Satélites y órbitas

Test de 10 preguntas y flashcards de este tema en **farmeandopau.com** ›

Última revisión: 1 de noviembre de 2026.

Escanea y haz el test del tema

LA IDEA EN 30 SEGUNDOS

Un satélite en órbita circular está en **caída libre permanente**: la gravedad hace de fuerza centrípeta, $G\frac{Mm}{r^2} = m\frac{v^2}{r}$, y de ahí salen la **velocidad orbital** $v = \sqrt{GM/r}$, el **periodo** $T = 2\pi\sqrt{r^3/GM}$ y la **energía en órbita** $E_m = -\frac{GMm}{2r}$. Con un balance de energía se calcula lo que cuesta **ponerlo en órbita**, **cambiarlo de órbita** o **hacerlo escapar**. Es el tema que más cae de toda la Física: sale en **59 de las 68 convocatorias** ordinarias y extraordinarias de 2025 y 2026, en las **17 comunidades**, casi siempre en el primer problema y muchas veces con un satélite real (Galileo, Starlink, SpainSat, ISS).

1 Por qué un satélite no se cae: la gravedad hace de fuerza centrípeta

Un satélite está cayendo hacia la Tierra todo el tiempo, pero avanza tan deprisa en horizontal que la superficie se curva por debajo de él al mismo ritmo y nunca llega al suelo. En una órbita circular la **única fuerza** que actúa es la gravitatoria: apunta al centro del planeta y hace de **fuerza centrípeta**.

- **Condición de órbita circular:** $\vec{F}_g = m\,\vec{a}_c$, es decir, $G\frac{Mm}{r^2} = m\frac{v^2}{r}$. De esta ecuación sale casi todo el tema: velocidad, periodo, velocidad angular y energía cinética.
- **r se mide desde el centro del planeta:** $r = R + h$. Si te dan la altura h, súmale el radio. En Extremadura 2026 los criterios oficiales lo castigan: «si no se tiene en cuenta la altura sobre la superficie terrestre, la calificación es 0» (apartado de la velocidad orbital).
- **La fuerza es perpendicular a la velocidad**, así que no hace trabajo ($W = F\,d\cos 90^\circ = 0$): el módulo de la velocidad no cambia (movimiento circular uniforme) y la energía mecánica se conserva. Mantener un satélite en órbita circular **no cuesta energía** mientras no haya rozamiento.
- **La masa del satélite se simplifica:** v, T, ω y la aceleración no dependen de m. Las energías sí: son proporcionales a m.
- **La aceleración del satélite es el campo gravitatorio a esa distancia:** $a_c = \frac{v^2}{r} = \frac{GM}{r^2} = g(r)$. Cómo se calcula g a una altura lo ves en el Tema 3.
- **El plano de la órbita contiene el centro del planeta.** La fuerza apunta siempre al centro; si el satélite girase en un círculo paralelo al ecuador pero por encima de él, la gravedad tendría una componente fuera de ese plano y lo sacaría de él.

¿UNA ÓRBITA PARALELA AL ECUADOR? (CASTILLA Y LEÓN 2026, EXTRAORDINARIA, C.1; 1 PUNTO)

¿Puede un satélite describir una órbita circular alrededor de un planeta en un plano paralelo al ecuatorial? Razone y justifique la respuesta.

Respuesta modelo

Solo si ese plano es el propio plano ecuatorial. La única fuerza sobre el satélite es la gravitatoria, que es **central**: apunta siempre al centro del planeta. Para que haya movimiento circular, esa fuerza tiene que apuntar al centro de la circunferencia que describe el satélite y estar contenida en su plano. Si la circunferencia estuviese en un plano paralelo al ecuador pero desplazado (por encima o por debajo), su centro no sería el del planeta: la fuerza tendría una componente perpendicular a ese plano que sacaría al satélite de él. Por tanto, cualquier órbita (circular o elíptica) está en un plano que **pasa por el centro del planeta**; de los planos paralelos al ecuatorial, solo vale el ecuatorial (es el caso de los geoestacionarios).

Por qué puntúa. Sin la palabra «central» (o «la fuerza apunta al centro del planeta») la respuesta se queda coja. Un dibujo con la fuerza y su componente fuera del plano ayuda.

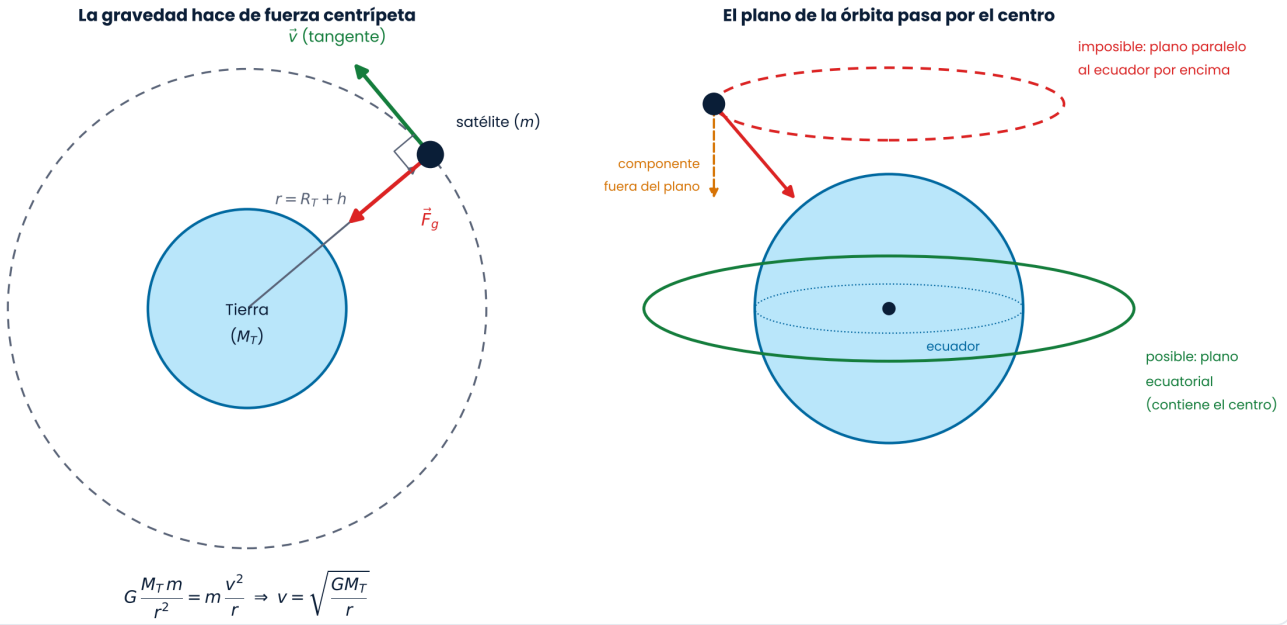
¿HACE FALTA TRABAJO PARA MANTENERLO EN ÓRBITA? (PAÍS VASCO 2025, EXTRAORDINARIA, A1, APARTADO 1; 0,75 PUNTOS)

Explica detalladamente si se requiere realizar trabajo para mantener el satélite en su órbita, y justifica tu respuesta usando principios físicos como la conservación de la energía y el movimiento en un campo gravitatorio.

Respuesta modelo

No. En una órbita circular la fuerza gravitatoria es radial y la velocidad es tangente: son perpendiculares en todo momento, así que el trabajo de la gravedad es nulo, $dW = \vec{F} \cdot d\vec{r} = 0$. Además, la distancia al centro no cambia, luego la energía potencial $E_p = -GMm/r$ es constante, y por el teorema de las fuerzas vivas la energía cinética tampoco cambia: el satélite mantiene su velocidad sin motores. La energía mecánica se conserva porque la gravedad es conservativa y no hay otras fuerzas. Solo haría falta trabajo (motores) para compensar el rozamiento con restos de atmósfera o para cambiar de órbita.

Por qué puntúa. El enunciado pide justificarlo con la conservación de la energía, y la solución oficial lo apoya en que la fuerza es perpendicular al desplazamiento: di las dos cosas (fuerza perpendicular a la velocidad y energía mecánica constante).



Órbita circular. A la izquierda, la fuerza gravitatoria (hacia el centro) es perpendicular a la velocidad (tangente) y hace de fuerza centrípeta. A la derecha, solo son posibles las órbitas cuyo plano pasa por el centro de la Tierra.

2 Velocidad orbital, periodo y velocidad angular

Casi todos los problemas empiezan igual: con la condición de órbita circular sacas la velocidad, y con la velocidad, el periodo. Aprende la deducción entera, porque en muchas comunidades vale más que el número.

- **Cuanto más lejos, más despacio y más tarda:** $v \propto r^{-1/2}$ y $T \propto r^{3/2}$. Si el radio se multiplica por 4, la velocidad se divide entre 2 y el periodo se multiplica por 8.
- $T^2 = \dfrac{4\pi^2}{GM} r^3$ **es la tercera ley de Kepler** para órbitas circulares: la ves con detalle (y con órbitas elípticas) en el Tema 6. En Cantabria, si piden deducir el periodo, «No será válido el planteamiento de la 3ª ley de Kepler sin aportar explicaciones adicionales» (criterios de junio de 2026).
- **Si no te dan G ni M, sino g_0 y R:** en la superficie $g_0 = GM/R^2$, así que $GM = g_0 R^2$ y $v = R\sqrt{\dfrac{g_0}{r}}$. Lo han pedido la Comunitat Valenciana y el País Vasco; Castilla y León da $g_0 = 9{,}80\ \mathrm{m/s^2}$ en su tabla de constantes.
- **Vueltas al día:** número de vueltas $= \dfrac{t}{T}$ con los dos tiempos en segundos (1 día $= 86\,400$ s). La ISS, a unos 400 km, da unas 15,6 vueltas al día (la ESA dice «roughly 16»).
- **Masa del astro central:** si conoces r y T de un satélite, $M = \dfrac{4\pi^2 r^3}{G T^2}$. Así se «pesan» la Tierra, la Luna, Júpiter o el Sol.
- **Unidades:** r en metros y T en segundos. Los errores más repetidos son no pasar los km a m y no sumar la altura.

Fuerzas

sobre el satélite solo actúa la gravedad, $F_g = G\dfrac{Mm}{r^2}$, dirigida al centro.

↓

Segunda ley de Newton en la dirección centrípeta

$G\dfrac{Mm}{r^2} = m\dfrac{v^2}{r}$.

↓

Velocidad orbital

se simplifica m y una r: $v = \sqrt{\dfrac{GM}{r}}$.

↓

Periodo

en un movimiento circular uniforme $v = \dfrac{2\pi r}{T}$, luego $T = \dfrac{2\pi r}{v} = 2\pi\sqrt{\dfrac{r^3}{GM}}$.

↓

Velocidad angular

$\omega = \dfrac{v}{r} = \dfrac{2\pi}{T} = \sqrt{\dfrac{GM}{r^3}}$.

Órbita (altura sobre la superficie)	v (km/s)	Periodo T	Vueltas al día
ISS, unos 400 km	7,67	92,4 min	15,6
Límite de la órbita baja, 2000 km	6,90	127 min	11,3
GPS, unos 20 200 km	3,87	11,97 h	2,00
Galileo, 23 222 km	3,67	14,07 h	1,71
Geoestacionaria, 35 786 km sobre el ecuador	3,07	23 h 56 min	1,00 (gira con la Tierra)

Calculado con $GM_T = 3{,}986 \cdot 10^{14}\ \mathrm{m^3/s^2}$ y $R_T = 6371$ km (NASA, Earth Fact Sheet); para la geoestacionaria, $r = 42\,164$ km. Alturas: ESA (Galileo y geoestacionaria), gps.gov (GPS). El GPS da dos vueltas cada día sidéreo; la geoestacionaria, una.

