

Satelitarne techniki pomiarowe

Zadania dotyczące ruchu orbitalnego

materiały do ćwiczeń
aktualizacja: 15 marca 2014

Sity

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczenia

Na rozgrzewkę

- pod wpływem jakich sił porusza się satelita?

Sity

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczenia

Na rozgrzewkę

- pod wpływem jakich sił porusza się satelita?
 - grawitacji

- pod wpływem jakich sił porusza się satelita?
 - grawitacji

$$F = G \cdot \frac{M \cdot m}{r^2}$$

$$\vec{F} = -G \cdot \frac{M \cdot m}{r^2} \cdot \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|}$$

$$G = 6,6726 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

$$M = 5,975 \cdot 10^{24} \text{ kg}$$

$$GM = 398\,600 \text{ km}^3 \text{ s}^{-2}$$

- pod wpływem jakich sił porusza się satelita?
 - grawitacji

$$F = G \cdot \frac{M \cdot m}{r^2}$$

$$\vec{F} = -G \cdot \frac{M \cdot m}{r^2} \cdot \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|}$$

$$G = 6,6726 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

$$M = 5,975 \cdot 10^{24} \text{ kg}$$

$$GM = 398\,600 \text{ km}^3 \text{ s}^{-2}$$

- bezwładności

- pod wpływem jakich sił porusza się satelita?
 - grawitacji

$$F = G \cdot \frac{M \cdot m}{r^2}$$

$$\vec{F} = -G \cdot \frac{M \cdot m}{r^2} \cdot \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|}$$

$$G = 6,6726 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

$$M = 5,975 \cdot 10^{24} \text{ kg}$$

$$GM = 398\,600 \text{ km}^3 \text{ s}^{-2}$$

- bezwładności

$$F = a \cdot m$$

$$\vec{F} = \vec{a} \cdot m$$

- pod wpływem jakich sił porusza się satelita?
 - grawitacji

$$F = G \cdot \frac{M \cdot m}{r^2}$$

$$\vec{F} = -G \cdot \frac{M \cdot m}{r^2} \cdot \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|}$$

$$G = 6,6726 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2}$$

$$M = 5,975 \cdot 10^{24} \text{ kg}$$

$$GM = 398\,600 \text{ km}^3 \text{ s}^{-2}$$

- bezwładności

$$F = a \cdot m$$

$$\vec{F} = \vec{a} \cdot m$$

- pozostałe

Sity

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczenia

Prawa Keplera

- Z obserwacji

Siły

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

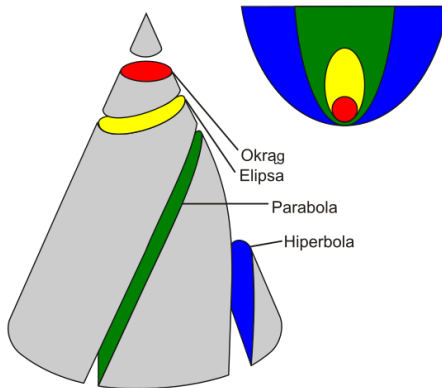
Obliczenia

Prawa Keplera

- Z obserwacji
- Siły centralne, brak perturbacji $\vec{r} + \frac{G \cdot M}{r^3} \cdot \vec{r} = 0$

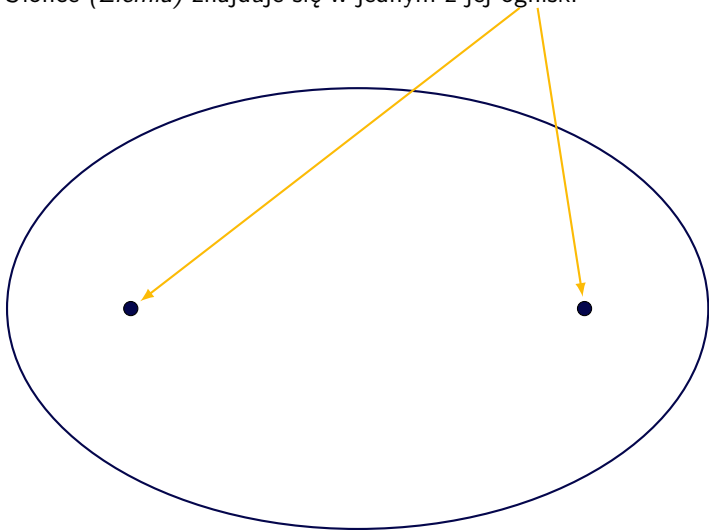
- Z obserwacji
 - Siły centralne, brak perturbacji $\vec{r}'' + \frac{G \cdot M}{r^3} \cdot \vec{r} = 0$
- 1 Orbitą każdej planety (*SSZ*) jest elipsa (*krzywa stożkowa*), a Słońce (*Ziemia*) znajduje się w jednym z jej ognisk.

