

Prueba Teórica Grupal

1) Suponga que el verdadero mediodía solar en La Paz ($16^{\circ}32' \text{ S}$, $68^{\circ}8' \text{ O}$) el primer día de invierno en el hemisferio norte. Consulta, cuando sea necesario, el mapa al final de la prueba. Considere las siguientes ciudades:

- Brasília ($15^{\circ}46' \text{ S}$, $47^{\circ}55' \text{ W}$)
- Montevideo ($34^{\circ}53' \text{ S}$, $56^{\circ}10' \text{ W}$)
- Ciudad de México ($19^{\circ}20' \text{ N}$, $98^{\circ}11' \text{ W}$)
- Santiago ($33^{\circ}26' \text{ S}$, $70^{\circ}39' \text{ W}$)
- Asuncion ($25^{\circ}30' \text{ S}$, $57^{\circ}27' \text{ W}$)
- Bogotá ($4^{\circ}36' \text{ N}$, $74^{\circ}08' \text{ W}$)

a) ¿Cuál es la hora solar verdadera en cada ciudad en ese instante?

b) ¿Qué hora marcan los relojes?

2) Hoy en día conocemos más de 250 estrellas que tienen planetas¹. Los métodos indirectos, como el método de tránsito, son, con mucho, los medios más eficientes para detectar y caracterizar planetas extrasolares. El método de tránsito se puede utilizar para detectar planetas cuando la estrella, el planeta y el observador están alineados. Lo que hacemos es observar la curva de luz de la estrella y, con eso, inferir alguna información sobre los planetas y sus órbitas.

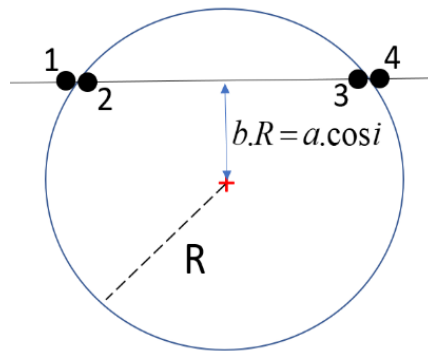


Figura 1. Geometría del Tránsito

Suponiendo que la órbita del planeta es circular, la geometría del tránsito se puede describir de manera sencilla mediante la figura 1 al lado. donde b está el parámetro de impacto (adimensional), es decir, la proyección de la distancia más corta desde el centro del planeta hasta el ecuador de la estrella, R es el radio de la estrella, a es el radio orbital, i es la inclinación de la órbita con respecto a nuestra línea de visión.

La duración total del tránsito d se expresa por:

$$d \approx \frac{PR}{\pi a} \sqrt{\left(1 + \frac{r}{R}\right)^2 - \left(\frac{a}{R} \cos i\right)^2} \quad (1)$$

donde r es el radio del planeta y P es el período orbital. Además, la duración de entrada/salida t puede ser determinada por la fórmula:

$$t \approx d \frac{r}{R} \sqrt{1 - b^2} \quad (2)$$

¹Según los datos actuales, sabemos de más de 5000 estrellas que tienen exoplanetas.

El planeta que rodea a la estrella HD 209458 fue uno de los primeros planetas extrasolares detectados por el método fotométrico. Las observaciones de esta estrella, utilizando un pequeño telescopio de 14", conducen a la siguiente curva de luz:

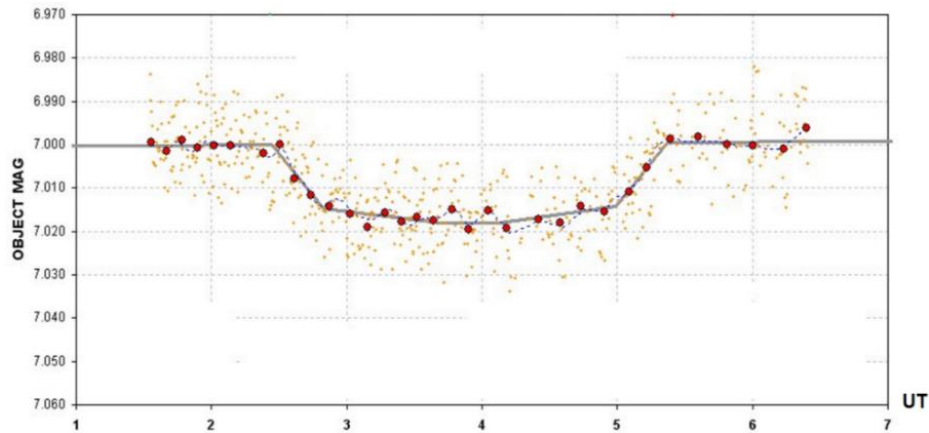


Figura 2. Curva de luz de HD 209458

Los círculos rojos son las medianas de los puntos amarillos, correspondientes a las observaciones de la magnitud de la estrella. El Tiempo Universal, (UT), medido en horas.

