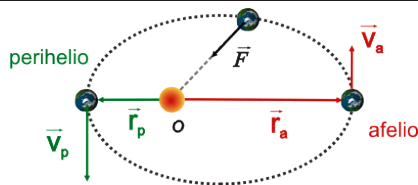


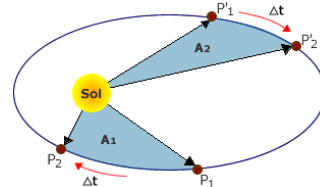
INTERACCIÓN GRAVITATORIA

MOMENTO ANGULAR	1ª LEY de Kepler	2ª LEY de Kepler	3ª LEY de Kepler
$\vec{L} = \vec{r} \times \vec{p} = \vec{r} \times m \cdot \vec{v}$	Las órbitas de los planetas son planas y elípticas	El vector de posición de un planeta respecto del Sol, barre áreas iguales de la elipse en tiempos iguales	$T_1^2/R_1^3 = T_2^2/R_2^3$
$L_a = L_p \Rightarrow r_a \cdot v_a = r_p \cdot v_p$	CONSERVACION del MOMENTO ANGULAR referida a una órbita elíptica		



$$r_{\text{medio}} = (r_a + r_p)/2$$

$$E_{ma} = E_{mp}$$



$F = -G \frac{m_1 \cdot m_2}{r^2}$	LEY DE GRAVITACIÓN UNIVERSAL DE NEWTON.
$g = -G \frac{M}{r^2}$	INTENSIDAD DEL CAMPO GRAVITATORIO.
$P = m \cdot g_o$	PESO DE UN CUERPO.
$W_{A-B} = -\Delta E_p = E_p(A) - E_p(B)$	TRABAJO DEL CAMPO GRAVITATORIO.
$E_p(A) = -G \frac{M \cdot m}{r_A}$	ENERGÍA POTENCIAL GRAVITATORIA EN UN PUNTO.
$V_A = \frac{E_p(A)}{m} = -G \cdot \frac{M}{r_A}$	POTENCIAL GRAVITATORIO EN UN PUNTO.
$W_{A-B} = m (V_A - V_B)$	RELACIÓN ENTRE TRABAJO Y $V_A - V_B$.
$v_e = \sqrt{\frac{2GM}{R}} = \sqrt{2g_o R_t}$	VELOCIDAD DE ESCAPE DE UN COHETE.
$v_o = \sqrt{\frac{GM}{r}} = \sqrt{\frac{g_o R_t^2}{r}}$	VELOCIDAD ORBITAL
$T = \frac{2\pi r}{v_o} = \sqrt{\frac{4 \cdot \pi^2 \cdot r^3}{G \cdot M}}$	PERÍODO DE UN SATÉLITE.
$E_m = -G \cdot \frac{M \cdot m}{2r}$	ENERGÍA MECÁNICA $r = R_T + h$
$E_c = G \cdot \frac{M \cdot m}{2r}$	ENERGÍA CINÉTICA DE UN SATÉLITE
$E_p = -G \cdot \frac{M \cdot m}{r}$	ENERGÍA POTENCIAL DE UN SATÉLITE
$W_{1,2} = G \cdot M \cdot m \left(\frac{1}{R_t} - \frac{1}{r} \right)$	TRABAJO para subir un satélite desde la superficie hasta una altura h $W_{1,2} = E_{p2} - E_{p1}$
$W_{1,2} = G \cdot M \cdot m \left(\frac{1}{R_t} - \frac{1}{2r} \right)$	TRABAJO para PONER un satélite en órbita desde la tierra $W_{1,2} = E_{m2} - E_{m1}$
$W_{1,2} = G \cdot M \cdot m \left(\frac{1}{2R_1} - \frac{1}{2R_2} \right)$	TRABAJO para CAMBIAR un satélite de ORBITA $W_{1,2} = E_{m2} - E_{m1}$

