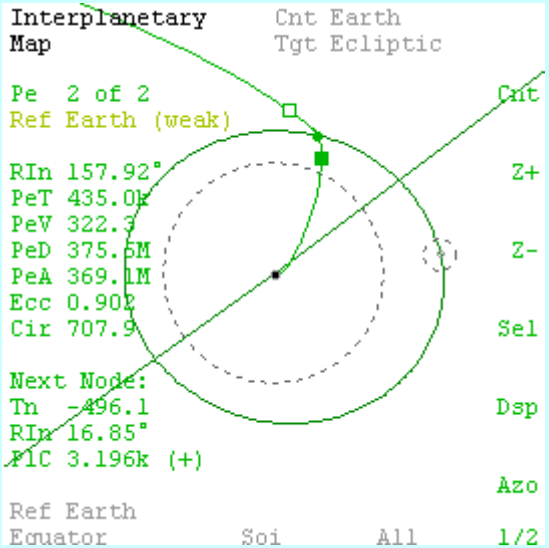
Spotkanie z celem nastąpi w miejscu, gdzie orbita planowana przetnie orbitę celu

Widok z boku



Płaszczyzna orbity planowanej wcale nie jest równoległa do płaszczyzny orbity celu. Do spotkania dochodzi w przecięciu orbit

Widok z góry



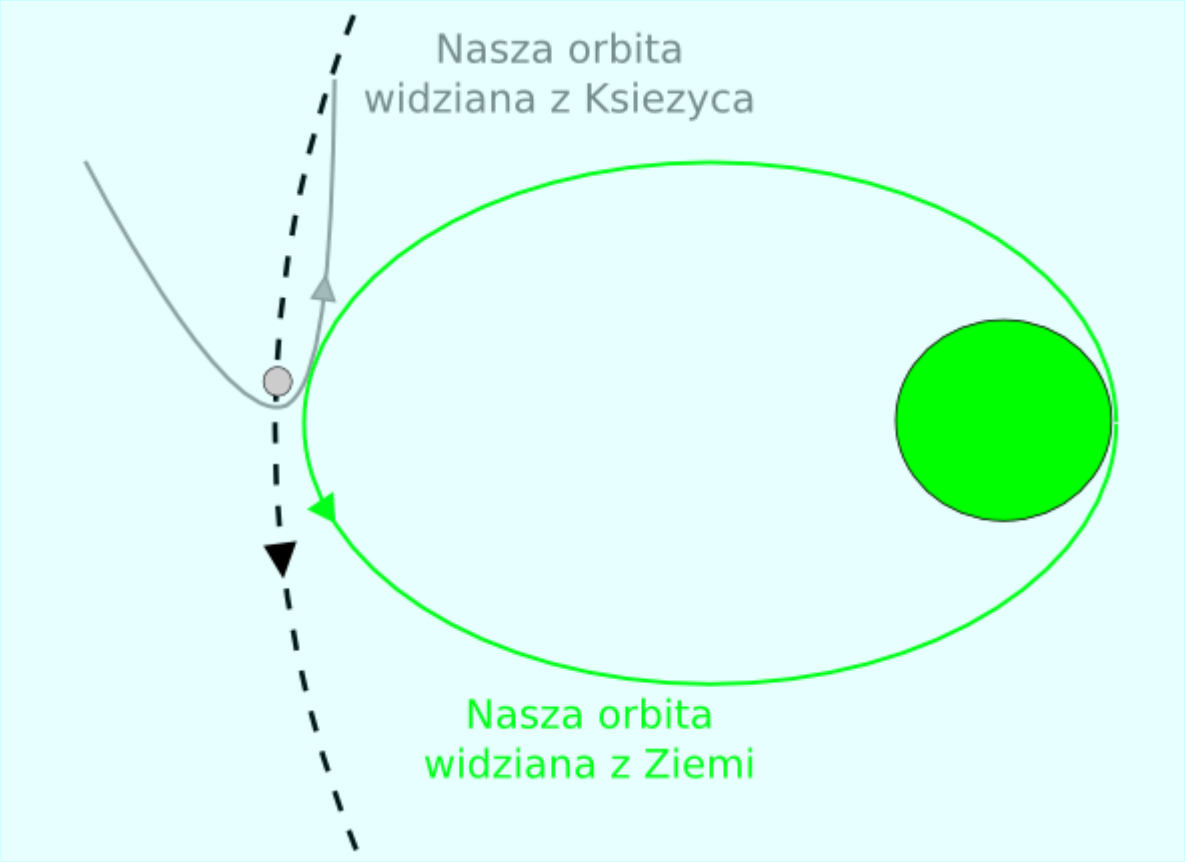
Ziemia, Księżyc i nasza aktualna orbita po wystrzeleniu

Wejście na orbitę okołoksiężycową

Na wysokości przecięcia poruszamy się względem Ziemi z bardzo niewielką prędkością. Księżyc natomiast względem nas porusza się bardzo szybko. Jeśli uznamy Księżyc za nieruchomy punkt odniesienia, to wtedy to **my** poruszamy się szybko względem Księżyca.

Aby Księżyc mógł nas przechwycić, musimy zmniejszyć tą prędkość, czyli odpalić silniki w kierunku retrograde względem aktualnie hiperbolicznej orbity okołoksiężycowej w perycentrum Ksieżyca, i zamknąć hiperbolę w elipsę, bądź okrąg.

Powrót z Księżyca



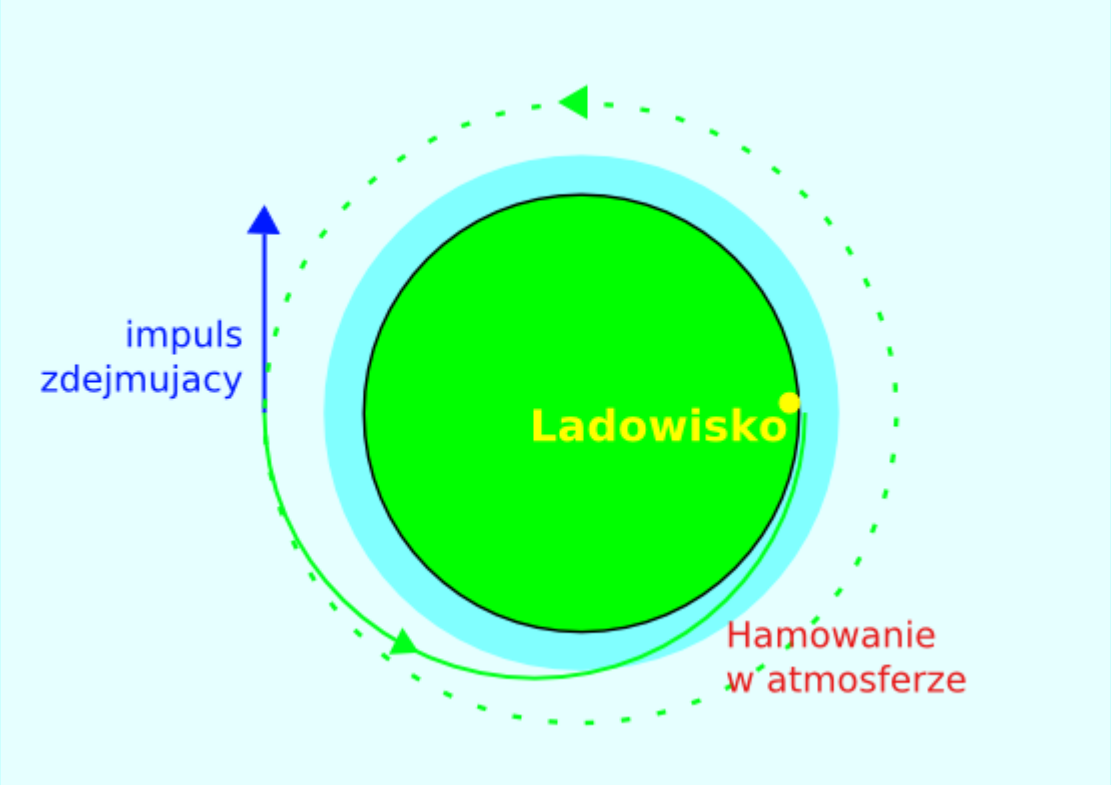
Aby powrócić z Księżyca, musimy odpalić silniki w takim momencie orbity okołoksiężycowej, aby ramię wyjściowe orbity hiperbolicznej było skierowane w kierunku retrograde względem wysokiej orbity okołoziemskiej, gdyż musimy odjąć energii tej drugiej orbity, a więc obniżyć perygeum.