COCIENTE DE VELOCIDADES SIN G NI M (MURCIA 2026, ORDINARIA, BLOQUE 1, A; 1 PUNTO)

Los satélites de observación terrestre Sentinel operan en órbitas bajas a una altura h1 = 700 km sobre la superficie terrestre. Los satélites de navegación GPS orbitan a una altura mucho mayor, h2 = 22000 km, para garantizar cobertura global. Ambos describen órbitas circulares alrededor de la Tierra. a) Calcule el cociente v1/v2 entre la velocidad orbital de un satélite Sentinel y la de un satélite GPS. Dato: radio terrestre = 6400 km.

Respuesta modelo

Para cada satélite, $G\frac{M_T m}{r^2} = m\frac{v^2}{r} \Rightarrow v = \sqrt{\frac{GM_T}{r}}$. Al dividir, GM_T se va: $\frac{v_1}{v_2} = \sqrt{\frac{r_2}{r_1}}$. Con $r_1 = 6400 + 700 = 7100$ km y $r_2 = 6400 + 22\,000 = 28\,400$ km: $\frac{v_1}{v_2} = \sqrt{\frac{28\,400}{7100}} = \sqrt{4} = 2$. El Sentinel, más bajo, va **el doble de rápido** que el GPS.

Por qué puntúa. En los cocientes las unidades se cancelan: puedes dejar los radios en km. Lo que no puedes hacer es usar las alturas en lugar de los radios (saldría 5,6).

¿Hay que deducir la fórmula? Depende de tu comunidad

Andalucía (orientaciones 2026-27): «Expresiones que siempre se deben deducir antes de su aplicación: Velocidad orbital, velocidad de escape, energía mecánica en la órbita circular, tercera ley de Kepler, periodo orbital…». **Comunitat Valenciana**: «0,6 deducir razonadamente la expresión para la velocidad orbital y 0,4 calcularla numéricamente» (2026). **Cataluña**: la deducción vale 0,75 de 1,25 cuando el enunciado la pide. **Cantabria, Castilla-La Mancha, Canarias, Murcia, Madrid y País Vasco** la piden a menudo de forma expresa. **Extremadura**, en cambio, «aceptamos la expresión de la velocidad orbital sin demostrar» (criterios de 2026), y **La Rioja** dice en su guía que «no se pedirán demostraciones» (guía 2025-26; pendiente de confirmar para 2027). **Galicia** no puntúa deducciones que no se piden. Regla práctica: si el enunciado dice «deduzca» o «demuestre», parte de $F_g = m\,v^2/r$ y llega a la fórmula paso a paso; si no lo dice, escribe al menos esa igualdad.

3 La energía de un satélite en órbita circular

Un satélite en órbita tiene energía cinética (se mueve) y potencial gravitatoria (está en el campo de la Tierra). En una órbita circular las tres energías están ligadas por relaciones muy sencillas que caen en todas las comunidades.

- **La energía mecánica es negativa:** el satélite está **ligado** al planeta (órbita cerrada). Para alejarlo hasta el infinito habría que darle una energía igual a $|E_m|$. Cataluña pide en sus orientaciones 2027 «El tipus d'òrbita segons l'energia mecànica sigui positiva, negativa o nul·la» [el tipo de órbita según la

energía mecánica sea positiva, negativa o nula]: $E_m < 0$, órbita cerrada (circular o elíptica); $E_m = 0$, parábola (escapa justo); $E_m > 0$, hipérbola (escapa con velocidad de sobra).

- **Al aumentar el radio de la órbita: E_c disminuye** (va más despacio), **E_p aumenta** (se hace menos negativa) y **E_m aumenta** (también se hace menos negativa). Subir de órbita cuesta energía aunque al final el satélite vaya más lento.
- **Todo es proporcional a m:** dos satélites en la misma órbita tienen la misma v y el mismo T, pero el doble de masa tiene el doble de energía (de cualquiera de los tres tipos).
- **Solo vale para órbitas circulares.** En una órbita elíptica la energía mecánica es $E_m = -\dfrac{GMm}{2a}$, con a el semieje mayor, y la velocidad cambia a lo largo de la órbita (Tema 6). Galicia lo dice claro en los criterios de 2026: «NON é válido usar a expresión de velocidade orbital circular» [no es válido usar la expresión de la velocidad orbital circular] en una órbita elíptica.

Energía potencial (origen en el infinito, Tema 4): $E_p = -\dfrac{GMm}{r}$.

↓

Energía cinética

de la condición de órbita, $mv^2 = \dfrac{GMm}{r}$, luego $E_c = \frac{1}{2}mv^2 = \dfrac{GMm}{2r}$.

↓

Energía mecánica

$E_m = E_c + E_p = \dfrac{GMm}{2r} - \dfrac{GMm}{r} = -\dfrac{GMm}{2r}$.

↓

Relaciones que hay que saber

$E_m = \dfrac{E_p}{2} = -E_c$ y $E_p = -2E_c$.

VERDADERO O FALSO RAZONADO (ANDALUCÍA 2026, EXTRAORDINARIA, BLOQUE A, A2; 1 PUNTO)

Discuta razonadamente la veracidad de las siguientes afirmaciones. Al aumentar el radio de la órbita de un satélite que gira alrededor de la Tierra: i) (0,5 puntos) aumenta su energía cinética; ii) (0,5 puntos) aumenta su energía mecánica.

Respuesta modelo

Primero se deduce (Andalucía lo exige): $G\dfrac{M_T m}{r^2} = m\dfrac{v^2}{r} \Rightarrow E_c = \frac{1}{2}mv^2 = \dfrac{GM_T m}{2r}$ y $E_m = E_c + E_p = \dfrac{GM_T m}{2r} - \dfrac{GM_T m}{r} = -\dfrac{GM_T m}{2r}$. **i) Falso:** E_c es inversamente proporcional a r; si r aumenta, E_c disminuye (el satélite va más despacio). **ii) Verdadero:** E_m es negativa e inversamente proporcional a r; al aumentar r se hace menos negativa, es decir, aumenta. Por eso hay que darle energía al satélite para subirlo de órbita.

Por qué puntúa. Decir «aumenta» de una magnitud negativa confunde a muchos: compara números (por ejemplo, -4 J frente a -2 J) si dudas.

COCIENTE DE ENERGÍAS (MURCIA 2026, ORDINARIA, BLOQUE 1, B; 1 PUNTO)

(i) Deduzca razonadamente la expresión de la energía mecánica E de un satélite de masa m que orbita en una trayectoria circular de radio r alrededor de la Tierra. (ii) Utilice dicha expresión para hallar el cociente E1/E2 entre la energía mecánica de un Sentinel y la de un GPS.

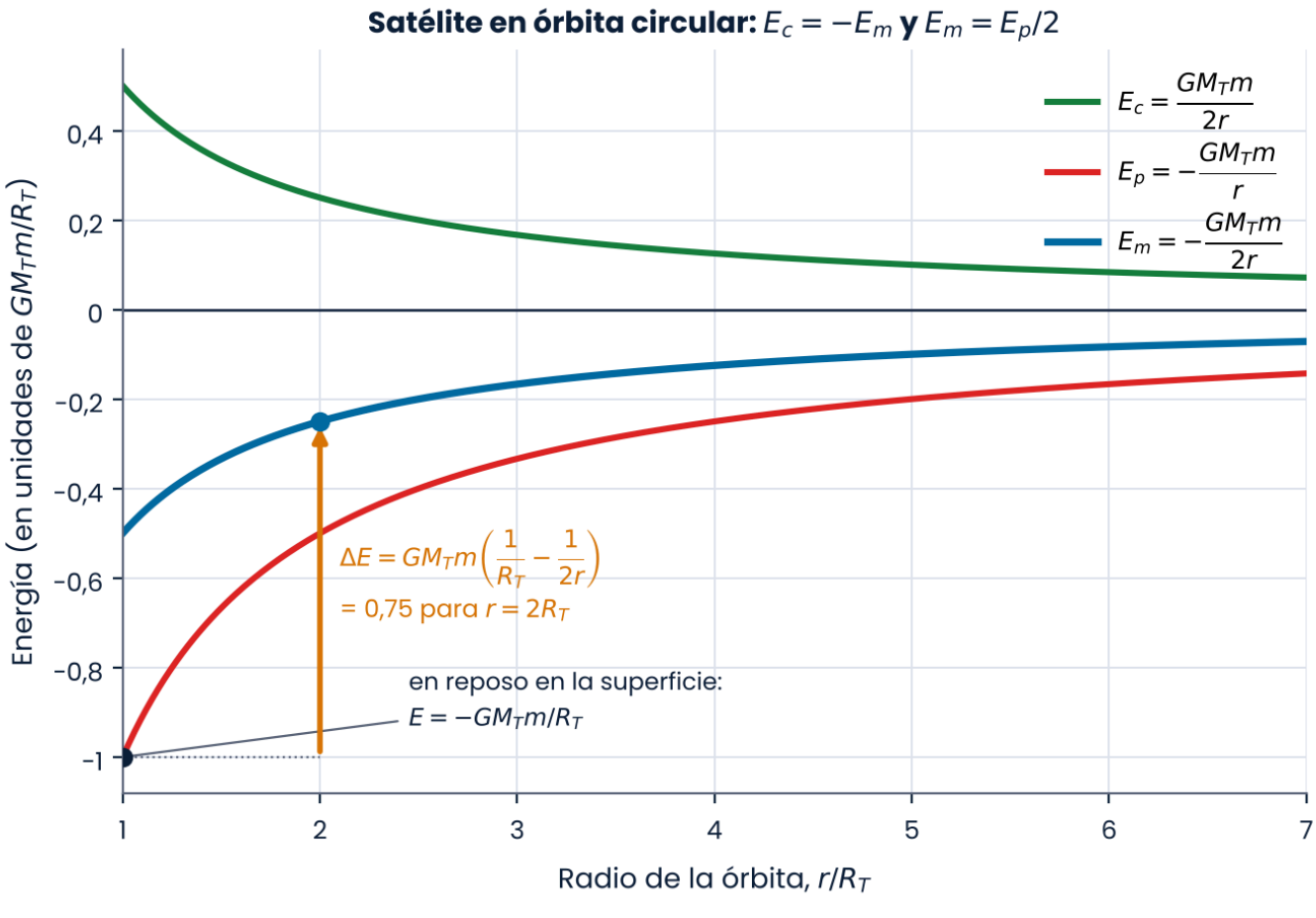
Respuesta modelo

(i) Es la deducción de arriba: $E = -\dfrac{GM_T m}{2r}$. (ii) Si los dos satélites tienen la misma masa (el enunciado no da las masas, así que hay que suponerlo y decirlo): $\dfrac{E_1}{E_2} = \dfrac{r_2}{r_1} = \dfrac{28\,400}{7100} = 4$. El Sentinel, más cerca, tiene una energía mecánica **cuatro veces más negativa**: está más ligado a la Tierra.

Por qué puntúa. Escribe la hipótesis «misma masa»: con masas distintas el cociente sería $4\,m_1/m_2$.

Lo que más se confunde (Canarias lo dice por escrito)

El acta de la subcomisión de Canarias de octubre de 2026 recoge los fallos de junio: confundir **la energía para llevar un cuerpo de la superficie a la órbita**, **la energía en la órbita** y **el cambio de energía entre órbitas**; usar $E = E_p/2$ fuera de una órbita circular (por ejemplo, en la superficie); y olvidar el signo menos de la energía potencial. Antes de calcular, escribe qué energía te piden con una frase.