- Z obserwacji
 - Siły centralne, brak perturbacji $\vec{r}'' + \frac{G \cdot M}{r^3} \cdot \vec{r} = 0$
- 1 Orbitą każdej planety (SSZ) jest elipsa (krzywa stożkowa), a Słońce (Ziemia) znajduje się w jednym z jej ognisk.



Rysunek: wikipedia.pl

- Z obserwacji
 - Siły centralne, brak perturbacji $\vec{\ddot{r}} + \frac{G \cdot M}{r^3} \cdot \vec{r} = 0$
- 1 Orbitą każdej planety (SSZ) jest elipsa (krzywa stożkowa), a Słońce (Ziemia) znajduje się w jednym z jej ognisk.

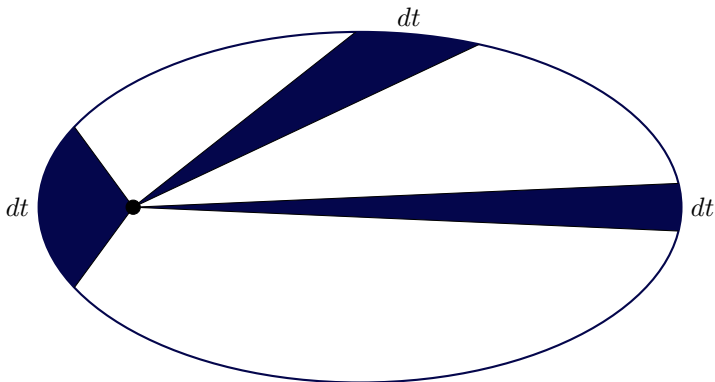


- Z obserwacji
 - Siły centralne, brak perturbacji $\vec{r} + \frac{G \cdot M}{r^3} \cdot \vec{r} = 0$
- 1 Orbitą każdej planety (SSZ) jest elipsa (krzywa stożkowa), a Słońce (Ziemia) znajduje się w jednym z jej ognisk.
 - 2 Promień wodzący planet (SSZ) zakreśla w równym czasie równe pola (stała prędkość polowa).

$$S = \frac{r_1 \cdot r_2}{2} \cdot (\Delta\vartheta) \quad \frac{dS}{dt} = \frac{1}{2} r^2 \frac{d\vartheta}{dt} = \text{const}$$

- Z obserwacji
 - Siły centralne, brak perturbacji $\vec{r}'' + \frac{G \cdot M}{r^3} \cdot \vec{r} = 0$
- 1 Orbitą każdej planety (SSZ) jest elipsa (krzywa stożkowa), a Słońce (Ziemia) znajduje się w jednym z jej ognisk.
 - 2 Promień wodzący planet (SSZ) zakreśla w równym czasie równe pola (stała prędkość polowa).

$$S = \frac{r_1 \cdot r_2}{2} \cdot (\Delta\vartheta) \quad \frac{dS}{dt} = \frac{1}{2} r^2 \frac{d\vartheta}{dt} = \text{const}$$



- Z obserwacji
 - Siły centralne, brak perturbacji $\vec{r} + \frac{G \cdot M}{r^3} \cdot \vec{r} = 0$
- 1 Orbitą każdej planety (*SSZ*) jest elipsa (*krzywa stożkowa*), a Słońce (*Ziemia*) znajduje się w jednym z jej ognisk.
 - 2 Promień wodzący planet (*SSZ*) zakreśla w równym czasie równe pola (stała prędkość polowa).

$$S = \frac{r_1 \cdot r_2}{2} \cdot (\Delta\vartheta) \quad \frac{dS}{dt} = \frac{1}{2} r^2 \frac{d\vartheta}{dt} = \text{const}$$