Powrót z Księżyca

Powracając z Księżyca możemy wykorzystać atmosferę Ziemi, aby wyhamować nadmiar prędkości i obniżyć apogeum, a następnie scyrkulizować orbitę.

Na orbicie kołowej możemy oczekiwać aż Ziemia obróci się na tyle, aby nasza orbita przecięła wybrane lądowisko. Możemy dostroić naszą orbitę do lądowiska poprzez zmianę płaszczyzny orbity.

Ostateczne wejście w atmosferę



Będąc w przybliżeniu po przeciwnej stronie planety względem lądowiska, należy wykonać „impuls zdejmujący”, czyli obniżyć perygeum tak, aby znalazło się w atmosferze, a po wejściu w atmosferę wytracić całą energię orbity tak, aby przy lądowisku mieć niewielką prędkość.

Energia w lotach międzyplanetarnych

Na orbicie eliptycznej wokół ciała, nasza energia mechaniczna jest ujemna. Do naszej ujemnej energii mechanicznej możemy dodać tyle energii poprzez przyspieszanie, żeby po manewrze wyniosła ona zero:

$$E_M = E_K + E_P = 0$$

$$E_K = -E_P$$

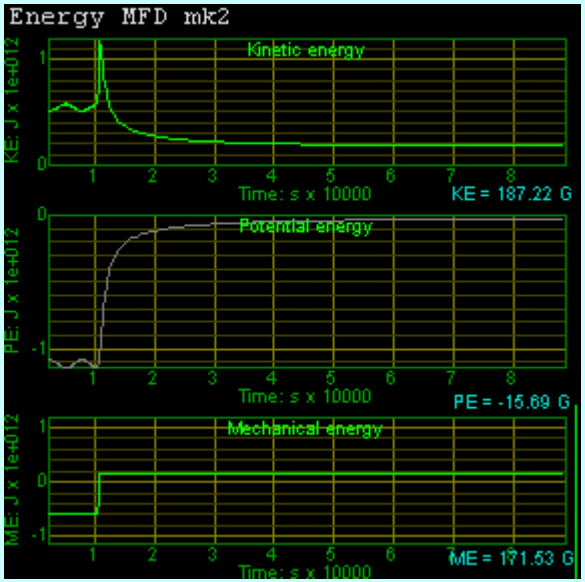
$$\frac{m v^2}{2} = G \frac{M m}{r}$$

$$v = \sqrt{\frac{2 G M}{r}}$$

Prędkość, z którą będziemy się wtedy poruszać nazywamy **drugą prędkością kosmiczną**, lub prędkością ucieczki.

Energia w lotach międzyplanetarnych

W apocentrum orbity o zerowej energii mechanicznej będziemy się poruszać z nieskończenie małą prędkością. Możemy jednak wcześniej, w perycentrum dodać jeszcze więcej prędkości i wtedy na naszej nowej orbicie hiperbolicznej, w nieskończoności, skoro energia potencjalna z racji odległości wzrośnie do 0, to nasza energia kinetyczna będzie równa mechanicznej, czyli tej którą wytworzyliśmy na niskiej orbicie.



Efekt Oberth'a

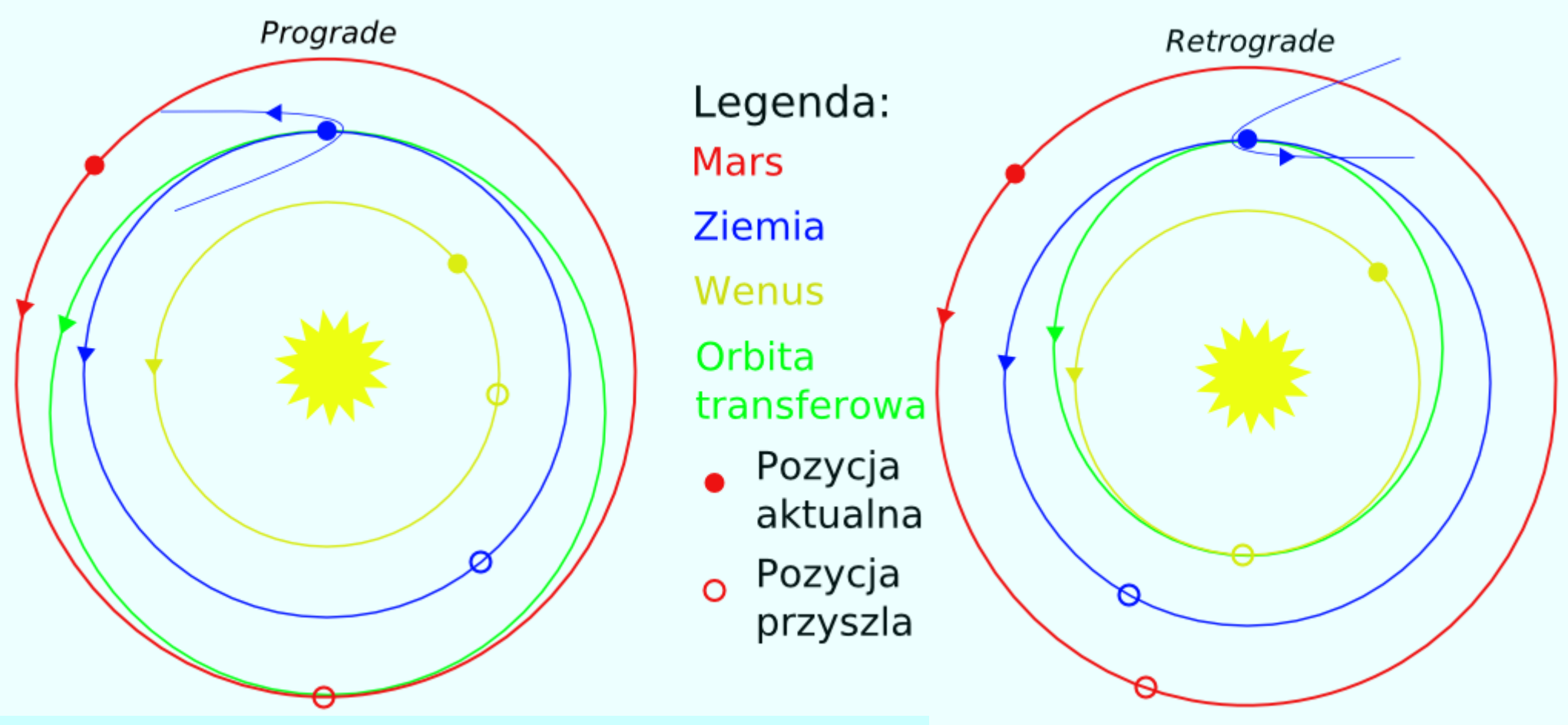
Ciekawym fenomenem jest fakt, że osiągniemy więcej energii mechanicznej, jeśli będziemy przyspieszać przez ten sam okres czasu w niższym perycentrum (o większej prędkości) niż w wyższym (o mniejszej prędkości).