Energías en órbita circular. En unidades de GM_Tm/R_T: la cinética (verde) es positiva, la potencial (roja) negativa y la mecánica (azul) es la mitad de la potencial. La flecha naranja es la energía para poner el satélite en una órbita de radio $2R_T$ partiendo del reposo en la superficie.

4 Poner un satélite en órbita: energía y velocidad de lanzamiento

Para llevar un satélite desde el suelo hasta su órbita hay que subirlo (aumentar su energía potencial) y además darle la velocidad orbital (energía cinética). Se resuelve con un balance de energía entre dos estados, sin preocuparse del camino.

- **No confundas tres números:** el aumento de energía potencial, $\Delta E_p = GMm\left(\frac{1}{R} - \frac{1}{r}\right)$ (solo subirlo); la energía en la órbita, $E_m = -\frac{GMm}{2r}$ (un número negativo); y la energía para ponerlo en órbita, $\Delta E = \Delta E_p + E_c$ (positiva). Cataluña 2026 pidió el primero y el segundo; Canarias, Galicia o Castilla y León, el tercero.
- **En órbita baja casi todo es energía cinética.** Para cada kilo puesto a 400 km hacen falta unos $3{,}31 \cdot 10^7$ J, de los que el 89 % es energía cinética; en la geoestacionaria hacen falta $5{,}78 \cdot 10^7$ J por kilo y el 92 % es potencial (tabla de abajo).
- **La rotación de la Tierra ayuda, pero en la PAU se desprecia.** Un punto del ecuador ya se mueve a unos 465 m/s hacia el este; por eso los cohetes se lanzan hacia el este y, si se puede, cerca del ecuador. La solución oficial de Galicia 2025 no la tiene en cuenta. Madrid aclara algo distinto: «en la energía total de un satélite o planeta en una órbita no se incluye la energía asociada a la rotación alrededor de su eje» (directrices de la Comisión, 2025-26; pendiente de confirmar para 2027).
- **El lanzamiento no es vertical ni de golpe:** un cohete real quema combustible durante minutos y gira hasta ir en horizontal. El balance de energía no depende del camino porque la gravedad es conservativa; por eso vale aunque el enunciado no diga cómo se lanza.
- **Lo mismo en otros astros:** el módulo lunar Eagle despegando hacia la órbita del Columbia (Comunitat Valenciana 2025) o el módulo HLS de Artemis (Murcia 2026) son el mismo balance con la masa y el radio de la Luna.

Estado A, en reposo en la superficie

$E_A = -\frac{GMm}{R}$ (sin energía cinética; los exámenes desprecian la rotación de la Tierra).

↓

Estado B, en la órbita circular de radio r

$E_B = -\frac{GMm}{2r}$.

↓

Energía que hay que comunicar (trabajo de los motores, sin rozamiento): $\Delta E = E_B - E_A = GMm\left(\frac{1}{R} - \frac{1}{2r}\right)$.

↓

Velocidad de lanzamiento (si toda esa energía se da de golpe en el suelo como cinética): $\frac{1}{2}mv_0^2 - \frac{GMm}{R} = -\frac{GMm}{2r} \Rightarrow v_0 = \sqrt{2GM\left(\frac{1}{R} - \frac{1}{2r}\right)}$.

Por cada kilogramo	Órbita baja (400 km)	Geoestacionaria (r = 42 164 km)
$\Delta E_p = GM\left(\frac{1}{R} - \frac{1}{r}\right)$	$3{,}70 \cdot 10^6$ J	$5{,}31 \cdot 10^7$ J
E_c en órbita $= \frac{GM}{2r}$	$2{,}94 \cdot 10^7$ J	$4{,}73 \cdot 10^6$ J

Por cada kilogramo	Órbita baja (400 km)	Geoestacionaria (r = 42 164 km)
Energía para ponerlo en órbita	$3{,}31 \cdot 10^7$ J	$5{,}78 \cdot 10^7$ J
Velocidad de lanzamiento v_0	8,14 km/s	10,76 km/s

Con $GM_T = 3{,}986 \cdot 10^{14}\ \mathrm{m^3/s^2}$ y $R_T = 6371$ km, sin rotación terrestre ni rozamiento. Ojo: llegar a la geoestacionaria cuesta 1,7 veces más energía que a la órbita baja, aunque allí el satélite vaya más despacio.

DEDUCIR LA VELOCIDAD DE LANZAMIENTO (CANARIAS 2026, EXTRAORDINARIA, PREGUNTA 2, A2; 1 PUNTO)

Deduzca la expresión de la velocidad con la que hay que lanzar un satélite desde la superficie de la Tierra para ponerlo en órbita circular alrededor de la misma.

Respuesta modelo

1) Velocidad en la órbita. En la órbita de radio r la gravedad es la fuerza centrípeta: $G\frac{M_T m}{r^2} = m\frac{v^2}{r} \Rightarrow v^2 = \frac{GM_T}{r}$, así que $E_B = \frac{1}{2}mv^2 - \frac{GM_T m}{r} = -\frac{GM_T m}{2r}$. **2) Conservación de la energía** entre el lanzamiento (superficie, velocidad v_0) y la órbita, suponiendo que solo actúa la gravedad (sin rozamiento y sin rotación terrestre): $\frac{1}{2}mv_0^2 - \frac{GM_T m}{R_T} = -\frac{GM_T m}{2r}$. **3) Despeje:**

$$v_0 = \sqrt{2GM_T\left(\frac{1}{R_T} - \frac{1}{2r}\right)}$$

con $r = R_T + h$. No depende de la masa del satélite.

Por qué puntúa. La matriz de Canarias recoge literalmente «Deduce la velocidad de lanzamiento de un cuerpo desde la superficie de un planeta para lograr la satelización del cuerpo». Di las hipótesis (sin rozamiento, Tierra sin rotación).

La frase que vale puntos

«Como la gravedad es conservativa y despreciamos el rozamiento, la energía que hay que comunicar es la diferencia entre la energía mecánica en la órbita y la energía en la superficie: $\Delta E = E_{\text{órbita}} - E_{\text{superficie}}$». Escríbela antes de la fórmula.

5 Cambiar de órbita, escapar desde la órbita y órbitas que decaen

Una vez en órbita, el satélite puede subir, bajar o escapar. Todo se resuelve con la energía mecánica en órbita, $E_m = -GMm/2r$, y con la idea de que escapar es llegar al infinito con energía mecánica nula.

- **Cambio de órbita (de r_1 a r_2):** $\Delta E = E_2 - E_1 = \frac{GMm}{2}\left(\frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_2}\right)$. Para subir ($r_2 > r_1$) hay que **dar** energía; para bajar, **quitarla** (frenar). Si el radio se duplica, $\Delta E = \frac{GMm}{4r_1}$ (Canarias 2026).
- **Paradoja del cambio de órbita:** al subir, el satélite gana energía mecánica pero acaba **más lento** ($v \propto r^{-1/2}$). En la realidad se hace con dos impulsos y una órbita elíptica de transferencia; en la PAU basta el balance de energía entre las dos órbitas circulares.
- **Escapar desde la órbita:** el satélite tiene que llegar al infinito con $E_m \geq 0$. La energía mínima que hay que darle es $\Delta E = 0 - \left(-\frac{GMm}{2r}\right) = \frac{GMm}{2r}$, que coincide con su energía cinética en la órbita. La

velocidad que necesita es $v_{esc} = \sqrt{\frac{2GM}{r}} = \sqrt{2}\, v_{orb}$, y el **incremento** sobre la que ya lleva es $(\sqrt{2} - 1)\, v_{orb}$. La deducción de la velocidad de escape está en el Tema 4.

- **Lee bien qué te piden al escapar:** ¿la velocidad que debe tener o la que hay que **añadirle**? Galicia 2025 dio las dos; Castilla-La Mancha 2026 aceptó la de escape desde la superficie y desde la órbita. Si dudas, calcula las dos y di cuál es cuál. Extremadura 2026: «si se calcula la energía desde la superficie terrestre en lugar de hacerlo desde la órbita la calificación máxima de este apartado es del 50%».
- **Órbitas que decaen:** en la órbita baja quedan restos de atmósfera. El rozamiento quita energía mecánica, así que r disminuye; pero entonces $E_c = -E_m$ **aumenta**: el satélite cae en espiral **cada vez más rápido**. Por cada julio que se pierde, la energía cinética gana un julio y la potencial pierde dos.
- **Deorbitación y basura espacial:** al final de su vida, los satélites de órbita baja se bajan para que reentren y ardan en la atmósfera (la regla clásica era hacerlo en menos de 25 años; desde noviembre de 2023 la ESA exige a sus nuevas misiones dejar la órbita baja en menos de cinco) y los geoestacionarios se suben a una «órbita cementerio» al menos 300 km por encima (pautas de EE. UU. que recoge la NOAA). Aragón 2026 y Cataluña 2025 pusieron problemas de basura espacial.

UN SATÉLITE QUE PIERDE ENERGÍA EN CADA VUELTA (LA RIOJA 2025, EXTRAORDINARIA, PROBLEMA 1.2; 2 PUNTOS)

En un cierto instante, un satélite artificial de 500 kg de masa gira alrededor de la Tierra en órbita circular de 500 km sobre la superficie de la Tierra. Si la energía total del satélite disminuye a razón de 7200 J por vuelta, ¿cuántas vueltas habrá completado cuando su altura se haya reducido a 400 km?. Suponer que el satélite pasa por trayectorias solamente circulares. Datos: Constante de gravitación universal G = 6,67 × 10^{-11} N m² kg^{-2}; masa de la Tierra MT ≈ 6 × 10^{24} kg; radio de la Tierra RT ≈ 6400 km.

Respuesta modelo

Energía en cada órbita circular: $E = -\frac{GM_T m}{2r}$, con $r_1 = 6900$ km y $r_2 = 6800$ km.

$$E_1 = -\frac{6{,}67 \cdot 10^{-11} \cdot 6 \cdot 10^{24} \cdot 500}{2 \cdot 6{,}9 \cdot 10^{6}} = -1{,}450 \cdot 10^{10}\ \text{J}; \quad E_2 = -1{,}471 \cdot 10^{10}\ \text{J}$$

Energía perdida: $|\Delta E| = \frac{GM_T m}{2}\left(\frac{1}{r_2} - \frac{1}{r_1}\right) = 2{,}132 \cdot 10^{8}$ J. Vueltas: $n = \frac{2{,}132 \cdot 10^{8}}{7200} = 29\,616$ vueltas.

Mientras tanto la velocidad sube de 7,62 km/s a 7,67 km/s: el rozamiento lo frena… y acaba yendo más rápido.

Por qué puntúa. Arrastra las cifras: con E_1 y E_2 redondeados a tres cifras saldría $2{,}0 \cdot 10^{8}$ J y unas 27 800 vueltas, un 6 % menos.

6 Satélites geoestacionarios

Un satélite geoestacionario parece quieto en el cielo: se puede apuntar a él con una antena fija. Para eso tiene que girar a la vez que la Tierra, en el mismo sentido y sobre el ecuador. Andalucía lo cita expresamente en sus orientaciones: los problemas de órbitas versarán «sobre las características del movimiento orbital, incluyendo la órbita geoestacionaria».