- 3 Kwadraty okresów obiegów planet (*SSZ*) są proporcjonalne do sześciątów ich średnich odległości od Słońca (*Ziemi*).

$$\frac{a^3}{T^2} = \text{const} \quad \frac{a^3}{T^2} = \frac{G(M + m)}{4\pi^2}$$

Rodzaje orbit

Sity

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczyć

Sity

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczyć

- Kształt

Sity

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczyć

Rodzaje orbit

- Kształt
 - kołowe
 - eliptyczne
 - paraboliczne
 - hiperboliczne

Sity

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczyć

Rodzaje orbit

- Kształt
 - kołowe
 - eliptyczne
 - paraboliczne
 - hiperboliczne
- Wysokość

- Kształt
 - kołowe
 - eliptyczne
 - paraboliczne
 - hiperboliczne
- Wysokość
 - Niskie (Low Earth Orbit)
 - Średnie (MEO)
 - Wysokie (HEO)

- Kształt
 - kołowe
 - eliptyczne
 - paraboliczne
 - hiperboliczne
- Wysokość
 - Niskie (Low Earth Orbit)
 - Średnie (MEO)
 - Wysokie (HEO)
- Kierunek ruchu

- Kształt
 - kołowe
 - eliptyczne
 - paraboliczne
 - hiperboliczne
- Wysokość
 - Niskie (Low Earth Orbit)
 - Średnie (MEO)
 - Wysokie (HEO)
- Kierunek ruchu
 - Proste
 - Wsteczne $i > 90^\circ$

- Kształt
 - kołowe
 - eliptyczne
 - paraboliczne
 - hiperboliczne
- Wysokość
 - Niskie (Low Earth Orbit)
 - Średnie (MEO)
 - Wysokie (HEO)
- Kierunek ruchu
 - Proste
 - Wsteczne $i > 90^\circ$
- Inne właściwości

- Kształt
 - kołowe
 - eliptyczne
 - paraboliczne
 - hiperboliczne
- Wysokość
 - Niskie (Low Earth Orbit)
 - Średnie (MEO)
 - Wysokie (HEO)
- Kierunek ruchu
 - Proste
 - Wsteczne $i > 90^\circ$
- Inne właściwości
 - Geosynchroniczne
 - Geostacjonarne
 - Polarne

- 1 Obliczyć wysokość satelity geostacjonarnego.

- 1 Obliczyć wysokość satelity geostacjonarnego.

$$GM = 398600,4356 \text{ km}^3 \cdot \text{s}^{-2}, \quad T = 23^{\text{h}}56^{\text{m}}4^{\text{s}}, \quad R = 6371 \text{ km}$$

- 1 Obliczyć wysokość satelity geostacjonarnego.
 $GM = 398600,4356 \text{ km}^3 \cdot \text{s}^{-2}$, $T = 23^{\text{h}}56^{\text{m}}4^{\text{s}}$, $R = 6371 \text{ km}$
- 2 Obliczyć okres obiegu i prędkość liniową satelity w zależności od wysokości (zał: orbita kołowa)