Powodem tego jest to, że zmiana (przyrost) energii w czasie, czyli **moc** jest proporcjonalna do aktualnej prędkości.

$$P = F \cdot v \quad \textit{Moc}$$

Dlatego też, wszelkie manewry opuszczania ciał niebieskich powinny być wykonywane na jak najniższej orbicie. Można wręcz obniżyć perycentrum przed wykonaniem takiego manewru, aby zaoszczędzić paliwo.

Loty poza układ Ziemia-Księżyc

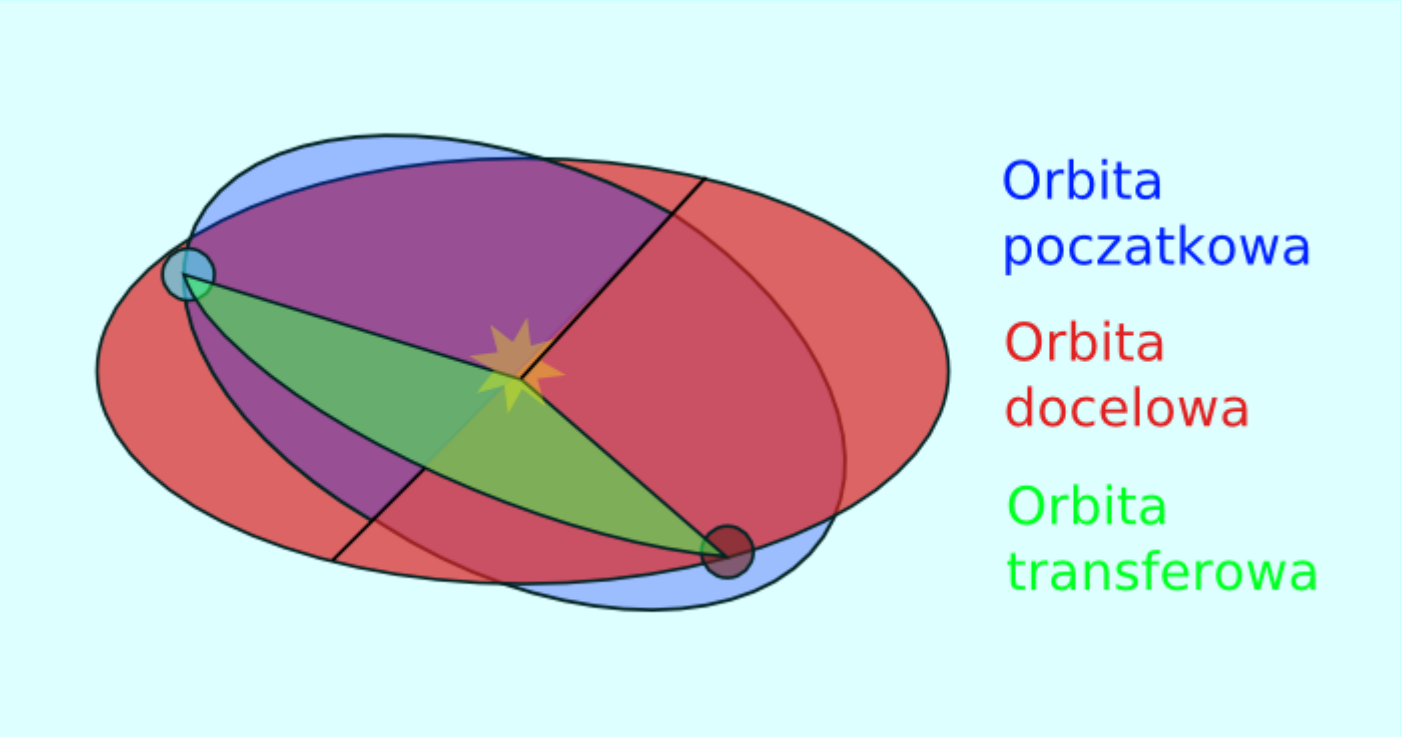


Ramię wyjściowe hiperboli skierowane jest retrograde do orbity okołosłonecznej

Ramię wyjściowe hiperboli skierowane jest prograde do orbity okołosłonecznej

Ciała na niższych orbitach poruszają się szybciej

Różnice inklinacji ciał niebieskich



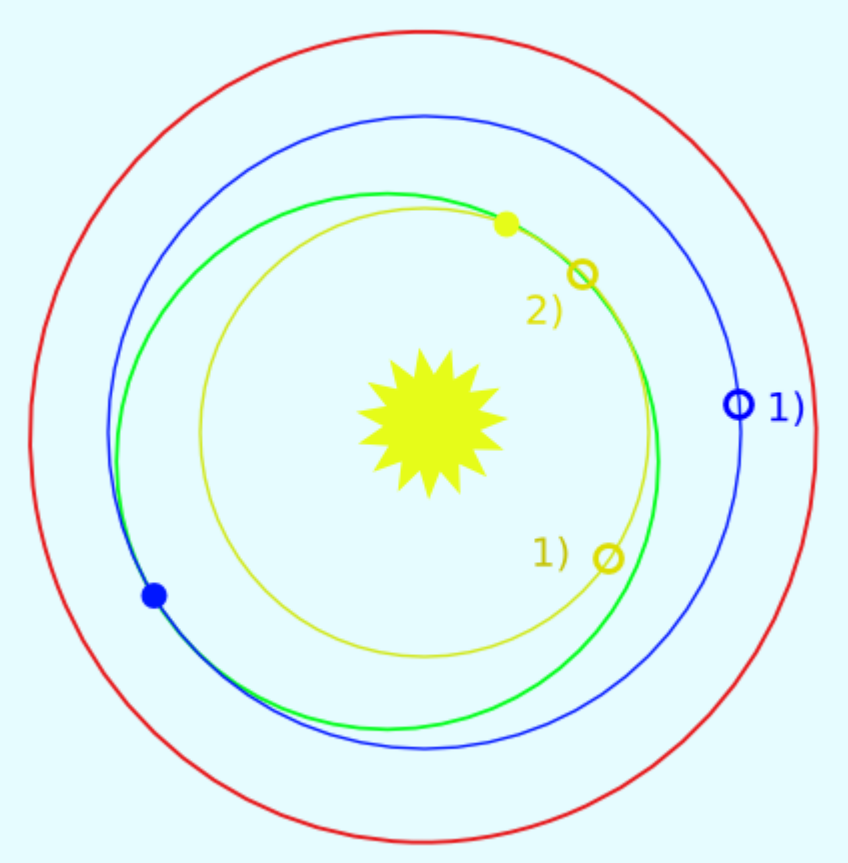
Ponieważ planety mają różne inklinacje względem Słońca, nie możemy wystrzelić statku w płaszczyźnie zgodnej z ruchem naszej planety źródłowej (w ekliptyce), lecz musimy wejść na orbitę ciała źródłowego o innej inklinacji niż orbita ekliptyczna i z niej wystartować. Z celem spotkamy się w przecięciu płaszczyzny orbity celu i transferowej.