La línea continua en la figura representa un intento, a mano, de hacer la curva que comprende la mediana de los datos. Supongamos que, utilizando otro método, hemos encontrado el radio y la masa de la estrella con valores respectivamente iguales a: $R = 0.91 R_{\odot}$ y $M = 0.92 M_{\odot}$. Considere que la masa del planeta es mucho menor que la masa de la estrella. Cuando sea necesario, consulte la tabla de constantes. De los datos presentados:

- Estimar la duración total del tránsito.
- Estimar la hora de entrada o salida.
- Determine la profundidad de la curva de luz.
- ¿Cuál es el radio del planeta?
- ¿Cuál es el valor, en ua, del radio orbital a ?
- ¿Cuál es el valor de la pendiente i ?
- ¿Cuál es el período orbital del planeta extrasolar?

3) La siguiente tabla presenta algunos datos de un hipotético sistema planetario, donde la masa de los planetas está dada en masas terrestres ($M_{\oplus}$).

Nº	Planeta	Semieje mayor (ua)	Período orbital (ano)	Massa ($M_{\oplus}$)
1	A	1,1	1,63	0,165
2	B	1,9	3,70	0,815
3	C	3,5	9,26	1,500
4	D	6,7	24,53	0,207
5	E	25,9	185,33	419,00
6	F	51,5	522,67	95,20
7	G	102,7	1471,87	14,50

- Encuentra una fórmula empírica, como la fórmula de Titius-Bode, para describir los ejes semi-mayores de este sistema planetario.
- Estime el semieje mayor y el período orbital del planeta que falta.
- Estime la masa de la estrella central de este sistema.

4) En la década de 1680, el inglés Isaac Newton (1642-1727) propuso explicar la Teoría de la Gravitación Universal que, si se lanza con un cañón colocado horizontalmente en la cima de una montaña muy alta (para evitar el rozamiento con la atmósfera terrestre), a una velocidad adecuada (ver **Figura 1**), un cuerpo giraría para siempre alrededor de la Tierra de la misma manera que lo hace la Luna. Se lanzó la idea de los satélites artificiales. Los satélites se lanzan al espacio por medio de cohetes, que se elevan verticalmente y, gradualmente, se maniobran para adquirir una orientación horizontal, como la del cañón de la **Figura 1**. Los soviéticos fueron los primeros en lograr esta hazaña, poniendo el Sputnik en órbita terrestre el 4 de octubre de 1957.

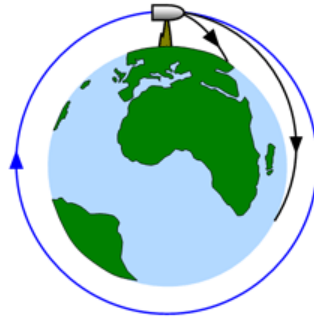


Figura 1

El Programa Espacial Brasileño desarrolla su Vehículo de Lanzamiento de Satélites (VLS), a través del Instituto de Aeronáutica y del Espacio (IAE), ubicado en la ciudad de São José dos Campos, SP. Para colocar un satélite en una órbita a 750 km de la superficie terrestre, es necesario alcanzar una velocidad de 27 000 km/h, velocidad paralela a la superficie terrestre. En lugar de la cima de la montaña, el VLS se lanza desde el Centro de Lanzamiento de Alcántara (CLA), ubicado en la costa del noreste de Brasil a una latitud de 2°S, ver **Figura 2**.

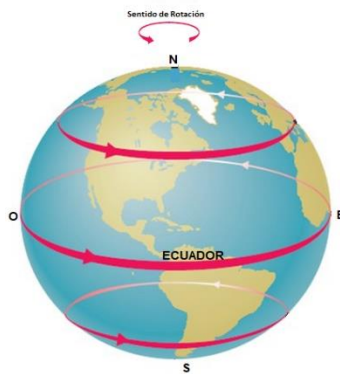


Figura 2

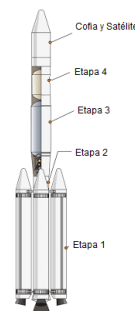


Figura 3

Para alcanzar una velocidad de 27.000 km/h, el VLS utiliza una gran cantidad de combustible (llamado propulsor) que se distribuye en siete motores, distribuidos en cuatro etapas. La primera etapa está compuesta por cuatro motores. Están fijados lateralmente con relación al cuerpo central compuesto por la segunda, tercera y cuarta etapa y el satélite, que va encima del cohete, protegido por un carenado llamado capota. Los motores son sucesivamente quemados y desechados en el mar tras el consumo del propulsor. Como el lanzamiento se produce verticalmente, se suceden una serie de eventos hasta que el satélite se pone en órbita.