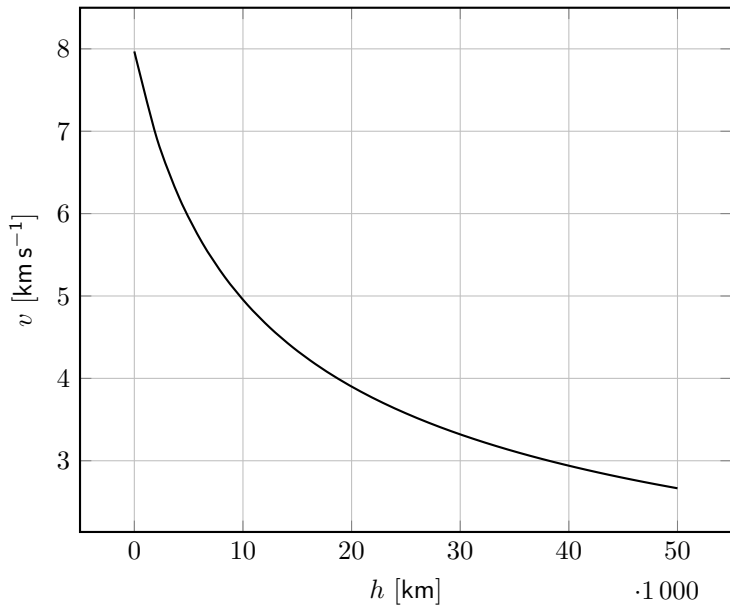
Siły

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczyć

$$v = \sqrt{\frac{GM}{R+h}}$$



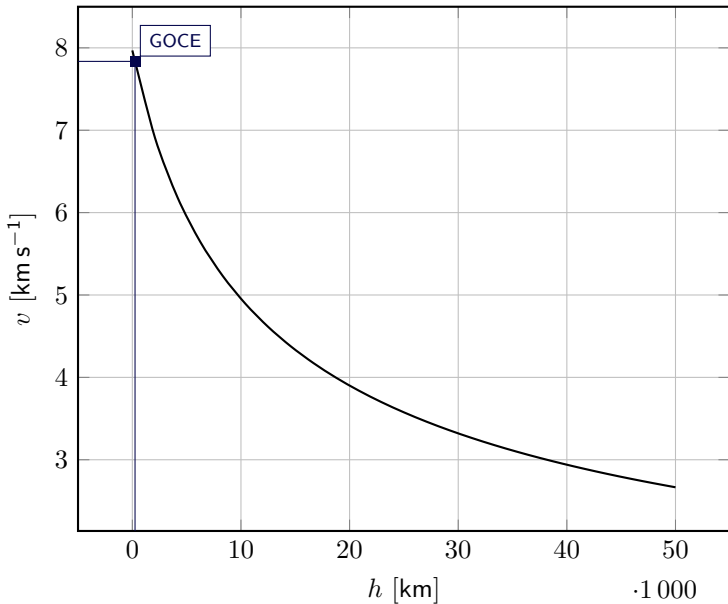
Sity

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczyć

$$v = \sqrt{\frac{GM}{R+h}}$$



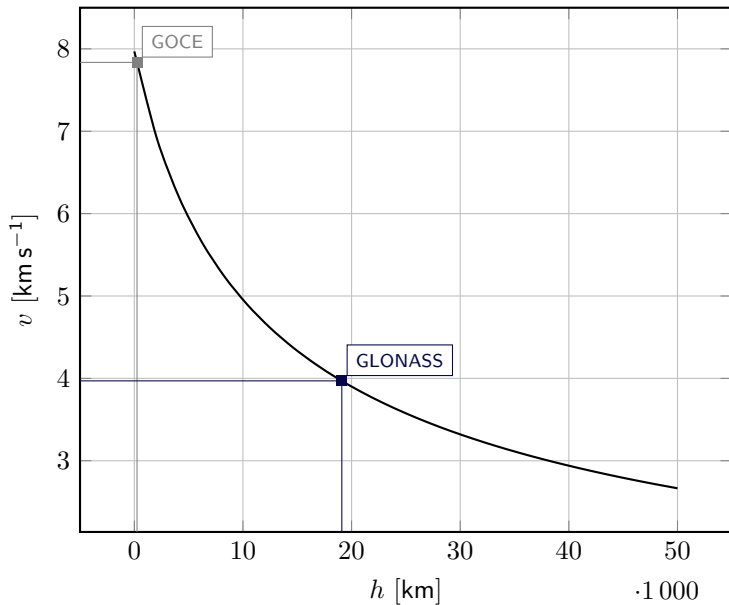
Sity

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczyć

$$v = \sqrt{\frac{GM}{R+h}}$$



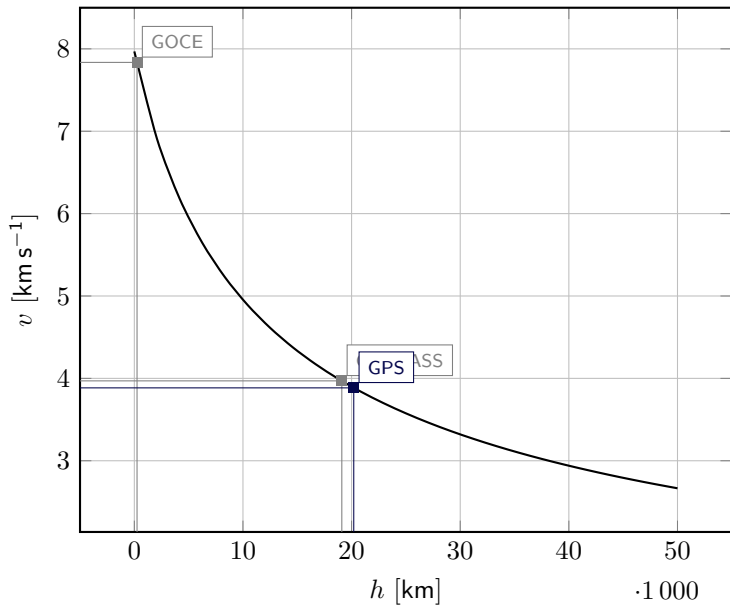