Ważne kwestie

- Podczas lotu w przestrzeni kosmicznej, będziemy musieli dokonać korekty trajektorii, ze względu na fakt, że jesteśmy pod niewielkim wpływem przyciągania innych ciał
- Po dotarciu do celu nasza prędkość będzie inna niż celu. Musimy wejść na orbitę celu poprzez uruchomienie silników w kierunku retrograde, lub dokonać aero-przechwycenia
- Aby zminimalizować tę prędkość, stosuje się orbity Hohmanna – orbity o najmniejszej możliwej energii, lecz o najdłuższym możliwym czasie trwania transferu

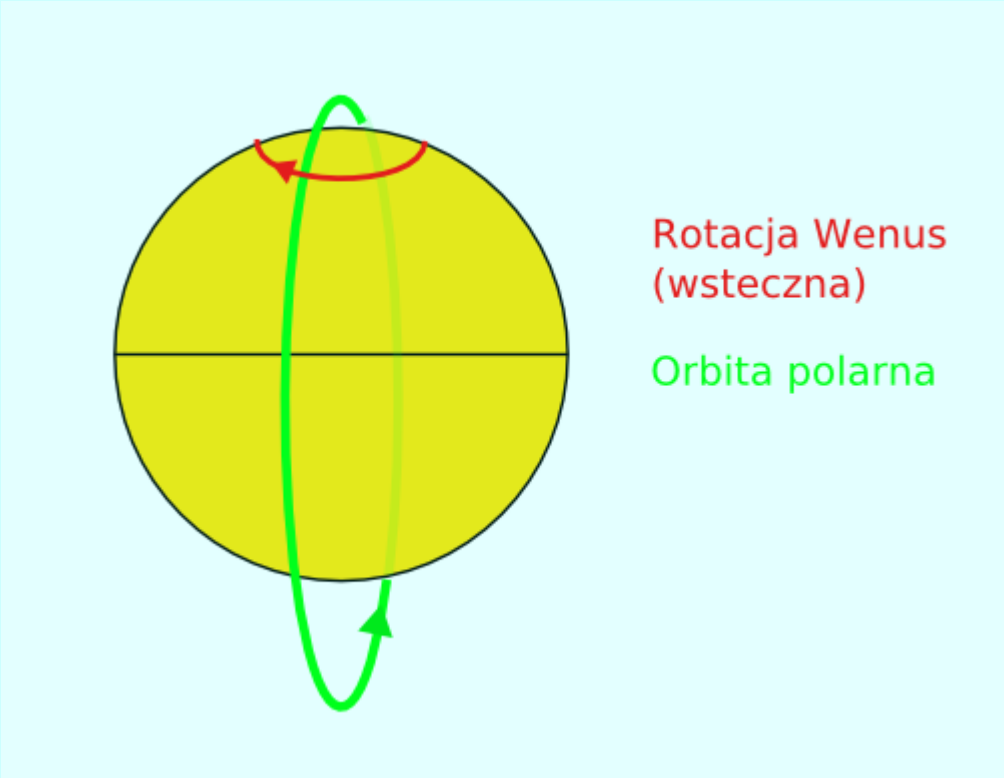
Sonda Magellan

Sonda Magellan miała za zadanie zbadać powierzchnię Wenus w 1990 r. Transfer na to ciało polegał na synchronizacji heliocentrycznej, tzn. przy pierwszym przejściu przez peryhelium sonda nie spotkała się z Wenus, lecz oczekiwała na orbicie heliocentrycznej. Do spotkania doszło dopiero przy kolejnym przejściu przez peryhelium.



Skanowanie powierzchni Wenus

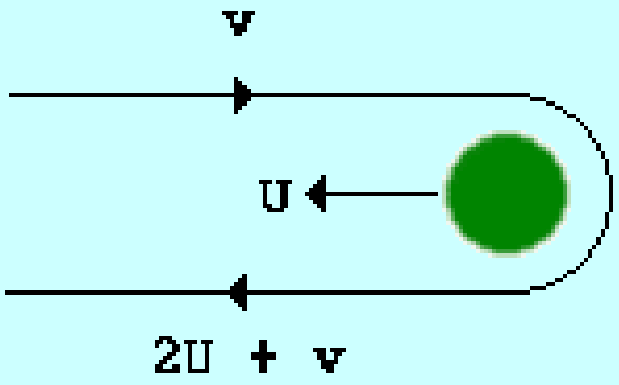
Sonda Magellan została wprowadzona na eliptyczną orbitę wokół Wenus. Orbita miała inklinację bliską 90º, tzn. była to orbita polarna, przechodzącą ponad obydwoma biegunami. Dlatego dzięki powolnej rotacji Wenus sonda przeleciała nad każdym punktem planety i zeskanowała swoim radarem jej powierzchnię.



Po zakończonym zadaniu sonda obniżyła perycentrum na wysokość atmosfery i spaliła się w niej, stając się pierwszym statkiem, który przetestował teoretyczne aero-hamowanie.

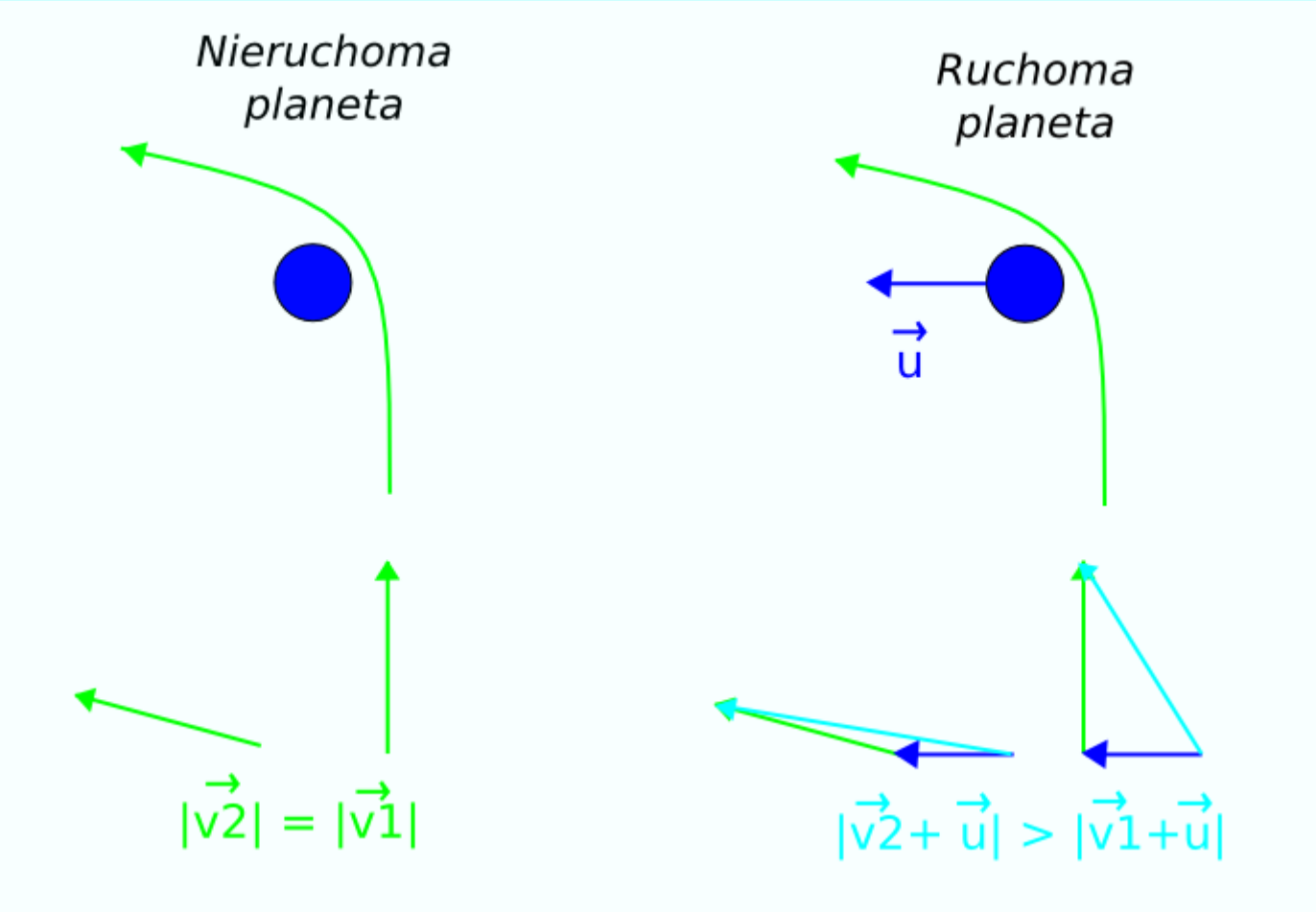
Asysta grawitacyjna

Asysta grawitacyjna to zmiana prędkości i kierunku lotu przy użyciu pola grawitacyjnego planety lub innego dużego ciała niebieskiego. Asysta zmienia kierunek w którym porusza się pojazd, nie zmieniając jego prędkości względem planety, lecz zmieniając ją względem Słońca. Asysta zwiększa tą prędkość maksymalnie o dwukrotność prędkości planety, podobnie jak w odbiciu sprężystym.