- **Tres condiciones:** órbita **circular**, en el **plano del ecuador** y con **periodo igual al de rotación de la Tierra**, en el mismo sentido (de oeste a este).
- **El periodo es el día sidéreo,** 23 h 56 min 4 s según la ESA (86 164 s), no las 24 h del día solar. En la PAU casi siempre se usa $T = 24$ h y se acepta: la diferencia en el radio es del 0,2 %.
- **Radio y altura:** de $T^2 = \dfrac{4\pi^2}{GM} r^3$, $r = \sqrt[3]{\dfrac{GM\,T^2}{4\pi^2}}$. Con el día sidéreo sale $r = 42\,164$ km; como está sobre el ecuador, se resta el radio ecuatorial (6378 km): $h = 35\,786$ km, el valor que da la ESA. Con $T = 24$ h y los datos típicos de examen sale $r \approx 4{,}22 \cdot 10^7$ m y $h \approx 3{,}59 \cdot 10^7$ m.
- **Velocidad orbital y angular:** $v = 2\pi r/T = 3{,}07$ km/s y $\omega = 2\pi/T = 7{,}29 \cdot 10^{-5}$ rad/s, la misma velocidad angular que la Tierra (la velocidad lineal no es la misma: el satélite está mucho más lejos del eje).
- **Solo hay una altura posible** para cada planeta: no se puede poner un geoestacionario «más bajo» para ahorrar energía. Por eso la órbita geoestacionaria es un recurso limitado y se reparten las posiciones.
- **Geosíncrona no es lo mismo:** una órbita geosíncrona tiene el periodo de un día sidéreo pero puede estar inclinada; solo la que está sobre el ecuador es geoestacionaria. En otros planetas se habla de órbita **síncrona**: en Castilla-La Mancha 2025 (órbita síncrona de Saturno, rotación de 10 h 34 min) usar 24 h se trató como «error leve».
- **Para qué sirven:** televisión (los satélites Astra, Castilla y León 2026), meteorología (Meteosat, Asturias 2025) y comunicaciones seguras como los **SpainSat NG** de la empresa española Hisdesat (Galicia 2025, Navarra 2025 y 2026).

Datos escondidos en el enunciado

«Geoestacionario» quiere decir T = 1 día y órbita ecuatorial, aunque no te den el periodo: es un dato que tienes que sacar tú. Si el enunciado da la altura (35 786 km, como Galicia 2025), úsala tal cual; si da $T = 24$ h (País Vasco 2026), calcula el radio. Asturias 2025 dio para el Meteosat una altura de «35.8 km» y su solución usó 35,8 km: con 35 800 km sale el periodo de un día, como debe ser.

7 Tipos de órbitas y satélites reales

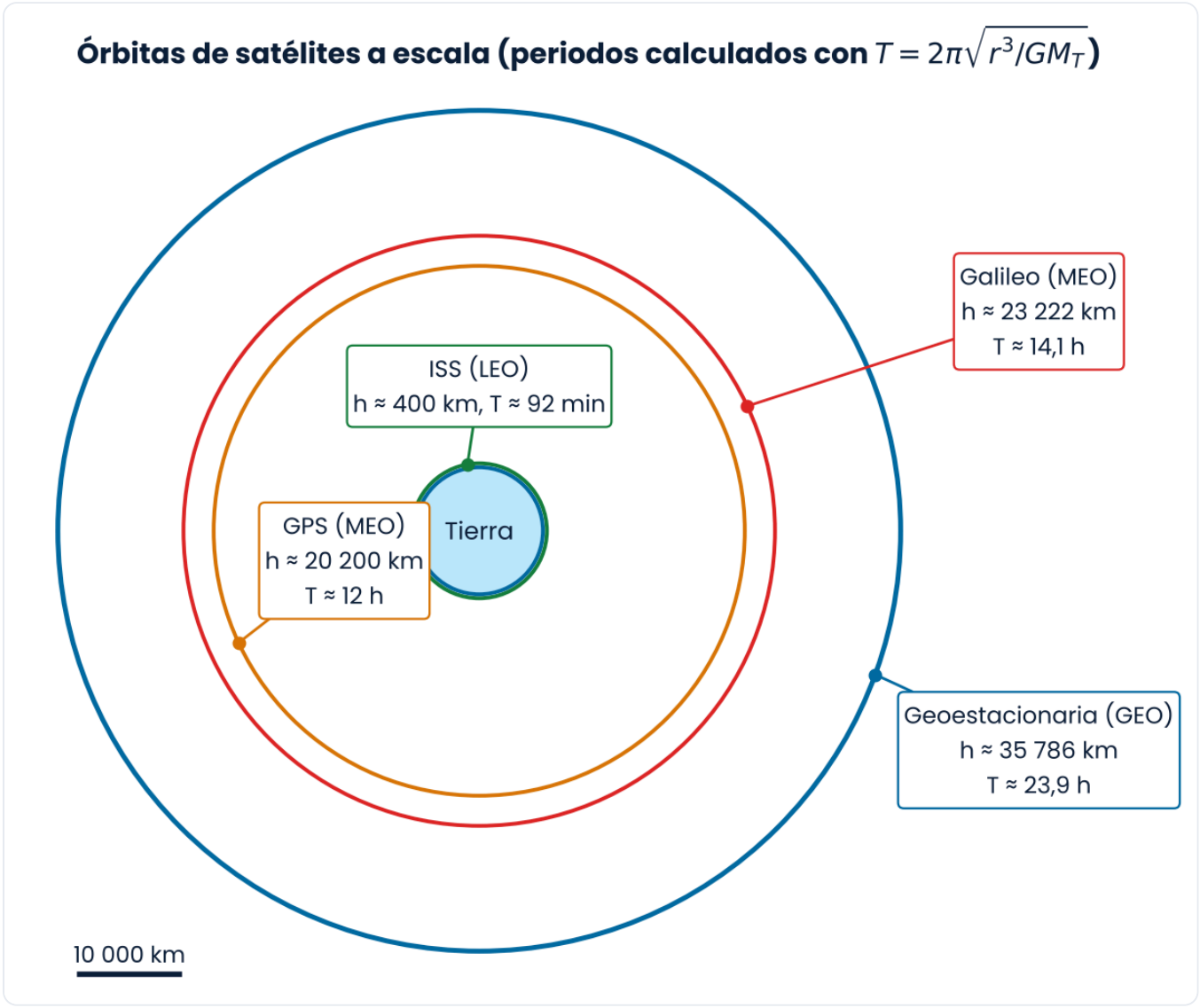
Los problemas de la PAU usan cada vez más satélites reales. Conviene saber de memoria el orden de magnitud de las alturas y los periodos para detectar un resultado absurdo (un satélite a 100 km dando una vuelta en 10 h, o uno geoestacionario a 3000 km).

- **Castilla y León** recoge en su decreto de currículo (Decreto 40/2022) «Satélites artificiales MEO, LEO y GEO», y **Galicia** tiene entre sus prácticas de la PAU 2027 el análisis de datos de satélites de órbita «media, baixa e xeoestacionaria» [media, baja y geoestacionaria].
- **La ISS** da unas 16 vueltas al día (ESA): un astronauta ve unos 16 amaneceres diarios, que es justo lo que preguntó Galicia en 2025.

Tipo	Altura	Periodo	Ejemplos y usos
Órbita baja (LEO)	por debajo de 2000 km (ESA)	unos 90–130 min	ISS (unos 400 km), Starlink, observación de la Tierra, basura espacial
Polar y heliosíncrona (un tipo de LEO)	polar, 200–1000 km; heliosíncrona, 600–800 km (ESA)	unos 100 min	Observación de la Tierra (Copernicus); pasa por cada zona a la misma hora solar

Tipo	Altura	Periodo	Ejemplos y usos
Órbita media (MEO)	entre LEO y GEO	de 2 a 24 h (navegación: 12–14 h)	Navegación: GPS (unos 20 200 km), Galileo (23 222 km, tres planos inclinados 56°)
Geoestacionaria (GEO)	35 786 km sobre el ecuador	1 día sidéreo	Televisión, meteorología (Meteosat), comunicaciones (SpainSat NG)

Alturas: ESA («Types of orbits» y página de Galileo) y gps.gov. Los periodos de LEO y MEO salen de la tercera ley de Kepler con esas alturas.



Órbitas a escala. La órbita baja de la ISS casi toca la Tierra; las de navegación (GPS y Galileo) están a unos 20 000 km y la geoestacionaria a casi seis radios terrestres de la superficie.

8 Ingravidez en órbita

Los astronautas flotan en la ISS, pero allí la gravedad no es cero ni mucho menos. Flotan porque ellos y la nave caen juntos con la misma aceleración.

- **A 400 km la gravedad apenas baja:** $g = \dfrac{GM_T}{r^2} = 8{,}69\ \mathrm{m/s^2}$, el 89 % de su valor en la superficie (9,82 m/s² de media, NASA).
- **Ingravidez = caída libre:** la estación y todo lo que hay dentro tienen la misma aceleración, $g(r)$, dirigida al centro de la Tierra. Nada empuja a nada: la normal sobre el astronauta es cero y una

báscula marcaría cero. Es un **peso aparente nulo**, no un peso nulo.

- **Lo mismo en un avión en vuelo parabólico** o en un ascensor al que se le rompe el cable: durante la caída libre se siente ingravidez aunque la gravedad siga ahí.
- **La gravedad es lo que mantiene la órbita:** sin ella, la ISS seguiría en línea recta (primera ley de Newton) y se alejaría de la Tierra.

CUESTIÓN RAZONADA (EJEMPLO PROPIO)

Un compañero dice que los astronautas flotan en la Estación Espacial Internacional porque allí arriba no hay gravedad. ¿Tiene razón?

Respuesta modelo

No. A unos 400 km de altura el campo gravitatorio vale $g = GM_T/(R_T + h)^2 \approx 8{,}7\ \mathrm{m/s^2}$, casi el 90 % del de la superficie; es precisamente esa fuerza la que hace de fuerza centrípeta y mantiene la estación en órbita. Los astronautas flotan porque están en **caída libre**: la estación y ellos caen hacia la Tierra con la misma aceleración, de modo que el suelo no ejerce ninguna fuerza normal sobre ellos (peso aparente nulo).

Por qué puntúa. Da el número de g: convierte una respuesta de opinión en una justificación física.

9 Qué te piden en tu comunidad

Los satélites caen en las 17 comunidades. Cambia el formato (problema obligatorio, opción a elegir, verdadero o falso) y, sobre todo, cuánto pesa la deducción de las fórmulas. Lo que sigue sale de los exámenes de 2025–2026 y de los documentos oficiales de cada comisión.