Sity

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczyć

$$v = \sqrt{\frac{GM}{R+h}}$$



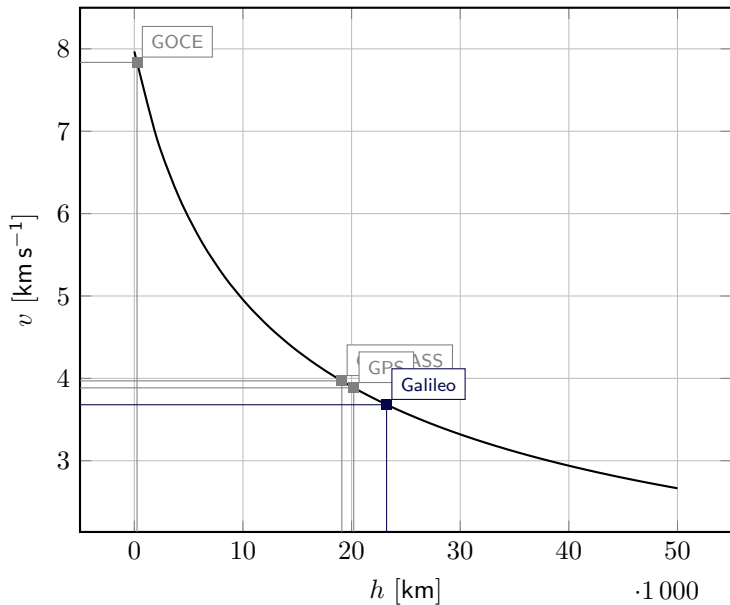
Sity

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczyć

$$v = \sqrt{\frac{GM}{R+h}}$$



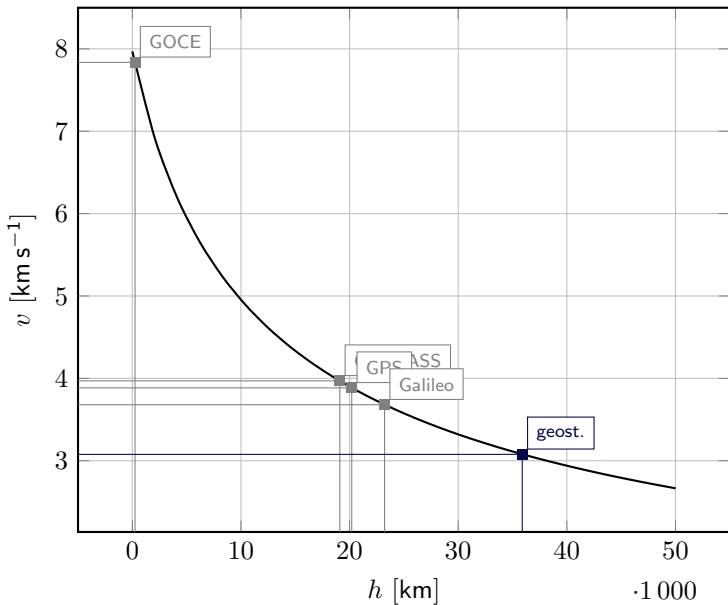
Sity

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczyć

$$v = \sqrt{\frac{GM}{R+h}}$$



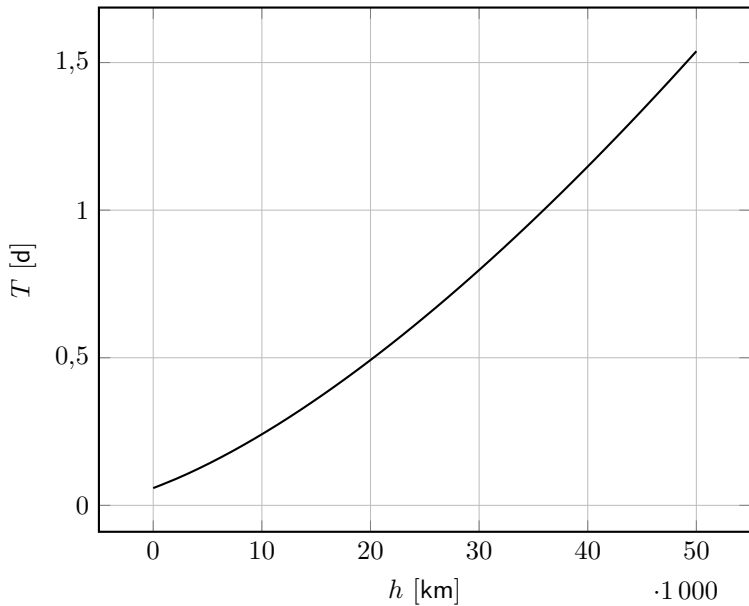
City

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczyć