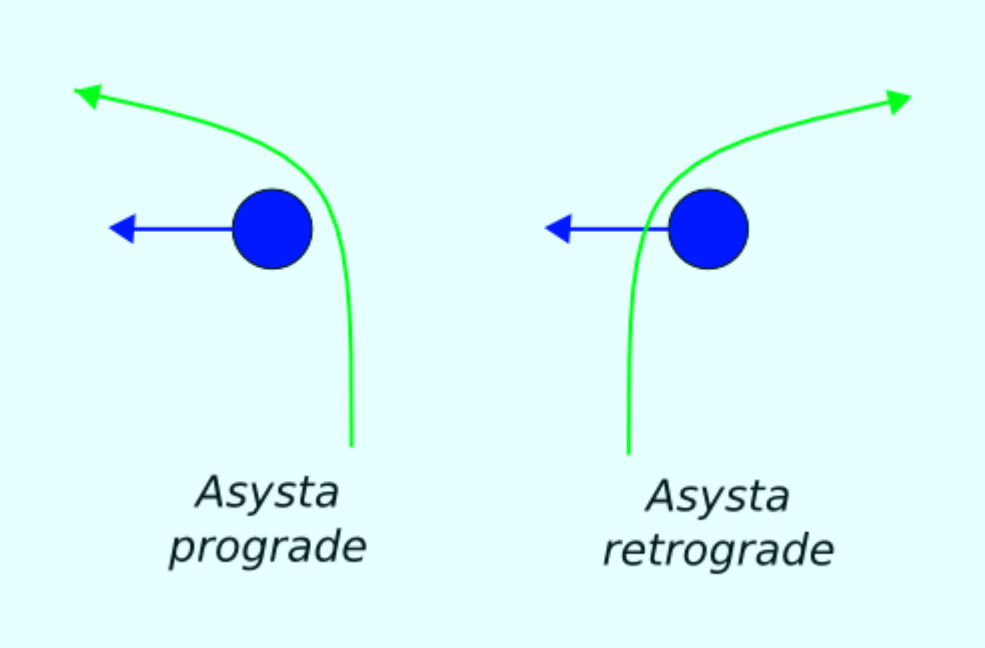
z pkt. widzenia Słońca

Wytłumaczenie w 2d



Długość wektora wyjściowego v2 jest w przypadku nieruchomej planety taka sama jak wejściowego v1.
W przypadku ruchomej (z pkt. widzenia Słońca) v2+u jest dłuższy niż v1+u, tak jak to było przy wykorzystaniu rotacji planety.

Główne rodzaje asyst grawitacyjnych



Asysta prograde dodaje nam energii mechanicznej, a retrograde odejmuje.

Zasada zachowania energii

Zyskujemy energię mechaniczną dzięki ciału, lecz zgodnie z zasadą zachowania energii, jeśli my ją zyskaliśmy, to ciało musi ją utracić. Przez nas, planeta spowalnia swój ruch. Utrata ta jest jednak pomijalnie mała, z powodu znacznie większej masy ciała.

$$m V = M v$$

$$statek \quad ciało$$

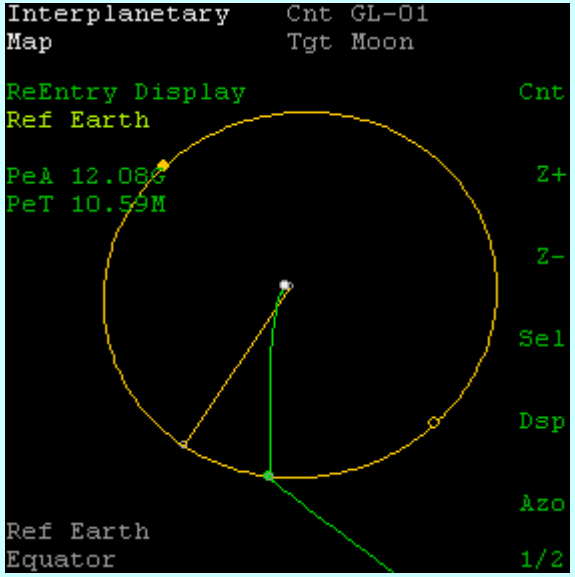
Asysta wspomagana

Ciekawym wariantem asysty grawitacyjnej jest asysta wspomagana. Polega na wykorzystaniu Efektu Obertha, to znaczy na przyspieszeniu w perycentrum mijanego ciała, czyli tam, gdzie nasza prędkość jest największa, co daje spotęgowany efekt zyskania lub utracenia energii mechanicznej.

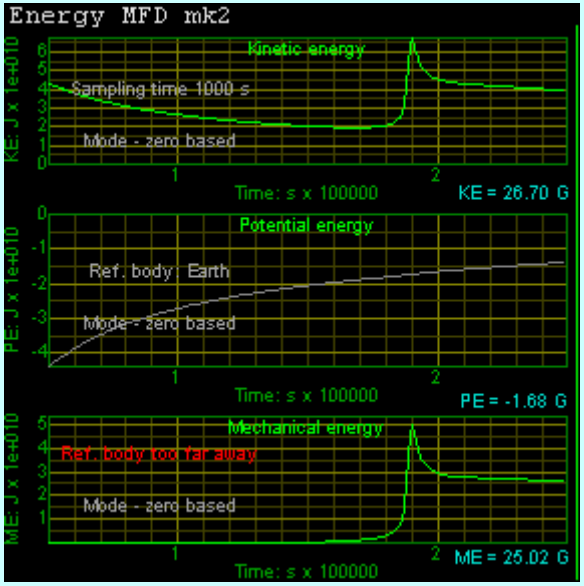
Poza łatwymi do wyobrażenia sobie przykładami, można rozważyć też następujące sytuacje:

- Start z bazy księżycowej w kierunku Marsa, lecz z uprzednim obniżeniem perygeum i wykonaniu w nim asysty wspomaganej
- Obniżenie peryhelium i wykonanie w nim asysty wspomaganej w celu opuszczenia układu