Comunidad	Cómo ha caído en 2025–2026	Lo que conviene saber
Andalucía	Bloque A, problema b2 o cuestión a2: radio y velocidad orbital, energía en órbita, escape desde la órbita, V/F sobre la energía	Hay que deducir siempre velocidad orbital, periodo, energía en órbita y velocidad de escape (orientaciones 2026-27); entra la geoestacionaria
Aragón	Pregunta 1: basura espacial (velocidad, energía y lanzamiento, 2026), Venus (2025)	Si piden deducir y das solo la fórmula final: 0,2 de 1 punto (escape, 2026)
Asturias	2025: Meteosat (periodo, velocidad y energía para escapar) y satélite sobre un planeta	La ficha incluye los geoestacionarios; -0,25 por resultado sin unidad
Illes Balears	Órbitas a través de la tercera ley de Kepler con exoplanetas (2025 y 2026)	Formulario fijo en el examen; desde 2027, cuatro bloques de 2,5 puntos
Canarias	Bloque I, casi siempre obligatorio: microsatélite (altura, energías, cambio de órbita, 2026), lanzamiento, $E = E_p/2$	Deducciones literales en la matriz; desde 2027, tres cifras significativas (-0,05 cada error)
Cantabria	Pregunta 1: periodo, velocidad, energías, masa de Marte (2026)	Citar Kepler no vale como deducción; 80 % planteamiento, 20 % resultado
Castilla-La Mancha	Apartado A obligatorio (2 puntos), siempre satélites: Artemis II, eclipse de 2026, órbita síncrona de Saturno	La deducción y el número puntúan por separado; energía de satelización $GMm\left(\frac{1}{R_T} - \frac{1}{2r}\right)$
Castilla y León	Bloque 1: Swift, Astra 2C (geoestacionario), paso de LEO a GEO, plano de la órbita	Tabla con $g_0 = 9{,}80$ m/s² y $R_T = 6{,}38 \cdot 10^6$ m; el currículo cita LEO, MEO y GEO
Cataluña	Ejercicio 1 con deducción: nanosatélite de la Generalitat, Starlink, basura espacial	Tipo de órbita según el signo de la energía; -0,25 por unidades, -0,1 por cifras

Comunidad	Cómo ha caído en 2025–2026	Lo que conviene saber
Comunitat Valenciana	Apartado 1 obligatorio: Deimos-2, Ganímedes, Apolo 11	60 % planteamiento simbólico; «deducir razonadamente» vale 0,6 de cada punto
Extremadura	Pregunta 1 obligatoria de 2026: nave Orión (escape desde la órbita, velocidad orbital)	Aceptan la velocidad orbital y la energía sin demostrar; sin sumar la altura, 0
Galicia	Pregunta 1 competencial obligatoria: SpainSat NG I, EEI, Proba-3, eclipse	Planteamiento 75 %; prácticas 2027 con datos reales de LEO, MEO y GEO; en elípticas, nada de $\sqrt{GM/r}$
La Rioja	Grupo 1 (a elegir): órbitas, cambio de órbita, satélite que pierde energía, geoestacionario, ISS	«No se pedirán demostraciones» (guía 2025-26; pendiente de confirmar para 2027), pero sí plantear la ley de Newton o la energía
Madrid	Pregunta de gravitación: órbitas circulares y elípticas en todos los exámenes	Piden demostraciones (periodo, escape); sin energía de rotación del satélite (directrices 2025-26; pendiente de confirmar para 2027)
Murcia	Bloque 1 obligatorio: Sentinel y GPS por cocientes (2026), Starship, Júpiter	Deducir la velocidad orbital (especificaciones 2027); no dan $g = 9{,}8$ m/s²: te lo tienes que saber
Navarra	Pregunta 1: SpainSat NG (geoestacionario), ISS, exoplaneta	Ley mal identificada o mal aplicada: 0 en la pregunta; dibujo con referencia, hasta un 10 %
País Vasco	Problema A1 obligatorio (2,5 puntos), siempre con contexto: Galileo, SENER, Starlink, Marte	«Cálculo simbólico antes que numérico»; −0,1 por unidades y por cifras

Fuentes: exámenes y criterios oficiales 2025–2026 y documentos de cada comisión (Andalucía, orientaciones 2026-27; Canarias, matriz 2027; Cataluña, orientaciones PAU 2027; Comunitat Valenciana, criterios 2026; Extremadura, criterios 2026; Galicia, criterios xerais y prácticas 2027; La Rioja, guía 2025-26; Murcia, especificaciones 2027; Navarra, guía 2025-26; País Vasco, criterios 2026; Castilla y León, Decreto 40/2022). Que algo no haya caído en tu comunidad no quiere decir que no entre: ningún documento oficial excluye este tema.

10 Ejercicio resuelto: altura, energía para ponerlo en órbita y cambio de órbita (Canarias 2026)

PAU CANARIAS 2026 · CONVOCATORIA ORDINARIA · BLOQUE I, PREGUNTA 1 (A OBLIGATORIO; B1 O B2 A ELEGIR; 2,5 PUNTOS)

Un microsatélite de masa 50 kg describe una órbita circular alrededor de la Tierra con un período orbital de 5710 s. Datos (tabla del examen): G = 6,67·10⁻¹¹ N·m²/kg²; MT = 5,98·10²⁴ kg; RT = 6370 km.

a) (Obligatorio) Calcule la altura a la que orbita el microsatélite y la energía necesaria para ponerlo en dicha órbita desde la superficie de la Tierra. (1,5 puntos)

b1) Calcule la velocidad, la aceleración centrípeta, la energía cinética y la energía total del microsatélite en dicha órbita. (1 punto)

b2) Calcule la energía necesaria para llevar el microsatélite a una órbita cuyo radio sea el doble del radio inicial. (1 punto)

Apartado a)

1. **La idea:** del periodo sale el radio (condición de órbita circular) y, con el radio, la energía se calcula con un balance entre la superficie (en reposo) y la órbita.
2. **Radio.** La gravedad es la fuerza centrípeta y $v = 2\pi r/T$: $G\dfrac{M_T m}{r^2} = m\dfrac{4\pi^2 r^2}{T^2\, r} \Rightarrow r^3 = \dfrac{G M_T\, T^2}{4\pi^2}$.

3. $$r^3 = \frac{6{,}67 \cdot 10^{-11} \cdot 5{,}98 \cdot 10^{24} \cdot 5710^2}{4\pi^2} = 3{,}294 \cdot 10^{20}\ \text{m}^3 \Rightarrow r = 6{,}906 \cdot 10^6\ \text{m}$$

4. **Altura:** $h = r - R_T = 6{,}906 \cdot 10^6 - 6{,}37 \cdot 10^6 = 5{,}36 \cdot 10^5$ m (536 km). La solución oficial redondea antes r a $6{,}91 \cdot 10^6$ m y da $h = 5{,}4 \cdot 10^5$ m; sin redondear sale 5,36·10⁵ m.

5. **Energía para ponerlo en órbita.** En reposo en la superficie: $E_A = -\frac{GM_Tm}{R_T}$. En la órbita: $E_B = -\frac{GM_Tm}{2r}$ (de $E_c = GM_Tm/2r$). Sin rozamiento ni rotación terrestre, la energía que hay que comunicar es

$$\Delta E = E_B - E_A = GM_Tm\left(\frac{1}{R_T} - \frac{1}{2r}\right)$$

6. $$\Delta E = 6{,}67 \cdot 10^{-11} \cdot 5{,}98 \cdot 10^{24} \cdot 50\left(\frac{1}{6{,}37 \cdot 10^6} - \frac{1}{2 \cdot 6{,}906 \cdot 10^6}\right) = 1{,}69 \cdot 10^9\ \text{J}$$

SOLUCIÓN $h = 5{,}36 \cdot 10^5$ m (unos 536 km, una órbita baja) y hay que comunicarle $1{,}69 \cdot 10^9$ J para ponerlo en órbita desde el suelo.

Apartado b1)

1. **Velocidad:** $v = \frac{2\pi r}{T} = \frac{2\pi \cdot 6{,}906 \cdot 10^6}{5710} = 7{,}60 \cdot 10^3$ m/s (sale lo mismo con $\sqrt{GM_T/r}$).
2. **Aceleración centrípeta:** $a_c = \frac{v^2}{r} = \frac{(7{,}600 \cdot 10^3)^2}{6{,}906 \cdot 10^6} = 8{,}36\ \text{m/s}^2$, que es el valor de g a esa altura.
3. **Energía cinética:** $E_c = \frac{1}{2}mv^2 = \frac{1}{2} \cdot 50 \cdot (7{,}600 \cdot 10^3)^2 = 1{,}44 \cdot 10^9$ J.
4. **Energía total:** $E = -\frac{GM_Tm}{2r} = -E_c = -1{,}44 \cdot 10^9$ J. Es negativa: el satélite está ligado a la Tierra.

SOLUCIÓN $v = 7{,}60 \cdot 10^3$ m/s; $a_c = 8{,}36\ \text{m/s}^2$; $E_c = 1{,}44 \cdot 10^9$ J; $E = -1{,}44 \cdot 10^9$ J.

Apartado b2)

1. **La idea:** es un cambio de energía entre dos órbitas circulares, no un lanzamiento desde el suelo.
2. $E = -\frac{GM_Tm}{2r}$ y $E' = -\frac{GM_Tm}{2(2r)} = -\frac{GM_Tm}{4r}$.

$$\Delta E = E' - E = \frac{GM_Tm}{4r} = \frac{6{,}67 \cdot 10^{-11} \cdot 5{,}98 \cdot 10^{24} \cdot 50}{4 \cdot 6{,}906 \cdot 10^6} = 7{,}22 \cdot 10^8\ \text{J}$$

3. Comprobación: es justo la mitad de $|E|$, porque la energía en órbita es inversamente proporcional a r y al duplicar el radio pasa de $-1{,}44 \cdot 10^9$ J a $-7{,}22 \cdot 10^8$ J.

SOLUCIÓN Hay que darle $7{,}22 \cdot 10^8$ J. En la nueva órbita irá más despacio ($v/\sqrt{2} = 5{,}37 \cdot 10^3$ m/s) aunque tenga más energía.

Lo que puntúa. Canarias publicó el 2 de octubre de 2026 este examen resuelto por la subcomisión, con estos resultados: $h = 5{,}4 \cdot 10^5$ m, $1{,}69 \cdot 10^9$ J, $7{,}60 \cdot 10^3$ m/s, $8{,}36\ \text{m/s}^2$, $1{,}44 \cdot 10^9$ J, $-1{,}44 \cdot 10^9$ J y $7{,}22 \cdot 10^8$ J. Los criterios de 2026 piden que «Las respuestas numéricas deben estar debidamente justificadas con el planteamiento del problema (expresión teórica, sustitución de los datos, y el cálculo de la solución)», y restan 0,1

por cada falta o error de unidades, por omitir la flecha de un vector más de una vez, por prefijos, por un factor de 10 o por un dato mal copiado. Desde 2027, «tres cifras significativas» en los resultados (−0,05 por error, máximo −0,1 por bloque).

Error típico que te quita puntos. Usar 5710 s sin sacar el radio con la tercera ley y meter la altura donde va el radio; dar como «energía para ponerlo en órbita» solo la energía en la órbita ($-1{,}44 \cdot 10^9$ J) o solo el aumento de energía potencial. En el b2, calcular la energía desde la superficie hasta la nueva órbita en lugar del cambio entre órbitas: el acta de coordinación de Canarias de octubre de 2026 cita esta confusión entre «algunos de los errores más comunes» de junio.

