



Auxiliar #6 - Movimiento Planetario

FI2001-1 - Verano - 26 de diciembre del 2017

Profesor: Claudio Romero - Auxiliar: Esteban Rodríguez¹ - Ayudante: Miguel Sepúlveda

Departamento de Física, Facultad de Ciencias Físicas y Matemáticas, Universidad de Chile

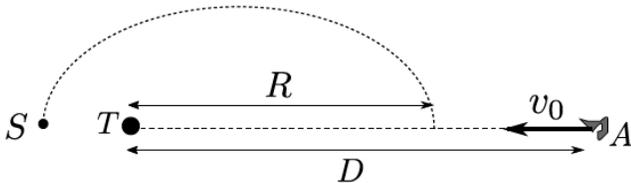
P1. Se detecta un asteroide A que a una distancia D de la Tierra se mueve con rapidez v_0 directo hacia ella. Se cuenta con un satélite S que en ese mismo instante se ubica justo al otro lado de la Tierra. Se planea dar al satélite una órbita elíptica de tal manera que intercepte perpendicularmente la trayectoria del asteroide chocando con él. Note que v_0 es la rapidez del asteroide tan sólo en $t = 0$. Un objetivo del problema es determinar la excentricidad de la órbita elíptica requerida.

(a) Si el asteroide tiene energía total nula, determine la distancia del asteroide a la Tierra en función del tiempo ($t = 0$ en la condición de la figura).

(b) Determine la distancia R de intercepción suponiendo conocida la excentricidad e de la órbita elíptica del satélite.

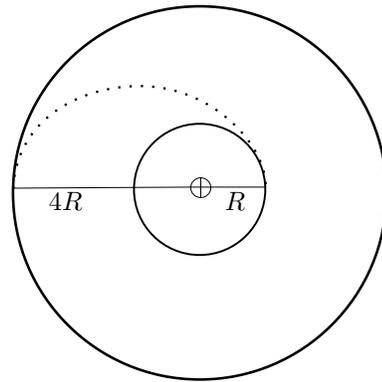
Indicación: exprese el semieje mayor de la órbita elíptica en función de R y la excentricidad e . Utilice la tercera ley de Kepler para determinar el tiempo que el satélite tarda en interceptar el asteroide.

(c) Si en $t = 0$ el satélite S se encontraba a una distancia $D/5$ de la Tierra, escriba una ecuación algebraica que permita calcular e (No la resuelva).



P2. Un satélite se encuentra en una órbita circular en torno a la tierra de radio R . Con el fin de cambiar el radio de la orbita del satélite a un radio $4R$, este usa sus propulsores para pasar a una órbita elíptica de radio mínimo R y radio máximo $4R$ como en la figura, para luego usar sus propulsores una vez mas y quedarse en la órbita circular de mayor radio. Encuentre la energía total usada por los propulsores durante todo este pro-

ceso (Asumiendo que solo son usados en los instantes de cambio de órbita).



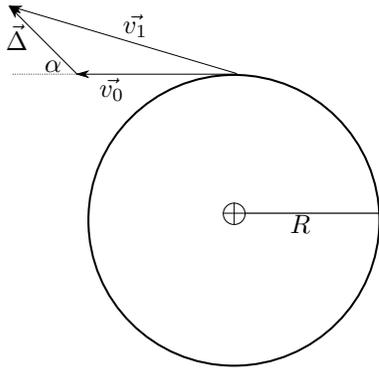
P3. Un satélite de masa m gira en torno a la Tierra en una trayectoria circunferencial de radio R . En $t = 0$, sus cohetes hacen que la velocidad del satélite cambie a $\vec{v}_1 = \vec{v}_0 + \vec{\Delta}$, donde \vec{v}_0 es la velocidad pre-impulso y $\vec{\Delta}$ es el cambio de velocidad debido al impulso de los cohetes. Considere que $\vec{\Delta}$ forma un ángulo α con \vec{v}_0 como muestra la figura.

(a) ¿Qué valor tiene la energía mecánica total del satélite justo antes del impulso, en función de R ?

(b) ¿Y después de este, pero en función de Δ , α y R ?

(c) En base a lo anterior determine la magnitud mínima del impulso con el cual el satélite logra escapar de la atracción terrestre, indicando también el ángulo necesario para minimizar este impulso (No es lo mismo dar un impulso directamente hacia el planeta que lejos de este).

¹esteban.rodriguez.m@ing.uchile.cl



efecto gravitatorio de los planetas sobre la nave.

- (a) Determine la velocidad de lanzamiento
- (b) Determine la distancia mínima a la que pasará la nave a la estrella, así como la mayor fuerza central que experimentará la tripulación.

P4. Credito: Auxiliar 12 sección5, semestre 2017-1

En un futuro lejano, se busca enviar una nave no motorizada de masa m desde el planeta X hasta el planeta Y . Lamentablemente, no se puede lanzar la nave de manera recta dadas las condiciones astronómicas (Ver figura), las cuales permiten solo una velocidad de lanzamiento, que pasa a una distancia d de la estrella Alpha Romerus de masa M . Debido a la complejidad del problema, la NASA se contacta con usted para que determine las características adecuadas del lanzamiento. **Indicación:** Asuma que los planetas son tan lejanos a la estrella que, para efectos de medición de ángulos, la estrella se situa en el vértice recto de la figura (d se vuelve despreciable). Además, desprecie el