Asysty księżycowe: asysta prograde



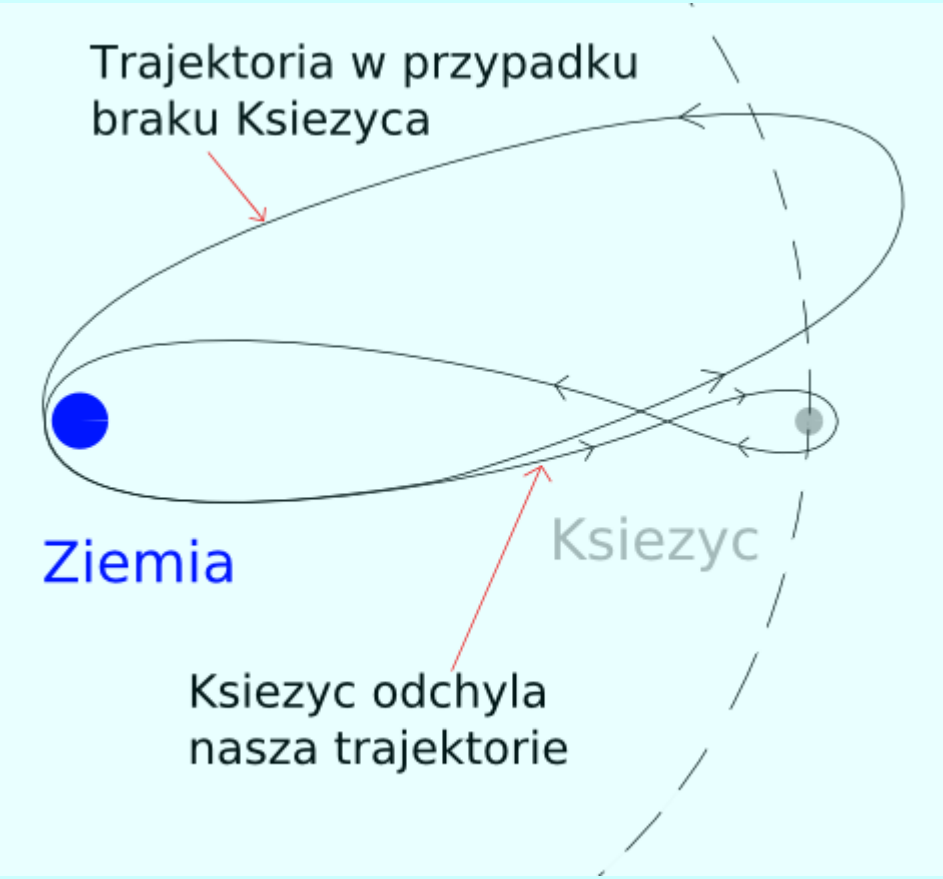
Trajektoria statku



Zysk energii względem Ziemi

Asysta księżycowa względem Ziemi polega na tej samej zasadzie co asysta planetarna względem Słońca

Asysty księżycowe: asysta retrograde



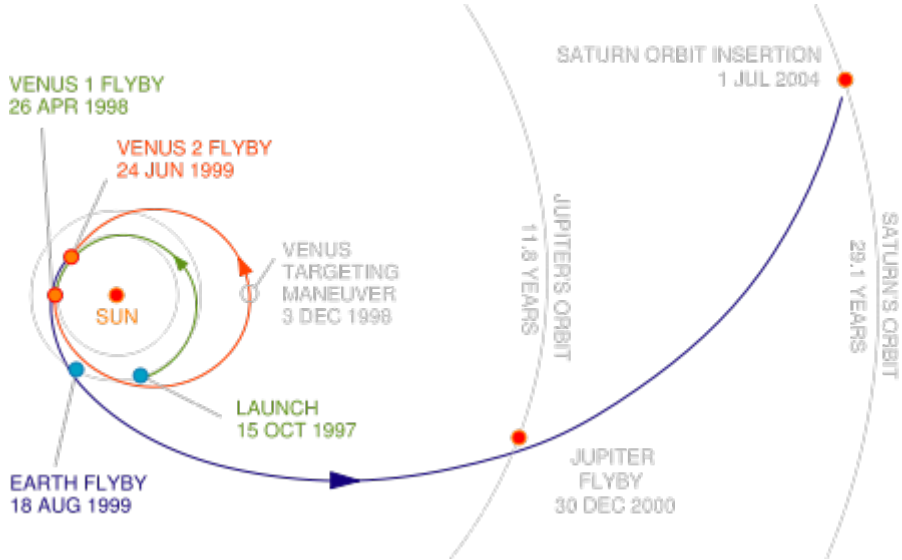
Aby nie uderzyć w powierzchnię Księżyca, musimy mieć pewien nadmiar prędkości.

Odpowiednio wykonany manewr może spowodować, że zatoczymy pętlę wokół Księżyca, a następnie powrócimy na Ziemię, ani razu nie uruchamiając silników podczas lotu.

Ważne kwestie dotyczące asyst

- To jak bardzo nasza trajektoria zostanie odchylona, zależy od siły grawitacji, a więc masy mijanego ciała, a także naszej odległości od tego ciała, gdyż wraz ze wzrostem odległości siła ta maleje
- Ograniczeniem asyst są więc atmosfery planet. Nie możemy zbytnio zbliżyć się do ciała, jeśli chcemy zyskać prędkość

Asysty rezonansowe – sonda Cassini



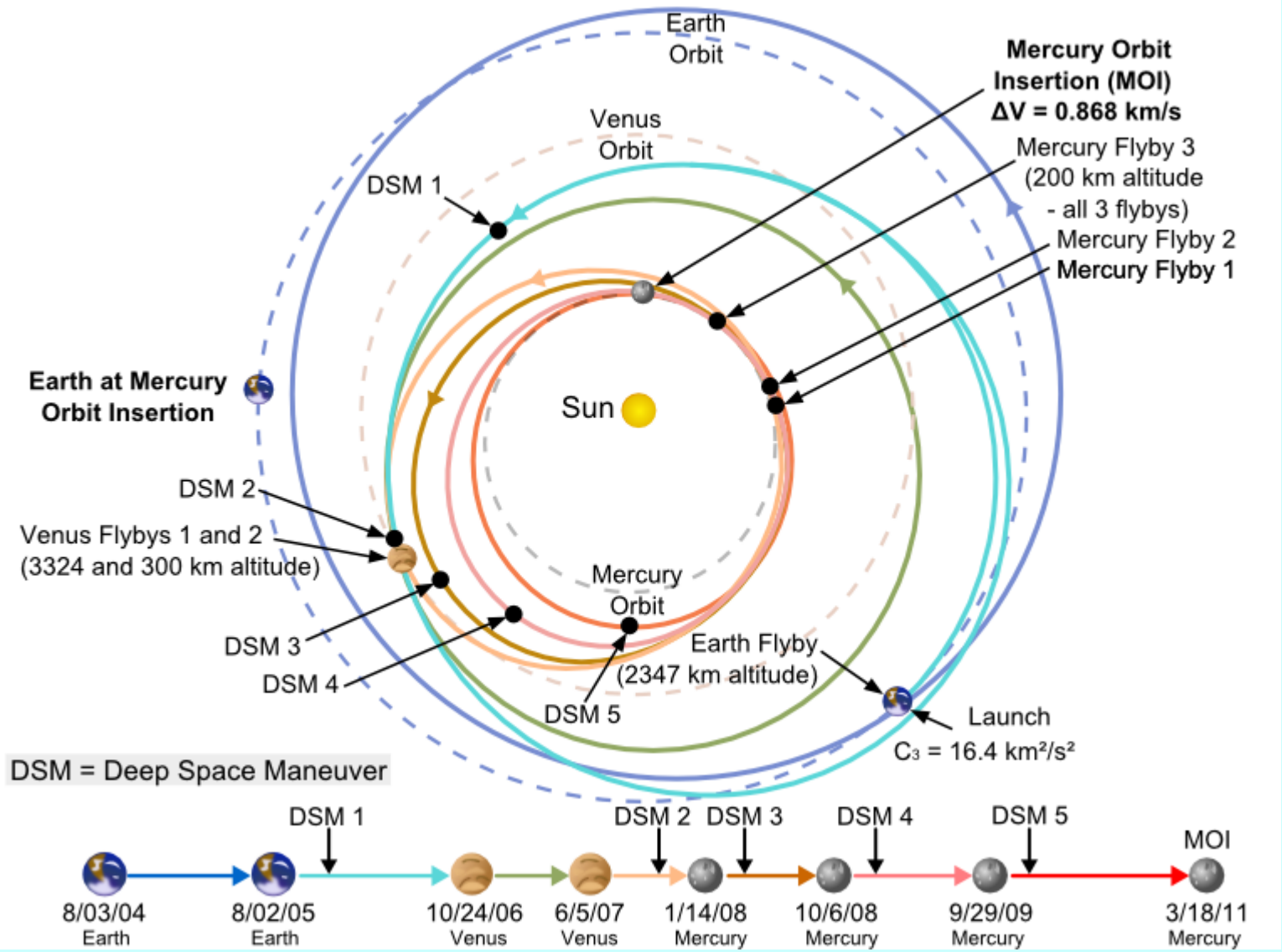
© Wikipedia

Sonda Cassini spotkała się z Wenus 2 razy, zyskując dzięki niej energii mechanicznej. Aby doszło do drugiego spotkania, sonda musiała wykonać manewr dostrajający na wysokiej orbicie, gdyż okresy obiegu wokół Słońca Cassini i Wenus były różne. Następnie sonda przeleciała obok Ziemi, Jowisza, aby ostatecznie wejść na orbitę Saturna. Sonda wypuściła próbnik Hyugens na Tytanie w 2004 i odkryła materię organiczną na Enceladusie w 2008.

