Promień orbity satelity geostacjonarnego
– rozwiązanie zadania krok po kroku

Funkcję siły dośrodkowej utrzymującej satelitę na orbicie kołowej wokół Ziemi pełni siła grawitacji.

Jeśli $F_d = \frac{mv^2}{r}$, a $F_g = \frac{GMm}{r^2}$, to: $\frac{mv^2}{r} = \frac{GMm}{r^2}$. Stąd: $v^2 = \frac{GM}{r}$.

W czasie jednego obiegu wokół Ziemi (okres T) satelita pokonuje drogę równą $2\pi r$ (bo porusza się po orbicie kołowej). Prędkość satelity wynosi: $v = \frac{2\pi r}{T}$, więc:

$$\left(\frac{2\pi r}{T}\right)^2 = \frac{GM}{r}$$

$$\frac{4\pi^2 r^2}{T^2} = \frac{GM}{r} \bigg| \cdot \frac{r}{4\pi^2}$$

$$\frac{r^3}{T^2} = \frac{GM}{4\pi^2}$$

Prawa strona równania dla wszystkich satelitów jest taka sama, bo wyrażają ją wartości stałe: G, M oraz π. Satelitę geostacjonarnego można zatem porównać z satelitą poruszającym się tuż nad powierzchnią Ziemi: $\frac{{r_1}^3}{{T_1}^2} = \frac{{r_2}^3}{{T_2}^2}$.

Okres obiegu satelity geostacjonarnego jest równy okresowi obrotu Ziemi wokół własnej osi, $T_1 = 24\ \mathrm{h}$. Okres obiegu satelity poruszającego się tuż nad Ziemią $T_2 = 84\ \mathrm{min}$, a promień orbitytego satelity wynosi $r_2 = 6400\ \mathrm{km}$, więc: ${r_1}^3 = \frac{{r_2}^3 \cdot {T_1}^2}{{T_2}^2}$.

Po podstawieniu wartości: $r_1 \approx 42000\ \mathrm{km}$.

Jeśli satelita geostacjonarny porusza się po orbicie o promieniu około 42 000 km, to znaczy, że znajduje się około 36 000 km nad powierzchnią Ziemi.