

Dionysis Konstantinou · Corina Toma



Lot w kosmos



WPROWADZENIE

Wyobraź sobie, że ludzie mogą podróżować pomiędzy planetami. Dlaczego w kosmosie podróżuje się po okręgu zamiast po prostej? Zanim wyruszymy w naszą podróż, musimy się zastanowić, jaka jest prędkość obrotowa Ziemi, wymagana prędkość statku kosmicznego, optymalny pęd podczas wynoszenia statku kosmicznego (w przeciwnym razie nawet nie zauważymy, jak miniemy planetę, która jest naszym celem). Na koniec musimy zapoznać się z wydajnością paliwa podczas podróży (przecież w kosmosie nie ma stacji benzynowych). Lekcja „Lot w kosmos” ma na celu zapoznanie uczniów z tym, w jaki sposób statek kosmiczny osiąga orbitę kołową wokół planety oraz w jaki sposób przemieszcza się pomiędzy planetami po orbicie transferowej Hohmanna. Lekcja jest zalecana dla uczniów w wieku od 12 do 19 lat. Przedmioty: fizyka, matematyka, informatyka i biologia.

MATERIAŁY

Potrzebne materiały: komputer Intel Dual Core z 2 GB RAM, kartą graficzną z przyspieszeniem 3D, system operacyjny Windows, Mac OS X lub Linux, rozdzielczość monitora: min. 1024 x 768, zainstalowane oprogramowanie: Oracle Java JRE 1.6, model licencji: LGPL, dostęp do Internetu.

Na potrzeby prezentowanej lekcji opracowaliśmy dwie aplikacje w języku Java: „Orbitowanie i prędkość ucieczki” oraz „Podróże w Układzie Słonecznym” www.science-on-stage.de.

ZAKRES PROGRAMOWY

Uczniowie zweryfikują prawo powszechnego ciążenia Newtona, wielkości służące do opisu ruchu kołowego, prawa Keplera oraz energię potencjalną i kinetyczną w polu grawitacyjnym.

Ruch kołowy wokół planety i prędkość ucieczki pod wpływem przyciągania planety

Uczniowie powinni zapoznać się z wielkościami fizycznymi służącymi do charakterystyki ruchu kołowego satelity wokół planety lub ruchu orbitalnego planety. Szczególną uwagę należy zwrócić na prędkość po orbicie kołowej wokół planety oraz prędkość ucieczki, niezbędną w celu wyrwania się z pola grawitacyjnego planety. Równania obu prędkości można znaleźć w programie „Orbitowanie i prędkość ucieczki”. Uzyskane wartości można zweryfikować za pomocą programu „Podróże w Układzie Słonecznym”.

Aplikacja „Orbitowanie i prędkość ucieczki” została opracowana na bazie tak zwanego „Modelu góry Newtona”. Izaak Newton opracował następujący eksperyment myślowy: jeżeli wejdziemy na najwyższą górę na Ziemi i stamtąd wypuścimy z odpowiednią prędkością pocisk w kierunku poziomym, to gdyby atmosfera ziemiska nie istniała, pocisk stałby się sztucznym satelitą poruszającym się wokół Ziemi po orbicie kołowej.

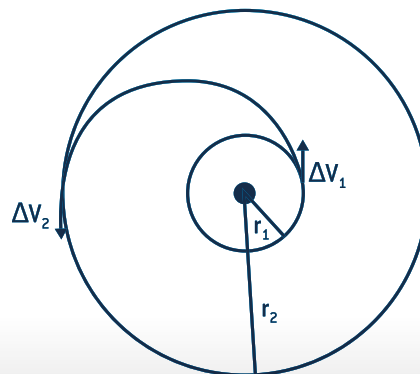
Podróżowanie pomiędzy planetami po orbicie transferowej Hohmanna

Dzięki aplikacji „Podróże w Układzie Słonecznym” uczniowie mają za zadanie podjąć decyzję i wybrać planety, pomiędzy którymi chcieliby podróżować. Aby zobaczyć elipsę transferową pomiędzy wybranymi planetami, należy kliknąć przycisk „HOHMANN”. Elipsa zmienia położenie wraz z rotacją planety w punkcie początkowym. Należy poczekać na odpowiedni moment, kiedy położenia planet będą umożliwiały podróż pomiędzy nimi. Aplikacja pokazuje statek kosmiczny przemieszczający się pomiędzy planetami oraz oblicza czas potrzebny na dotarcie do celu.

Manewr transferowy Hohmanna można wykonać, uruchamiając na krótko silniki manewrowe wyłącznie w punkcie początkowym i punkcie końcowym podróży. W ruchu po elipsie poziom zużycia paliwa jest minimalny, ponieważ w tym punkcie występują najmniejsze zmiany energii kinetycznej.