La fuerza motriz para levantar el VLS del suelo, denominada empuje, que se genera al quemar el propulsor de los cuatro motores de primera etapa, debe ser mayor que el Peso. En general, el 80% del combustible se consume para vencer la gravedad y acelerar el cohete. El otro 20% se consume para vencer la fuerza de arrastre que, predominantemente, resulta de la fricción del cohete con el aire atmosférico.

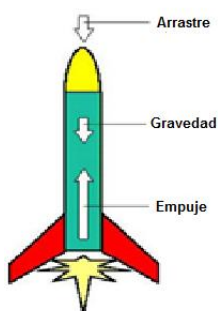
La siguiente tabla presenta algunos eventos relacionados con el vuelo del VLS, para colocar un satélite de 86 kg en órbita terrestre. Cuando se encienden, los cuatro motores VLS de primera etapa proporcionan 1 000 000 N de empuje. El encendido de la segunda etapa ocurre 15 segundos antes del final de las cuatro hélices de la primera etapa, mientras que el encendido de la tercera etapa solo puede realizarse después del consumo de todo el combustible del motor de la segunda etapa. Como por encima de los 100 km de altitud existe el vacío del espacio, la capota que protege al satélite de la fricción atmosférica puede ser expulsada, lo que ocurre a los 133 segundos de vuelo. Después de separar la tercera etapa, el conjunto cuarta etapa/satélite se inclina a 52° con respecto a la vertical. Sin embargo, el encendido del motor de cuarta etapa sólo ocurre después de una maniobra (basculación) que tiene como objetivo colocar el conjunto con su eje longitudinal paralelo a la superficie terrestre, similar al cañón de la **Figura 1**. Los 36 segundos que quema el motor de cuarta etapa son suficientes para alcanzar una velocidad orbital de 7.500 m/s. Una vez que el combustible de la cuarta etapa se quema, se separa del satélite y ambos permanecen en órbita terrestre.

EVENTO	Tiempo [s]	Altitud [km]	Masa [kg]	Velocidad[m/s]
Inicio del vuelo vertical	0.0	0,062	50 000	0
Fin del vuelo vertical	5.0	0,151	47 577	40
Encendido de segunda etapa	53,0	17.9	24 771	1 310
Fin de la quema de la primera etapa	68,0	33.1	20 000	1 765
Separación de la primera etapa	70,0	35.3	14 000	1 780
Fin del disparo de la segunda etapa	124,0	108,7	8 391	2 799
Separación de la segunda etapa/encendido de la tercera etapa	125,0	110,3	6 967	2 793
Eyección de capó (protege el satélite)	133,0	123	6 515	2 924
Fin de la quema de la tercera etapa	193,0	243	2 423	5 168
Separación de la tercera etapa	196,0	251	1 363	5 155
Inicio de la maniobra de vuelco	200,0	263	1 363	5 137
Fin de la maniobra de vuelco	260,0	399	1 363	4 891
Encendido de cuarta etapa	461,1	707	1 134	4 337
Final de disparo de la cuarta etapa	532,1	743	326	7 500
Separación de la cuarta etapa/Puesta en órbita del satélite	532,1	743	86	7 500

Preguntas:

- Considerando que el radio de la Tierra es de 6400 km y sabiendo que la Tierra completa una rotación alrededor de su propio eje en 24 horas, determine la velocidad tangencial del VLS, en km/h, cuando está posicionado verticalmente en su lanzamiento almohadilla, a punto de lanzar. En sus cálculos, suponga que el CLA (Centro de lanzamiento de Alcántara) está ubicado exactamente en el ecuador terrestre (ver **Figura 2**) y eso $\pi=3$.
- Sabiendo que para colocar un satélite en órbita a una altitud de 743 km se requiere una altitud de 27 000 km/h, ¿lanzarías el VLS en dirección Oeste →Este o Este →Oeste (ver **Figura 2**)? Justifica tu respuesta.
- Utilizando la Segunda Ley de Newton y suponiendo que la aceleración debida a la gravedad al nivel del mar es de 10 m/s^2 , estimar la aceleración del VLS en el momento de encendido de los cuatro propulsores de la primera etapa.
- Suponiendo que el propulsor de segunda etapa VLS consume 120 kg de propelente cada segundo, estime la masa propulsora de los 4 propulsores de primera etapa.

e) La tabla muestra que entre el inicio y el final de la maniobra de vuelco se produce una disminución de la velocidad de la cuarta etapa/conjunto Satélite. ¿Cómo se explica esta disminución de la velocidad?



Zona horaria civil