11 Ejercicio resuelto: un Starlink geoestacionario y un titular alarmista (País Vasco 2026)

PAU PAÍS VASCO 2026 · CONVOCATORIA ORDINARIA · PROBLEMA A1 (BLOQUE A, OBLIGATORIO, SIN OPCIONALIDAD; 2,5 PUNTOS)

En un programa de divulgación científica has visto el siguiente titular alarmista: «Un satélite Starlink que está orbitando la Tierra podría caer, porque existe un alto riesgo de colisión con un meteorito que pasará muy cerca, y podría destruir grandes zonas.» En la realidad, la constelación de satélites Starlink está formada por miles de satélites en órbita alrededor de la Tierra. Para simplificar, supongamos que solo hay tres tipos de satélites Starlink, clasificados según su masa: Tipo V1: m1 = 300 kg, Tipo V2: m2 = 600 kg, Tipo V3: m3 = 2200 kg. Dado que la noticia no lo especifica, supón que el satélite es del tipo V1. Analiza si el titular es físicamente razonable, y responde a las siguientes cuestiones. Datos de la tabla del examen: G = 6.67×10⁻¹¹ Nm²kg⁻²; MTierra = 5.97×10²⁴ kg; RTierra = 6.37×10⁶ m.

a) Supón que el satélite describe una órbita geoestacionaria alrededor de la Tierra. 1. Calcula el radio rgeo de dicha órbita a partir de la condición de órbita geoestacionaria (T = 24h). (0.50 puntos) 2. Calcula la altura h sobre la superficie terrestre. (0.25 puntos) 3. Calcula la velocidad orbital vorb del satélite. (0.25 puntos) (1 punto)

b) Imagina ahora el peor escenario: el meteorito choca contra el satélite. 1. El satélite se dirige hacia la Tierra en caída libre con velocidad inicial nula; calcula la velocidad con la que llegará a la superficie terrestre (despreciando el rozamiento con la atmósfera). (0.50 puntos) 2. Compara la energía cinética del satélite al llegar a la superficie de la Tierra con la energía liberada por un petardo potente (del orden de 10⁴–10⁵ J). ¿Te parece realista que este impacto «destruya grandes zonas»? (0.50 puntos) (1 punto)

c) Supón que el satélite fuera de tipo V2 o V3, en lugar de V1. Razona, sin hacer ningún cálculo, si cambiarían los valores de rgeo, vorb y la velocidad de caída; y si cambiaría la energía mecánica. Justifica tu respuesta. (0.50 puntos) (0,5 puntos)

Apartado a)

1. **La idea:** «geoestacionario» da el periodo ($T = 24$ h $= 86\,400$ s); con la condición de órbita circular sale el radio.

2. **Radio.** $G\dfrac{M_T m}{r^2} = m\,\omega^2 r$ con $\omega = \dfrac{2\pi}{T}$: $r_{\text{geo}} = \sqrt[3]{\dfrac{GM_T\,T^2}{4\pi^2}}$. Con $GM_T = 6{,}67 \cdot 10^{-11} \cdot 5{,}97 \cdot 10^{24} = 3{,}98 \cdot 10^{14}\ \text{m}^3/\text{s}^2$:

$$r_{\text{geo}} = \sqrt[3]{\frac{3{,}98 \cdot 10^{14} \cdot 86\,400^2}{4\pi^2}} = 4{,}22 \cdot 10^{7}\ \text{m}$$

3. **Altura:** $h = r_{\text{geo}} - R_T = 4{,}223 \cdot 10^7 - 6{,}37 \cdot 10^6 = 3{,}59 \cdot 10^7$ m (unos 35 860 km). La solución oficial resta los valores ya redondeados y da $3{,}58 \cdot 10^7$ m; la diferencia es de redondeo. (Con el día sidéreo y el radio ecuatorial sale el valor real, 35 786 km.)
4. **Velocidad orbital:** $v_{\text{orb}} = \sqrt{\dfrac{GM_T}{r_{\text{geo}}}} = \sqrt{\dfrac{3{,}98 \cdot 10^{14}}{4{,}223 \cdot 10^7}} = 3{,}07 \cdot 10^3$ m/s (igual que $2\pi r/T$).

SOLUCIÓN $r_{\text{geo}} = 4{,}22 \cdot 10^7$ m; $h \approx 3{,}58 \cdot 10^7$–$3{,}59 \cdot 10^7$ m; $v_{\text{orb}} = 3{,}07 \cdot 10^3$ m/s (3,07 km/s).

Apartado b)

1. **La idea:** caída libre desde el reposo sin rozamiento: solo actúa la gravedad, que es conservativa, así que se conserva la energía mecánica entre r_{geo} y R_T (Tema 4).
2. $0 - \dfrac{GM_T m}{r_{\text{geo}}} = \tfrac{1}{2}mv^2 - \dfrac{GM_T m}{R_T} \Rightarrow v = \sqrt{2GM_T\left(\dfrac{1}{R_T} - \dfrac{1}{r_{\text{geo}}}\right)}$. No vale $v = \sqrt{2gh}$: g no es constante en 36 000 km.
3. $$v = \sqrt{2 \cdot 3{,}98 \cdot 10^{14}\left(\frac{1}{6{,}37 \cdot 10^6} - \frac{1}{4{,}223 \cdot 10^7}\right)} = 1{,}03 \cdot 10^4\ \text{m/s}$$
4. **Energía cinética al llegar:** $E_c = \tfrac{1}{2} \cdot 300 \cdot (1{,}030 \cdot 10^4)^2 = 1{,}59 \cdot 10^{10}$ J $\approx 1{,}6 \cdot 10^{10}$ J.
5. **Comparación:** $\dfrac{1{,}6 \cdot 10^{10}}{10^5} \approx 1{,}6 \cdot 10^5$ y $\dfrac{1{,}6 \cdot 10^{10}}{10^4} \approx 1{,}6 \cdot 10^6$: entre cien mil y un millón de petardos potentes. Equivale a unas 3,8 toneladas de TNT (por convenio, 1 t de TNT $= 4{,}184 \cdot 10^9$ J, NIST).
6. **Conclusión que acepta el solucionario:** por el orden de magnitud, la energía es enorme y el titular «no es exagerado» en cuanto a su alcance destructivo. Matiz físico: el modelo es muy pesimista. Desprecia la atmósfera, que frenaría y fundiría gran parte del satélite, y supone que el choque lo deja en reposo; además, los Starlink reales están en órbita baja, no geoestacionaria.

SOLUCIÓN Llega a $1{,}03 \cdot 10^4$ m/s con $E_c \approx 1{,}6 \cdot 10^{10}$ J, unas 10^5–10^6 veces la energía de un petardo potente: en ese modelo sin atmósfera, el impacto sí sería destructivo.

Apartado c)

1. En la condición de órbita $G\dfrac{M_T m}{r^2} = m\dfrac{v^2}{r}$ y en la conservación de la energía de la caída, **la masa del satélite está en los dos miembros y se simplifica**: r_{geo}, v_{orb} y la velocidad de caída no dependen de m.
2. La energía mecánica sí: $E_m = -\dfrac{GM_T m}{2r_{\text{geo}}}$ es proporcional a m. Con 600 kg sería el doble y con 2200 kg, 7,33 veces la del de 300 kg (que vale $-1{,}41 \cdot 10^9$ J). Lo mismo la energía del impacto.

SOLUCIÓN r_{geo}, v_{orb} y la velocidad de caída no cambian; la energía mecánica (y la energía del impacto) es proporcional a la masa.

Lo que puntúa. El solucionario oficial reparte: a.1 0,50 (radio), a.2 0,25 (altura), a.3 0,25 (velocidad); b.1 0,50 por la «Conservación de la energía (caída libre desde reposo)»; b.2 «0.50 por calcular K (o razonar la magnitud) y concluir que el titular no es exagerado respecto al alcance destructivo»; c 0,50 por razonar que «Las magnitudes cinemáticas (r, v, h, a) no dependen de la masa del satélite» y que «Las magnitudes energéticas (E, W) sí dependen linealmente de la masa». Criterios generales: «Cálculo simbólico antes que numérico»; «Unidades ausentes o incorrectas: -0.1 puntos»; «Errores de redondeo y cifras significativas: -0.1 puntos».

Error típico que te quita puntos. En el b), usar $v = \sqrt{2gh}$ con $g = 9{,}8$ m/s² (supone g constante en 36 000 km y da 26,5 km/s, más del doble). En el a), confundir altura y radio. En el c), decir que un satélite más pesado «cae más rápido» o que «necesita más velocidad para orbitar».

12 Ejercicio resuelto: periodo deducido y energías del nanosatélite de la Generalitat (Cataluña 2026)

PAU CATALUÑA 2026 · CONVOCATORIA ORDINARIA · EJERCICIO 1, OPCIÓN A (A ELEGIR ENTRE A Y B; 2,5 PUNTOS; VERSIÓN EN CASTELLANO PUBLICADA POR LA COMISIÓN)

A finales de 2025, la Generalitat de Catalunya lanzó al espacio un nanosatélite que describe una órbita circular alrededor de la Tierra a una altura aproximada de 500 km sobre la superficie terrestre. Datos: G = 6,67 × 10^{-11} N m² kg^{-2}. Masa de la Tierra: MT = 5,98 × 10^{24} kg. Radio de la Tierra: RT = 6 370 km.

1.1) A partir de la ley de la gravitación universal, deduzca la expresión del periodo orbital en función del radio orbital y la masa de la Tierra, y calcule el periodo orbital del nanosatélite. (1,25 puntos)

1.2) Sabiendo que la masa del nanosatélite es de 11,1 kg, calcule el aumento de la energía potencial gravitatoria del satélite al pasar de la superficie terrestre a la órbita. Calcule también la energía mecánica del satélite en órbita. ¿Se trata de una órbita cerrada? Justifique la respuesta. (1,25 puntos)

Apartado 1.1)

1. **La idea:** «a partir de la ley de la gravitación universal» obliga a deducir: gravedad = masa × aceleración centrípeta.
2. **Ley de la gravitación:** $F = G\dfrac{m_s M_T}{r^2}$, dirigida hacia el centro de la Tierra. Es la única fuerza sobre el satélite.
3. **Segunda ley de Newton** con el movimiento circular uniforme ($a = v^2/r$): $G\dfrac{m_s M_T}{r^2} = m_s\dfrac{v^2}{r} \Rightarrow v = \sqrt{\dfrac{GM_T}{r}}$.
4. **Periodo:** $T = \dfrac{2\pi r}{v} = 2\pi r\sqrt{\dfrac{r}{GM_T}} = 2\pi\sqrt{\dfrac{r^3}{GM_T}}$.

5. **Cálculo:** $r = R_T + h = 6370 + 500 = 6870$ km $= 6{,}87 \cdot 10^6$ m.

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{(6{,}87 \cdot 10^6)^3}{6{,}67 \cdot 10^{-11} \cdot 5{,}98 \cdot 10^{24}}} = 5{,}67 \cdot 10^3 \text{ s}$$

SOLUCIÓN $T = 2\pi\sqrt{r^3/GM_T} = 5{,}67 \cdot 10^3$ s, unos 94 minutos (la pauta oficial da $5{,}66 \cdot 10^3$ s; sin redondear sale 5665 s). Da unas 15 vueltas al día.

Apartado 1.2)

1. **Aumento de energía potencial** (origen en el infinito): $\Delta U = U(r) - U(R_T) = -GM_T m_s\left(\frac{1}{r} - \frac{1}{R_T}\right)$.

$$\Delta U = -6{,}67 \cdot 10^{-11} \cdot 5{,}98 \cdot 10^{24} \cdot 11{,}1\left(\frac{1}{6{,}87 \cdot 10^6} - \frac{1}{6{,}37 \cdot 10^6}\right) = 5{,}06 \cdot 10^7 \text{ J}$$

   Es positivo: al alejarse, la energía potencial (negativa) aumenta.

2. Cuidado: no se puede usar mgh, porque en 500 km g ya baja un 14 %.

3. **Energía mecánica en órbita.** Velocidad: $v = \sqrt{GM_T/r} = 7{,}62 \cdot 10^3$ m/s. $E_c = \frac{1}{2}m_s v^2 = 3{,}22 \cdot 10^8$ J y $U = -\dfrac{GM_T m_s}{r} = -6{,}44 \cdot 10^8$ J.

$$E_m = E_c + U = -3{,}22 \cdot 10^8 \text{ J}$$

   (o directamente $E_m = -\dfrac{GM_T m_s}{2r}$).