W celu przemieszczenia się z orbity o promieniu r_1 na drugą orbitę o promieniu r_2 można wykorzystać trajektorię eliptyczną o osi wielkiej $= r_1 + r_2$, zwaną orbitą transferową Hohmanna. ①.

① Trajektorja orbity Hohmanna



Statek musi dwa razy zmienić prędkość, pierwszy raz w punkcie początkowym trajektorii eliptycznej i po raz drugi w punkcie końcowym trajektorii eliptycznej. W tym celu można wykorzystać tak zwany impuls prędkości Δv . Zmiana prędkości stanowi miarę „pracy” potrzebnej w celu zmiany trajektorii podczas wykonywania manewru orbitalnego.

Przyjęto, że statek kosmiczny porusza się po wewnętrznej orbicie kołowej o promieniu r_1 z prędkością v_1 oraz po końcowej orbicie kołowej o promieniu r_2 z prędkością v_2 . Siła grawitacji odpowiada sile odśrodkowej:

$$\frac{GMm}{r^2} = \frac{mv^2}{r},$$

gdzie M oznacza masę Słońca, m oznacza masę statku kosmicznego, a G oznacza stałą grawitacji. Prędkość v_1 oraz prędkość v_2 można wyrazić za pomocą następujących równań:

$$v_1 = \sqrt{\frac{GM}{r_1}} \quad \text{i} \quad v_2 = \sqrt{\frac{GM}{r_2}}.$$

Manewr transferowy składa się z impulsu prędkości Δv_1 , który powoduje wejście statku kosmicznego na eliptyczną orbitę transferową, oraz kolejnego impulsu prędkości Δv_2 , który powoduje wejście statku na orbitę kołową o promieniu r_2 i prędkości v_2 . Całkowita energia statku kosmicznego stanowi sumę energii potencjalnej i kinetycznej. Wartość ta jest równa połowie energii potencjalnej na pociosi wielkiej a:

$$\frac{mv^2}{2} - \frac{GMm}{r} = \frac{GMm}{2a}, \quad \text{gdzie } a = \frac{r_1 + r_2}{2}.$$

Po rozwiązaniu powyższego równania można uzyskać prędkość w punkcie początkowym trajektorii eliptycznej (peryhelium) v'_1 oraz prędkość w punkcie końcowym trajektorii eliptycznej (aphelium) v'_2 :

$$v'_1 = \sqrt{GM \left(\frac{2}{r_1} - \frac{2}{r_1 + r_2} \right)} = v_1 \sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}}$$

$$\text{i} \quad v'_2 = \sqrt{GM \left(\frac{2}{r_2} - \frac{2}{r_1 + r_2} \right)} = v_2 \sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}}.$$

W takim przypadku zmiana prędkości wynosi:

$$\Delta v_1 = v'_1 - v_1 = v_1 \left(\sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}} - 1 \right)$$

$$\text{i} \quad \Delta v_2 = v_2 - v'_2 = v_2 \left(1 - \sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} \right).$$

Ważne informacje

- Jeżeli $\Delta v_1 > 0$, statek kosmiczny przyspiesza. Jeżeli $\Delta v_1 < 0$, statek kosmiczny zwalnia.
- Na podstawie trzeciego prawa Keplera można obliczyć **czas przejścia** z perihelium do aphelium:

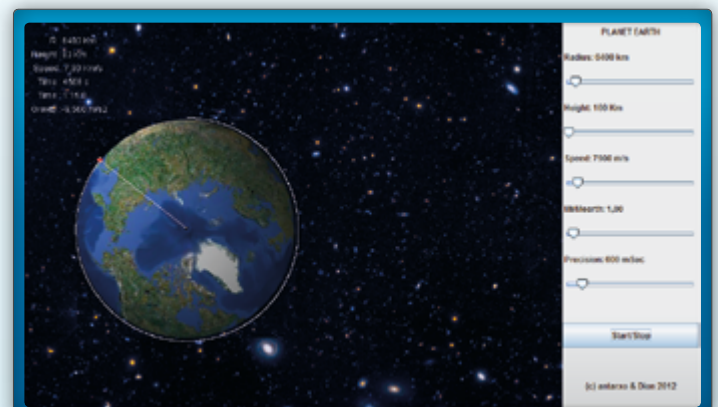
$$t = \pi \sqrt{\frac{(r_1 + r_2)^3}{8GM}}.$$

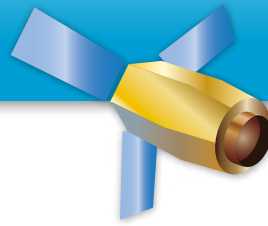
Oczekiwanie na odpowiedni moment

Kluczowe znaczenie ma konfiguracja obu planet na orbitach. Planeta docelowa i statek kosmiczny muszą znaleźć się na swoich orbitach wokół Słońca w tym samym punkcie i czasie. Z tego względu powstała koncepcja okna startowego.