MESSENGER – asysty spowalniające

Sonda NASA, MESSENGER (MErcury Surface, Space ENvironment, GEochemistry and Ranging), wystrzelona w sierpniu 2004 r. w celu zbadania Merkurego, używa wielu wstecznych asyst grawitacyjnych wewnątrz układu, aby spowolnić swoją prędkość na tyle, aby sonda mogła wejść na orbitę Merkurego z dostępnym zapasem paliwa, w marcu 2011 r. Plan MESSENGER'a zakłada wykonanie nawet trzech asyst wokół Merkurego, nim sonda wejdzie na jego orbitę.

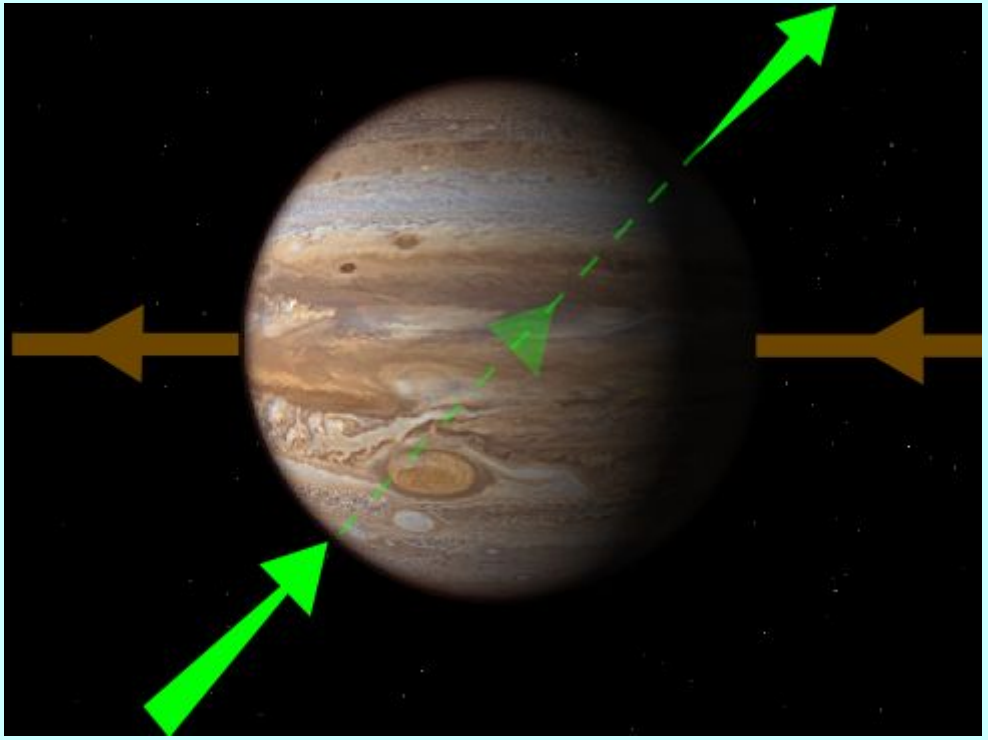
MESSENGER – Plan lotu



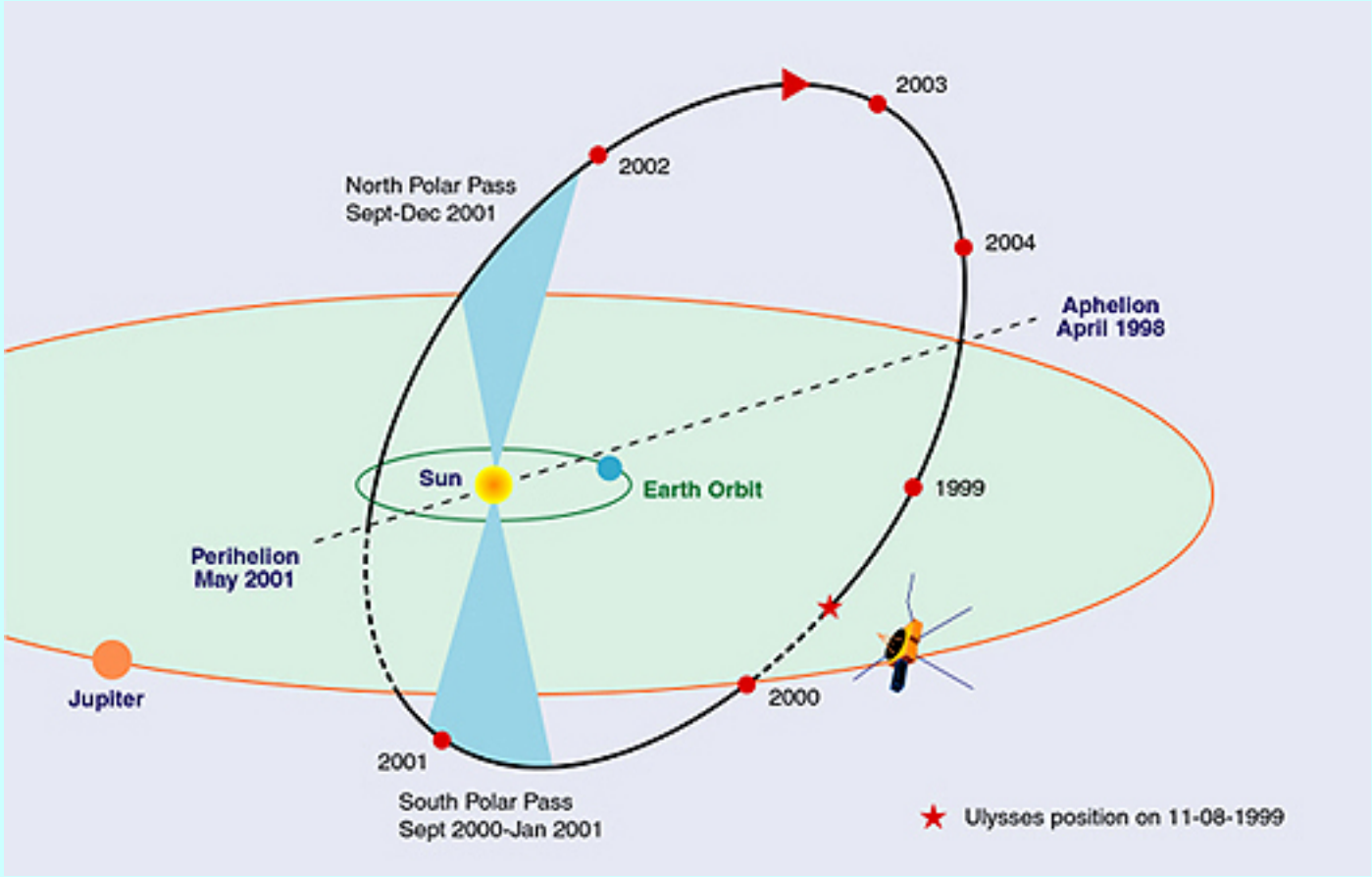
© Wikipedia

Ulysses – wsteczna asysta zmieniająca inklinację

Wystrzelona w październiku 1990 r. sonda NASA i ESA, Ulysses wykonała asystę grawitacyjną dzięki Jowiszowi. Sonda przeleciała „przed” i „poniżej” trajektorii Jowisza, dzięki czemu zmieniła się jej inklinacja względem płaszczyzny równika Słońca.