4. **¿Órbita cerrada?** Sí: la energía mecánica es **negativa**, así que el satélite está ligado a la Tierra y no puede alejarse hasta el infinito (allí su energía sería como mínimo cero). Con $E_m < 0$ la trayectoria es cerrada (circular o elíptica).

SOLUCIÓN $\Delta U = 5{,}06 \cdot 10^7$ J; $E_m = -3{,}22 \cdot 10^8$ J; la órbita es cerrada (ligada) porque $E_m < 0$.

Lo que puntúa. Pauta oficial de Cataluña (en catalán; traducción nuestra): en 1.1, **0,75** por la deducción (ley de la gravitación, segunda ley de Newton, aceleración centrípeta y $T = 2\pi r/v$) y **0,5** por el radio y el periodo; en 1.2, **0,5** por ΔU, **0,5** por la energía mecánica (con E_c y U o con $-\frac{1}{2}GMm/r$) y **0,25** porque «El signe negatiu de l'energia mecànica indica que el nanosatèl·lit segueix una òrbita tancada (o lligada)» [el signo negativo de la energía mecánica indica que el nanosatélite sigue una órbita cerrada (o ligada)]. Criterios generales: «Un o més errors d'unitats o no posar-les [...] es penalitzaran amb 0,25 punts» [uno o más errores de unidades, o no ponerlas, se penalizarán con 0,25 puntos] y resultados con 6 o más cifras significativas o con solo una restan 0,1.

Error típico que te quita puntos. Escribir directamente $T = 2\pi\sqrt{r^3/GM}$ sin deducirla (se pierden 0,75 de 1,25); usar $r = 500$ km; calcular ΔU con mgh; confundir el aumento de energía potencial con la energía para ponerlo en órbita ($3{,}73 \cdot 10^8$ J, que incluye la cinética).

Conceptos clave

Satélite

Cuerpo que gira alrededor de otro más masivo atraído solo por la gravedad. Puede ser natural (la Luna) o artificial.

Condición de órbita circular

La fuerza gravitatoria hace de fuerza centrípeta: $G\frac{Mm}{r^2} = m\frac{v^2}{r}$, con r medido desde el centro del astro ($r = R + h$).

Velocidad orbital

Velocidad de un satélite en órbita circular de radio r: $v = \sqrt{GM/r}$. No depende de la masa del satélite y disminuye al aumentar r.

Periodo orbital

Tiempo que tarda en dar una vuelta: $T = 2\pi r/v = 2\pi\sqrt{r^3/GM}$. Es la tercera ley de Kepler para una órbita circular.

Velocidad angular orbital

$\omega = 2\pi/T = \sqrt{GM/r^3}$, en rad/s.

Energía mecánica orbital

En órbita circular, $E_m = E_c + E_p = -\frac{GMm}{2r}$: negativa (satélite ligado), igual a la mitad de la potencial y a menos la cinética.

Energía de satelización

Energía mínima para llevar un satélite desde el reposo en la superficie hasta su órbita: $\Delta E = GMm\left(\frac{1}{R} - \frac{1}{2r}\right)$ (sin rozamiento ni rotación del planeta).

Velocidad de lanzamiento

Velocidad que habría que dar en la superficie para que el satélite llegue a su órbita con la velocidad orbital: $v_0 = \sqrt{2GM\left(\frac{1}{R} - \frac{1}{2r}\right)}$.

Velocidad de escape desde la órbita

Velocidad que debe tener un satélite en una órbita de radio r para alejarse indefinidamente: $\sqrt{2GM/r} = \sqrt{2}\, v_{\text{orb}}$.

Satélite geoestacionario

Satélite en órbita circular ecuatorial con el periodo de rotación de la Tierra (un día sidéreo) y el mismo sentido de giro: está siempre sobre el mismo punto del ecuador, a 35 786 km de altura.

Día sidéreo

Tiempo que tarda la Tierra en girar una vez sobre sí misma respecto a las estrellas: 23 h 56 min 4 s (86 164 s).

Órbita baja (LEO)

Órbita por debajo de unos 2000 km de altura (ESA), con periodos de unos 90 a 130 minutos: ISS, observación de la Tierra, constelaciones de comunicaciones.

Órbita media (MEO)

Órbita entre la baja y la geoestacionaria; la usan los sistemas de navegación (GPS a unos 20 200 km, Galileo a 23 222 km).

Ingravidez

Sensación de peso aparente nulo de los cuerpos en caída libre, como en una nave en órbita, donde la gravedad sigue actuando.

Decaimiento orbital

Pérdida de altura de un satélite por el rozamiento con la atmósfera residual: pierde energía mecánica, baja de órbita y se mueve cada vez más rápido.

MODO PAU

Ocho claves que valen puntos

r = R + h

El radio de la órbita se mide **desde el centro** del planeta. En Extremadura no sumar la altura deja el apartado en 0 o en el 50 %.

Deduce

Parte siempre de $G\frac{Mm}{r^2} = m\frac{v^2}{r}$. Si piden «deducir», **citar Kepler no basta** (Cantabria) y la deducción vale la mitad o más (Cataluña, Comunitat Valenciana).

Tres energías

Energía en la órbita ($-GMm/2r$), **energía para ponerla** ($GMm(1/R - 1/2r)$) y **cambio entre órbitas** ($\frac{GMm}{2}(1/r_1 - 1/r_2)$): di cuál calculas antes de hacerlo.

Signos

E_p y E_m son **negativas**; E_c, positiva. $E_m < 0$ significa **órbita cerrada** (ligada).

Masa

v, T, r y a **no dependen** de la masa del satélite; las energías son proporcionales a ella.

Geoestacionario

Ecuatorial, T = 1 día y mismo sentido que la Tierra; $r \approx 4{,}22 \cdot 10^7$ m, $h \approx 35\,800$ km, $v \approx 3{,}07$ km/s.

Escape

Desde la órbita, $v_{esc} = \sqrt{2}\, v_{orb}$; el **incremento** es $(\sqrt{2} - 1)v_{orb}$. Lee si te piden la velocidad total o lo que hay que añadir.

Unidades y cifras

De km a m, horas a s, y **tres cifras significativas** con unidad en cada resultado: es la norma de Canarias 2027 y lo que penalizan Cataluña, País Vasco, Galicia o Asturias.

Cómo te lo pueden preguntar

- Calcular la **velocidad orbital, el periodo o las vueltas al día** de un satélite (o el radio a partir del periodo), a menudo deduciendo la expresión: es el núcleo del tema, que sale en **59 de las 68 convocatorias** ordinarias y extraordinarias de 2025 y 2026, en las **17 comunidades**.
- **Energías en la órbita** (E_c, E_p, E_m) y su signo, con la deducción de $E_m = -GMm/2r$: en 2025–2026 ha caído en Andalucía, Aragón, Canarias, Cantabria, Castilla-La Mancha, Castilla y León, Cataluña, Galicia, La Rioja, Madrid, Murcia, Navarra y País Vasco.
- **Energía para poner un satélite en órbita** o velocidad de lanzamiento desde la superficie (también desde la Luna): Aragón, Canarias, Castilla-La Mancha, Castilla y León, Cataluña (aumento de E_p), Comunitat Valenciana, Galicia, La Rioja, Murcia, Navarra y País Vasco.
- **Satélites geoestacionarios o síncronos** (radio, altura y velocidad a partir de T = 1 día): Asturias, Castilla-La Mancha, Castilla y León, Galicia, La Rioja, Navarra y País Vasco.
- **Escapar desde la órbita** (energía o velocidad, total o incremento): Andalucía, Asturias, Extremadura, Galicia, La Rioja y Madrid.
- **Cambio de órbita o satélite que pierde energía** (subir a una órbita de radio doble, pasar de LEO a GEO, decaimiento): Canarias, Castilla y León, La Rioja y Madrid.
- **Masa o densidad del astro central** a partir de la órbita de un satélite (Tierra, Luna, Marte, Júpiter, Sol): Aragón, Canarias, Cantabria, Comunitat Valenciana, Madrid y País Vasco.
- **Cuestiones razonadas:** por qué no hace falta trabajo para mantener la órbita, si una órbita puede ser paralela al ecuador, si el periodo depende de la masa, verdadero o falso sobre la energía al subir de órbita (País Vasco, Castilla y León, Galicia, Andalucía).

No lo confundas

- **Radio con altura:** $r = R + h$. La altura es sobre la superficie; el radio, desde el centro. En las fórmulas siempre va r.
- **Energía en la órbita con energía para ponerlo en órbita:** la primera es $-GMm/2r$ (negativa); la segunda, $GMm(1/R - 1/2r)$ (positiva), es lo que hay que gastar desde el suelo.
- **Aumento de energía potencial con energía de satelización:** subirlo (ΔE_p) no basta; además hay que darle la energía cinética orbital. En órbita baja la cinética es la mayor parte.
- **Velocidad de escape desde la superficie con velocidad de escape desde la órbita:** $\sqrt{2GM/R}$ frente a $\sqrt{2GM/r}$. Y la velocidad de escape desde la órbita con el **incremento** de velocidad: $(\sqrt{2} - 1)\, v_{\text{orb}}$.
- **Día solar (24 h) con día sidéreo (23 h 56 min 4 s):** el geoestacionario sigue el sidéreo; en la PAU suele aceptarse 24 h.
- **Geoestacionario con geosíncrono:** los dos tienen el periodo de un día, pero solo el geoestacionario está sobre el ecuador y parece quieto.
- **Ingravidez con ausencia de gravedad:** en la ISS $g \approx 8{,}7\ \text{m/s}^2$; los astronautas flotan porque están en caída libre.
- **Órbita circular con órbita elíptica:** $v = \sqrt{GM/r}$ y $E = -GMm/2r$ solo valen en la circular; en la elíptica la velocidad cambia y $E = -GMm/2a$ (Tema 6).

Ponte a prueba

PAU Comunidad de Madrid 2026 (ordinaria), Pregunta 2.A (a elegir entre 2.A y 2.B; 2,5 puntos). Se ha situado un satélite de comunicaciones de masa 1500 kg en una órbita circular alrededor de la Tierra. La energía mecánica del satélite en su órbita es -4,51 · 10¹⁰ J. a) (1 punto) Calcule el radio de la órbita y la velocidad del satélite en ella. b) (0,8 puntos) ¿Cuántas vueltas alrededor de la Tierra da el satélite en un día? c) (0,7 puntos) Determine la velocidad de escape del satélite desde su órbita. Datos: Constante de la Gravitación Universal, G = 6,67 · 10⁻¹¹ N m² kg⁻² ; Masa de la Tierra, MT = 5,97 · 10²⁴ kg.

Solución: a) Órbita circular: $G\dfrac{M_T m}{r^2} = m\dfrac{v^2}{r}$, de donde $E = \frac{1}{2}mv^2 - \dfrac{GM_T m}{r} = -\dfrac{GM_T m}{2r}$. Despejando: $r = -\dfrac{GM_T m}{2E} = -\dfrac{6{,}67 \cdot 10^{-11} \cdot 5{,}97 \cdot 10^{24} \cdot 1500}{2 \cdot (-4{,}51 \cdot 10^{10})} = 6{,}62 \cdot 10^6$ m (unos 250 km de altura). $v = \sqrt{GM_T/r} = 7{,}75 \cdot 10^3$ m/s. **b)** $T = 2\pi r/v = 5{,}37 \cdot 10^3$ s $= 1{,}49$ h; en un día da $86\,400/5365 = 16{,}1$ vueltas. **c)** Escapar desde la órbita es llegar al infinito con energía nula: $\frac{1}{2}mv_e^2 - \dfrac{GM_T m}{r} = 0 \Rightarrow v_e = \sqrt{\dfrac{2GM_T}{r}} = 1{,}10 \cdot 10^4$ m/s ($= \sqrt{2}\, v$). Coincide con la solución oficial (que escribe por errata $6{,}62 \cdot 10^{-6}$ en el denominador del c, pero opera con 10^6).