Zadania dla uczniów w programie „Orbitowanie i prędkość ucieczki”

Jak znaleźć pierwszą i drugą prędkość kosmiczną. Uczniowie mogą ustalić prędkość kołową wokół Ziemi (pierwsza prędkość kosmiczna) i prędkość ucieczki (druga prędkość kosmiczna), korzystając z opcji „Earth”. W ten sposób mogą zobaczyć, co się dzieje, gdy prędkość początkowa jest większa lub mniejsza niż pierwsza prędkość kosmiczna.





Jak zdefiniować oba równania, korzystając z aplikacji.

Korzystając z podstawowej metody eksperymentalnej, uczniowie mogą wyprowadzić równania opisujące prędkość kołową i prędkość ucieczki satelity krążącego wokół ciała niebieskiego. W ten sposób zapoznają się bliżej z prawem powszechnego ciężenia Newtona. Na poziomie podstawowym, podczas zbierania i przetwarzania danych w aplikacji, uczniowie mogą wyprowadzić poszczególne równania w postaci proporcjonalności. Bardziej zaawansowane podejście umożliwi określenie współczynnika takiej proporcjonalności oraz przejście do postaci równania.

Dzięki opcji „Green Planet” (co druga poprawka, z wyjątkiem $M_i/M_{\text{Earth}} = 1$ i promień = 6400 km, gdzie M_i oznacza masę planety w przeliczeniu na masę Ziemi) uczniowie mogą wyprowadzić równanie prędkości po trajektorii kołowej. W tym celu należy wybrać wartość promienia planety i wprowadzić wartość prędkości kołowej po orbicie dla różnych wartości masy planety. Po wyciągnięciu wniosków dotyczących zależności pomiędzy prędkością kołową a masą planety, uzyskane wyniki można wykorzystać w celu wprowadzenia proporcjonalności pomiędzy poszczególnymi wielkościami. Takie same działania należy powtórzyć dla stałej wartości masy planety oraz zmiennych wartości R (promień + wysokość), dzięki czemu uczniowie mogą uzyskać drugą proporcjonalność.

Proces wyprowadzania równania prędkości kołowej wokół planety można uznać za zakończony, gdy uczniowie przekształcą proporcjonalność do postaci równania. W pierwszej kolejności należy połączyć obie proporcjonalności w jedną zależność. Następnie należy sporządzić wykres $v_2 = f(M_i/R)$ [gdzie wartość M_i jest wyrażona w kg, $M_{\text{Earth}} = 6 \cdot 10^{24}$ kg]. Z nachylenia wykresu można uzyskać współczynnik, który umożliwi uczniom wyprowadzenie równania.

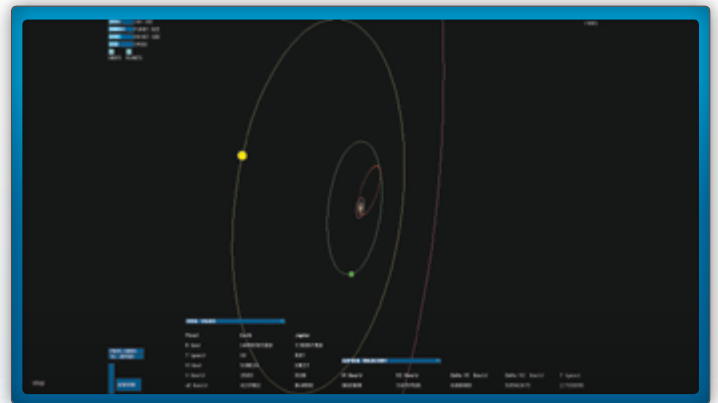
Stosując taką samą procedurę jak w poprzednim zadaniu, uczniowie mogą wyprowadzić równanie opisujące prędkość ucieczki v_{escape} .