Ulysses – ostateczna orbita



© Wikipedia

Orbita, którą osiągnęła sonda Ulysses, pozwoliła na zbadanie obydwu biegunów Słońca

Tematy dodatkowe

Dylatacja czasu

Dylatacja czasu jest to zjawisko różnic w pomiarze czasu dokonywanym równolegle w dwóch różnych układach współrzędnych, z których jeden przemieszcza się względem drugiego.

$$\Delta t = \gamma \Delta t_0$$

$$\gamma = \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}}$$

Δt_0 - upływ czasu dla obserwatora w układzie nieruchomym,
Δt - upływ czasu w układzie poruszającym się z prędkością v,
γ – czynnik Lorentza

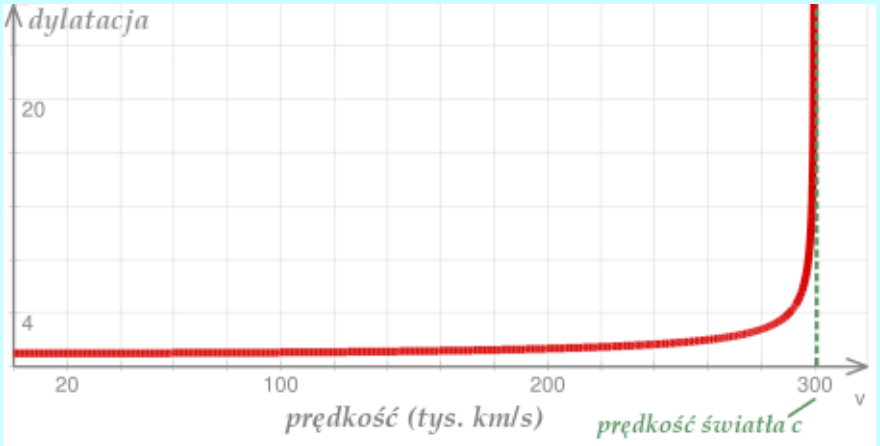
v - względna prędkość ruchu układów
c - prędkość światła w próżni.

$$d = \left(1 - \frac{1}{\gamma}\right) \cdot 100\,\%$$

d – procent różnicy w upływie czasu

Wartość dylatacji

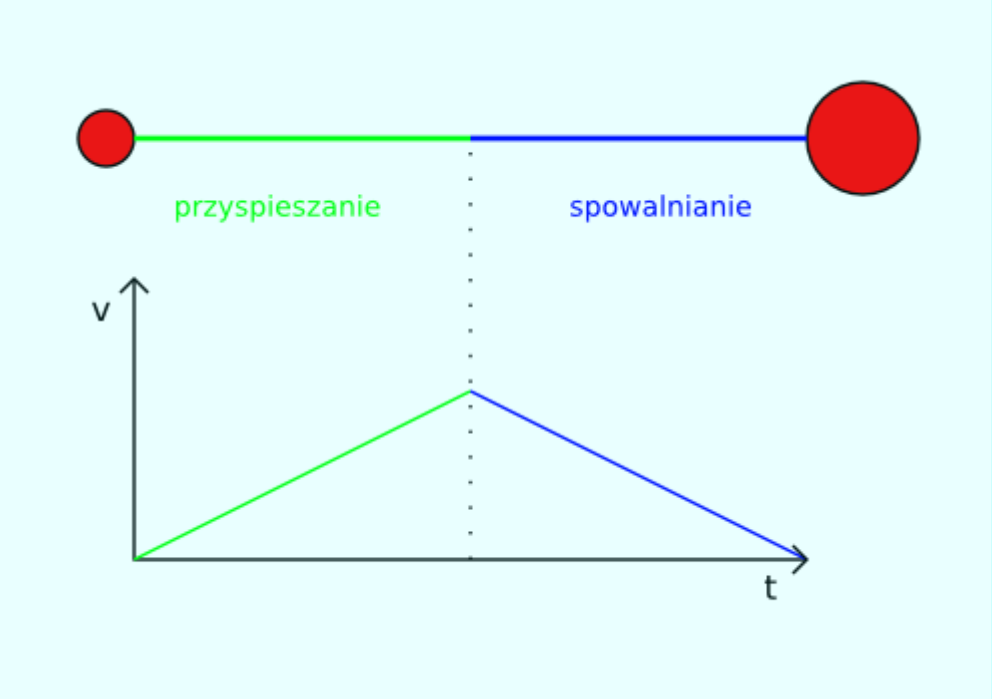
prędkość jako % prędkości światła	współczynnik dylatacji	różnica w upływie czasu w %
,0	1	0 %
1	1.00005	0.005 %
10	1,005	0.5 %
50	1,15	15 %
70	1,40	40 %
90	2,29	129 %
95	3,20	220 %
99	7,08	608 %
99,998	158,11	15711 %
100	inf.	inf.



© Wikipedia

Uproszczony przykład liczbowy

Oblicz dylatację czasu w najszybszym punkcie statku przyspieszającego do połowy odległości między Ziemią a Neptunem ze stałym przyspieszeniem – przyspieszeniem ziemskim = 9.81 m/s^2, a od drugiej połowy zwalniającym z tym samym przyspieszeniem.



Uproszczony przykład liczbowy

$$s = 30\,au = 30 \cdot 149.6 \cdot 10^9 \frac{m}{s}$$

$$a = 9.81 \frac{m}{s^2}$$

$$\left(\frac{1}{2}\right) \cdot s = \frac{a \cdot t^2}{2} \rightarrow t = \sqrt{\frac{s}{a}}$$

$$t = 676381\,s \approx 8\,dni$$

$$v = a \cdot t$$

$$v = 6635305.6 \frac{m}{s} \approx 7\,tys \frac{km}{s}$$

$$v = c \cdot 2.21\,\%$$

$$\gamma = \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} = 1.0002447$$

$$d = \left(1 - \frac{1}{\gamma}\right) \cdot 100\,\% \approx 0.024\,\%$$

W punkcie o najwyższej prędkości, na każde 10 000 sekund na Ziemi, w statku minie 9 998 s

Dylatacja grawitacyjna

$$\gamma = \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{2GM}{c^2 r}}}$$

M – masa Ziemi = 5.97*10^24 kg
r – odległość ciała od środka masy = 6.4*10^6
G - stała grawitacji Newtona = 6.67x10^(-11) m3/(kg s^2),
c - prędkość światła w próżni = 3x10^8 m/s

$$\gamma = 1.000000000069131789$$
$$d = 0.000000069131789\,\%$$

Prawa autorskie

Copyright © 2008 Szymon Ender
Copyright © 2000-2006 Martin Schweiger PhD.
Copyright © Windlepoons
Copyright © Wikipedia

Autorem większości tekstu jest Szymon Ender, choć niektóre fragmenty, a także pomysły zostały zaczerpnięte z Wikipedii oraz z podręcznika symulatora lotów kosmicznych Orbiter, tworzonego przez dr Martin'a Schweiger'a. Dr jest również autorem schematu zmiany kształtu orbity. Trójwymiarowe grafiki zostały stworzone przez Windlepoons'a. Częściowo z powodu implikacji licencji grafik stworzonych przez wymienionych dwóch innych autorów, nie możesz używać grafik tych autorów oraz moich, aby zarabiać pieniądze. Zgodnie z licencją Wikipedii, możesz natomiast użyć w tym celu grafik oznaczonych jako pochodzące z Wikipedii.
Wiedza zawarta w tej prelekcji (prezentacja + notatki) jest oczywiście do wykorzystania w dowolny sposób, bez żadnych ograniczeń.
W praktyce, jeśli chcesz kopiować naszą pracę w celu osiągnięcia przychodów, to zmień przynajmniej grafikę.