PAU Galicia 2025 (ordinaria), Pregunta 1 (obligatoria, competencial; 2,5 puntos; versión en castellano). TEXTO: SpainSat NG I. El satélite SpainSat NG I, de la empresa española Hisdesat, se lanzó con éxito desde Cabo Cañaveral a las 2:34 del 30 de enero de 2025, a bordo de un cohete Falcon 9 de la empresa SpaceX. El lanzamiento marca un hito importante en la colaboración espacial europea: mientras Hisdesat ha liderado el desarrollo del satélite, la Agencia Espacial Europea (ESA) ha encabezado la creación de su avanzada carga útil de comunicaciones, que cuenta con una innovadora tecnología de antenas que permite una transmisión de datos más rápida, una mayor seguridad y la capacidad de dirigir con precisión los haces de comunicación allí donde sea necesario. Con un peso de 6,1 toneladas y una altura de 7,2 metros, el nuevo satélite lleva un equipo especial que lo protege de las interferencias y garantiza que las comunicaciones sigan siendo privadas y seguras. Tras el lanzamiento, el satélite viajará hasta su posición final en órbita geoestacionaria a 35786 km sobre la Tierra, casi tres veces el diámetro de la Tierra misma. Una vez en su lugar, se someterá a pruebas de aceptación en órbita antes de entrar en funcionamiento. Usted forma parte del equipo del SpainSat NG I que tiene que hacer los cálculos para controlar el satélite en su órbita por lo que: **1.1.** Responda estos tres apartados. (1 punto) 1. Dibuje un esquema de la órbita del satélite, indicando la dirección y el sentido de la fuerza gravitatoria que experimenta el satélite. 2. Calcule la aceleración gravitatoria que experimenta el satélite. 3. Calcule la velocidad satélite en su órbita. **1.2.** Indique y justifique la respuesta correcta. (0,5 puntos) Si el satélite en la órbita alrededor de la Tierra pierde masa en su recorrido, su período de rotación: 1. se reduce en la misma proporción; 2. aumenta en esa proporción; 3. no varía. **1.3.** Responda estos dos apartados. (1 punto) 1. Calcule el trabajo mínimo que es necesario realizar sobre el satélite para situarlo en la órbita circular geoestacionaria. 2. Calcule la velocidad mínima que necesita el satélite para abandonar esa órbita y alejarse definitivamente de la Tierra. DATOS: G = 6,67×10⁻¹¹ N·m²·kg⁻²; RT = 6,37×10⁶ m; MT = 5,98×10²⁴ kg.

Solución: $r = R_T + h = 6{,}37\cdot 10^6 + 3{,}5786\cdot 10^7 = 4{,}216\cdot 10^7$ m. **1.1.1** Circunferencia centrada en la Tierra, en el plano del ecuador, con $\vec{F}_g = -G\dfrac{M_T m}{r^2}\,\vec{u}_r$ dirigida siempre hacia el centro de la Tierra y perpendicular a la velocidad. **1.1.2** $g = \dfrac{GM_T}{r^2} = 0{,}224\ \mathrm{m/s^2}$. **1.1.3** $v = \sqrt{GM_T/r} = \sqrt{g\,r} = 3{,}08\cdot 10^3$ m/s (3076 m/s; la solución oficial da 3072,94 m/s porque usa g ya redondeada a 0,224). **1.2** Respuesta **3, no varía**: $T = 2\pi\sqrt{r^3/GM_T}$ no contiene la masa del satélite. **1.3.1** $W = E_{\text{órbita}} - E_{\text{superficie}} = GM_T m\left(\dfrac{1}{R_T} - \dfrac{1}{2r}\right) = 3{,}53\cdot 10^{11}$ J (sin la rotación terrestre, como la solución oficial). **1.3.2** Con $E_m = 0$: $v = \sqrt{2GM_T/r} = 4{,}35\cdot 10^3$ m/s; el incremento sobre la orbital es $4350 - 3076 = 1{,}27\cdot 10^3$ m/s (la oficial, con su redondeo, 1277,6 m/s).

PAU Castilla-La Mancha 2026 (ordinaria), Apartado A (obligatorio, sin opción; 2 puntos). El 1 abril de 2026 se lanzó la misión Artemis II, que transportaba a la nave Orion con cuatro astronautas para la exploración de la cara oculta de la Luna. Uno de los aspectos clave para garantizar la seguridad de la tripulación es la reentrada en la atmósfera terrestre y el aterrizaje sobre la superficie de la Tierra. Para estudiar de forma simplificada estos aspectos, supondremos que, antes de iniciar la reentrada a la atmósfera, Orion (masa m = 26.3 · 10³ kg) describe una órbita circular alrededor de la Tierra a una altura de h = 100 km sobre su superficie. Se pide: PREGUNTA A1. (1 punto) Calcula la velocidad orbital de la nave y compararla con la velocidad de escape de la Tierra. PREGUNTA A2. (1 punto) Antes de la reentrada, el módulo de servicio se separa y solo desciende a la Tierra la cápsula Orion, de masa m0 = 9.3 · 10³ kg. Calcular la energía mecánica total de la cápsula en dicha órbita y obtener la energía que tendría en reposo sobre la superficie terrestre. Determinar la energía que debe disipar (principalmente en forma de calor) para realizar un aterrizaje seguro y suave. Datos: radio Tierra, RT = 6.37 · 10³ km; masa Tierra, MT = 5.97 · 10²⁴ kg. G = 6.67 · 10⁻¹¹ Nm/kg².

Solución: El dato de G trae una errata de unidades (son N·m²/kg²). $r = 6370 + 100 = 6470$ km. **A1.** $F_g = F_c \Rightarrow v_0 = \sqrt{GM_T/r} = 7{,}85 \cdot 10^3$ m/s (7845 m/s; la solución oficial escribe $7{,}84 \cdot 10^3$). Escape desde la superficie ($E = 0$): $v_e = \sqrt{2GM_T/R_T} = 1{,}12 \cdot 10^4$ m/s; $v_e/v_0 = 1{,}43$ (la solución oficial da 1,42; sin redondear sale 1,425). Si se interpreta desde la órbita, $\sqrt{2GM_T/r} = \sqrt{2}\,v_0 = 1{,}11 \cdot 10^4$ m/s, y los criterios también lo aceptan. **A2.** Cápsula de $9{,}3 \cdot 10^3$ kg: $E_O = -\dfrac{GM_T m_0}{2r} = -5{,}72 \cdot 10^{11} + 2{,}86 \cdot 10^{11} = -2{,}86 \cdot 10^{11}$ J. En reposo en la superficie: $E_R = -\dfrac{GM_T m_0}{R_T} = -5{,}81 \cdot 10^{11}$ J. Energía que hay que disipar: $\Delta E = E_O - E_R = 2{,}95 \cdot 10^{11}$ J, casi toda en forma de calor en el escudo térmico (la rotación de la Tierra se desprecia).

Fuentes

1. Real Decreto 243/2022, de 5 de abril, por el que se establecen la ordenación y las enseñanzas mínimas del Bachillerato (Física, saberes del bloque A «Campo gravitatorio»: energía mecánica, movimiento planetario y satélites)
2. PAU Canarias 2026, ordinaria: examen de Física
3. PAU Canarias 2026, ordinaria: criterios de corrección de Física
4. Gobierno de Canarias: prueba resuelta de Física, convocatoria ordinaria de junio de 2026 (publicada el 2-10-2026)
5. PAU País Vasco 2026, ordinaria: examen de Física
6. PAU País Vasco 2026, ordinaria: solucionario y criterios de Física
7. PAU Cataluña 2026, ordinaria: examen de Física (castellano)
8. PAU Cataluña 2026, ordinaria: pautas de corrección de Física (catalán)
9. PAU Comunidad de Madrid 2026, ordinaria: examen, criterios y soluciones de Física
10. PAU Galicia 2025, ordinaria: examen de Física (castellano)
11. PAU Galicia 2025, ordinaria: criterios y solución de Física (gallego)
12. PAU Castilla-La Mancha 2026, ordinaria: examen de Física
13. PAU Castilla-La Mancha 2026, ordinaria: criterios de corrección de Física
14. PAU Castilla y León 2026, extraordinaria: examen de Física (cuestión C.1)
15. PAU País Vasco 2025, extraordinaria: examen de Física (A1)
16. PAU Murcia 2026, ordinaria: examen y criterios de Física (Bloque 1)
17. PAU Comunitat Valenciana 2025, extraordinaria: examen de Física (Apolo 11)
18. PAU Andalucía 2026, extraordinaria: examen de Física (Bloque A, a2)
19. PAU Canarias 2026, extraordinaria: examen de Física (Pregunta 2, a2)
20. PAU La Rioja 2025, extraordinaria: examen y criterios de Física (Problema 1.2)
21. PAU Extremadura 2026, ordinaria: criterios de corrección de Física
22. PAU Cantabria 2026, ordinaria: criterios de corrección de Física
23. PAU Comunitat Valenciana 2026, ordinaria: criterios de corrección de Física

24. Junta de Andalucía: Directrices y orientaciones generales PAU, Física, curso 2026-27
25. Gobierno de Canarias: Matriz de especificaciones de Física, PAU 2027
26. Gobierno de Canarias: Acta de la primera reunión de coordinación de Física, PAU 2027 (2-10-2026)
27. Universidad Autónoma de Madrid: presentación de la Comisión de Materia de Física, PAU 2025-2026
28. Decreto 40/2022 de Castilla y León, currículo del Bachillerato (BOCYL, 30-9-2022), Física
29. CiUG: PAU 2027, Prácticas de Física de 2.º de Bachillerato (satélites y sus órbitas)
30. ESA: Types of orbits (LEO, MEO, GEO, órbita polar y heliosíncrona)
31. ESA: Galileo, a constellation of navigation satellites
32. GPS.gov: Space Segment (unos 20 200 km de altura; dos vueltas a la Tierra al día)
33. NASA: Earth Fact Sheet (GM, radios y día sidéreo de la Tierra)
34. NOAA NESDIS: Graveyard orbits and the satellite afterlife
35. ESA: Mitigating space debris generation (desde noviembre de 2023, cinco años como máximo en órbita baja al final de la misión)
36. NIST: CODATA 2018, constante de gravitación G
37. NIST Special Publication 811, Guide for the Use of the SI (equivalencia de la tonelada de TNT)

Imágenes: Farmeando PAU: Farmeando PAU, esquema de elaboración propia (Python y matplotlib). · Farmeando PAU: Farmeando PAU, esquema de elaboración propia (Python y matplotlib). · Farmeando PAU: Farmeando PAU, esquema de elaboración propia (Python y matplotlib).

Apuntes de Farmeando PAU · farmeandopau.com · Revisados frente a fuentes. Última revisión: 1 de noviembre de 2026. Licencia CC BY-NC-ND 4.0: puedes copiarlo y compartirlo citándonos, sin uso comercial ni cambios (las imágenes, con su propia licencia). ¿Un error? Avísanos desde la página del tema. Cómo los hacemos: farmeandopau.com/metodologia.