Zadania dla uczniów w programie „Podróże w Układzie Słonecznym”

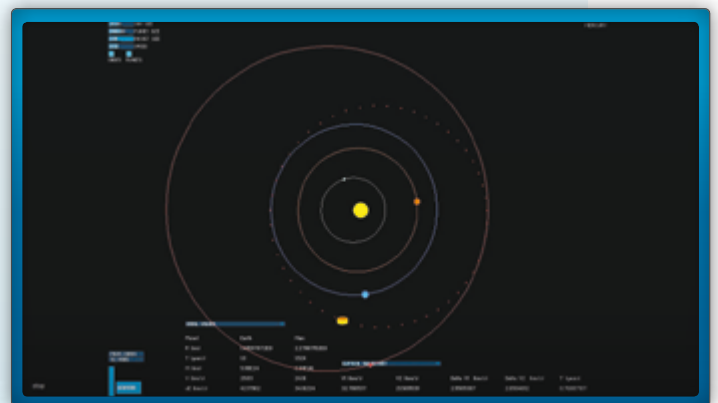
W programie uczniowie mogą wybrać dwie planety, dla których będą wykonywać obliczenia. Następnie mogą odczytać wartości prędkości początkowych każdej planety oraz prędkości po trajektorii Hohmanna i zweryfikować je za pomocą równania wyprowadzonego w pierwszej aplikacji.

Aby zmienić kąt orbity, należy użyć przycisku SHIFT, natomiast aby przybliżyć lub oddalić widok, należy użyć kółka myszy.

Eliptyczna trajektoria Hohmanna (linia przerywana) pokazuje ruch rotacyjny od planety początkowej, z której wystartował statek kosmiczny. Należy kliknąć przycisk



HOHMANN i poczekać do zatrzymania elipsy. W tym momencie statek kosmiczny rozpoczyna swoją podróż ze względu na korzystną konfigurację planet.



Analiza prędkości orbitalnych i okresów orbitalnych dla różnych planet

Uczniowie mogą wyciągnąć wniosek, że prędkość planety maleje, natomiast okres orbitalny rośnie wraz z rosnącym promieniem orbitalnym. Następnie można sporządzić wykres prędkości planety i zmiany okresu orbitalnego wraz z rosnącym promieniem orbitalnym r : $v = f(r)$ i $T = f(r)$.

Porównanie różnych niezbędnych impulsów prędkości Δv

Uczniowie mogą wybrać orbitę transferową Hohmanna z Ziemi do Wenus lub Merkurego. Następnie uczniowie mogą stwierdzić, że $\Delta v_i < 0$. Podczas podróży pomiędzy dwoma planetami, dalej od Słońca, można zaobserwować, że $\Delta v_i > 0$. Uczniowie mogą wywnioskować, że podczas podróży z mniejszej orbity na większą statek kosmiczny musi przyspieszyć i vice versa: Podczas podróży z większej orbity na mniejszą statek kosmiczny musi zwolnić. Zużycie paliwa jest identyczne w obu sytuacjach.

Porównanie impulsu prędkości Δv i prędkości ucieczki v_e

W przypadku gdy uczniowie wprowadzą do tabeli wartości Δv dla każdej podróży oraz prędkość ucieczki v_e dla każdej planety, będą mogli zaobserwować, że w niektórych przypadkach różnica pomiędzy tymi wartościami jest niewielka. Przykładowo, nie można przemieścić się z Ziemi na Uran po orbicie Hohmanna, dlatego trzeba poszukać innych rozwiązań.

Szkodliwy wpływ na organizm astronauty

Korzystając z aplikacji, uczniowie mają za zadanie porównać czas przejścia t dla różnych wariantów podróży. Uczniowie mogą stwierdzić, że czas podróży jest znacznie dłuższy przy uwzględnieniu odpowiedniego „okna startowego”. W takim przypadku należy rozważyć wpływ długiej podróży w kosmosie i oddziaływanie mikrogravitacji na organizm astronauty (np. osłabienie kości i obciążenie mięśnia sercowego), w warunkach promieniowania rentgenowskiego i gamma (uszkodzenia komórek) oraz w warunkach przyspieszenia wzdłużnego (nadmierne stężenie krwi w głowie lub stopach astronauty). Uczniowie powinni zbadać wpływ podróży kosmicznych na organizm człowieka i przygotować plakaty dotyczące tej tematyki.

WNIOSKI

Podczas wykonywania symulacji uczniowie mogą wzbogacić i porównać swoją wiedzę na temat Układu Słonecznego i podróży kosmicznych. Dzięki temu mogą poszerzyć swoje horyzonty i zyskać świadomość różnych problemów związanych z podróżami w kosmosie. Jak już wskazano, ta lekcja została opracowana jako lekcja interdyscyplinarna, obejmująca zagadnienia nie tylko z fizyki i informatyki, lecz również z biologii i matematyki.

Aby wykorzystać takie interdyscyplinarne podejście, uczniowie mogą wyrazić chęć zapoznania się z zakłóceniami występującymi podczas podróży kosmicznych: np. wpływem innych ciał, wpływem ciągu powietrza oraz wpływem promieniowania słonecznego. Uczniowie mogą wypróbować inne manewry orbitalne, np. wspomaganie grawitacyjne i efekt Obertha.