$$T = 2\pi \cdot (R + H)^{\frac{3}{2}} \cdot (GM)^{-\frac{1}{2}}$$



Ad. 2

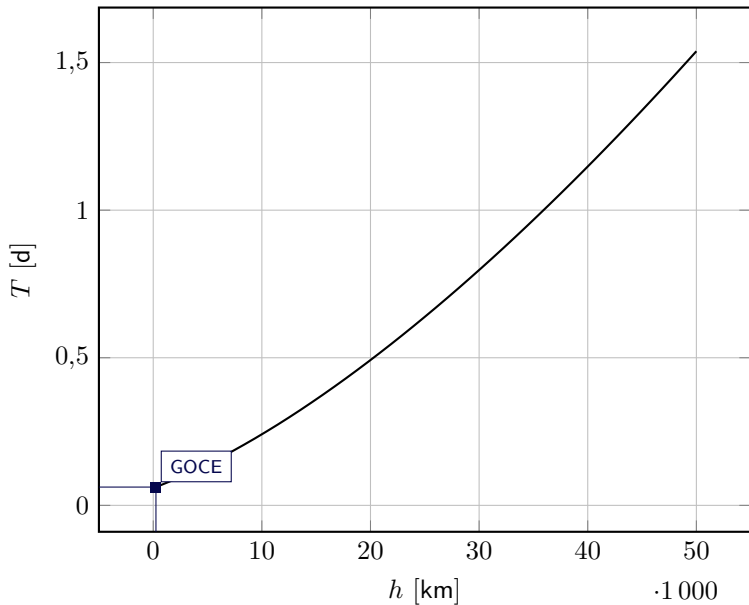
Siły

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczyć

$$T = 2\pi \cdot (R + H)^{\frac{3}{2}} \cdot (GM)^{-\frac{1}{2}}$$



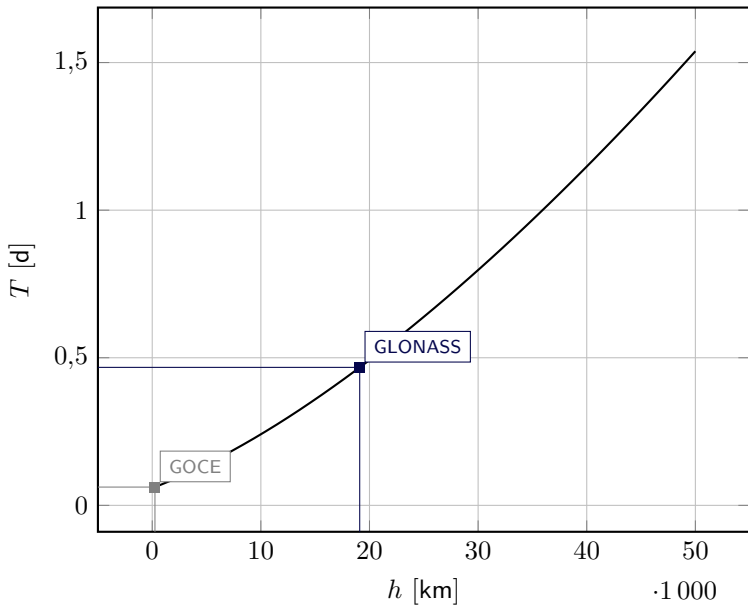
Sity

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczyć

$$T = 2\pi \cdot (R + H)^{\frac{3}{2}} \cdot (GM)^{-\frac{1}{2}}$$



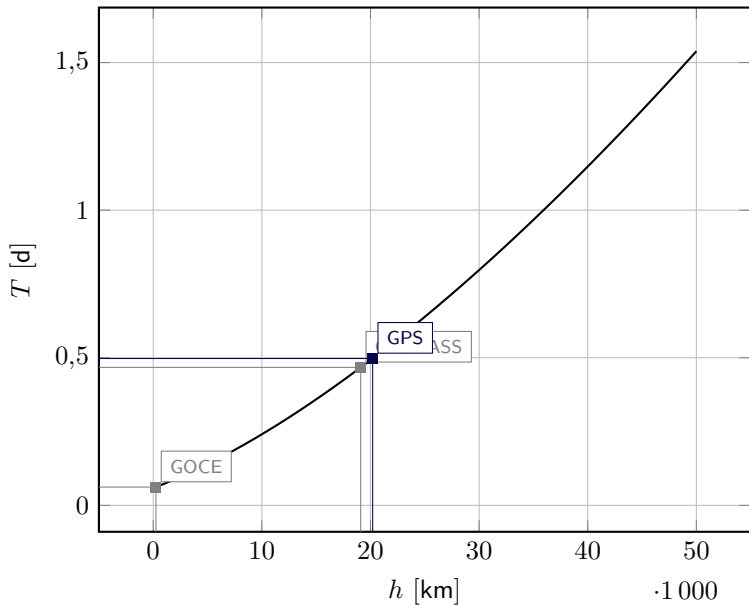
Sity

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczyć

$$T = 2\pi \cdot (R + H)^{\frac{3}{2}} \cdot (GM)^{-\frac{1}{2}}$$



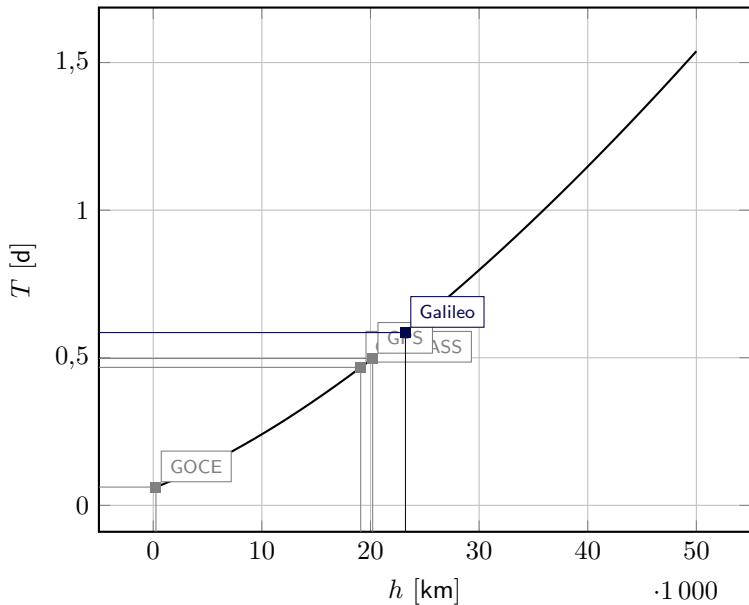
Siły

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczyć

$$T = 2\pi \cdot (R + H)^{\frac{3}{2}} \cdot (GM)^{-\frac{1}{2}}$$



Siły

Prawa Keplera

Rodzaje orbit

Obliczyć

$$T = 2\pi \cdot (R + H)^{\frac{3}{2}} \cdot (GM)^{-\frac{1}{2}}$$

