



calculatoratoz.com



unitsconverters.com

Orbites elliptiques Formules

calculatrices !

Exemples!

conversions !

Signet calculatoratoz.com, unitsconverters.com

Couverture la plus large des calculatrices et croissantes - **30 000+ calculatrices !**

Calculer avec une unité différente pour chaque variable - **Dans la conversion d'unité intégrée !**

La plus large collection de mesures et d'unités - **250+ Mesures !**

N'hésitez pas à PARTAGER ce document avec vos amis
!


[Veillez laisser vos commentaires ici...](#)



Liste de 23 Orbites elliptiques Formules

Orbites elliptiques

Paramètres de l'orbite elliptique

1) Demi-grand axe de l'orbite elliptique étant donné les rayons de l'apogée et du périogée 

$$fx \quad a_e = \frac{r_{e,apogee} + r_{e,pertogee}}{2}$$

Ouvrir la calculatrice 

$$ex \quad 16944km = \frac{27110km + 6778km}{2}$$

2) Énergie spécifique de l'orbite elliptique étant donné l'axe semi-majeur 

$$fx \quad \varepsilon_e = - \frac{[GM.Earth]}{2 \cdot a_e}$$

Ouvrir la calculatrice 

$$ex \quad -11765.066169kJ/kg = - \frac{[GM.Earth]}{2 \cdot 16940km}$$



3) Énergie spécifique de l'orbite elliptique étant donné le moment angulaire

$$\text{fx } \epsilon_e = -\frac{1}{2} \cdot \frac{[\text{GM.Earth}]^2}{h_e^2} \cdot (1 - e_e^2)$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(cbe80b694ebd74fcfe136a095b608235_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } -11760.722845 \text{kJ/kg} = -\frac{1}{2} \cdot \frac{[\text{GM.Earth}]^2}{(65750 \text{km}^2/\text{s})^2} \cdot (1 - (0.6)^2)$$

4) Excentricité de l'orbite

$$\text{fx } e_e = \frac{d_{\text{foci}}}{2 \cdot a_e}$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(3e2231b1ad3ca8da8658228c00dd08e0_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 0.602125 = \frac{20400 \text{km}}{2 \cdot 16940 \text{km}}$$

5) Excentricité de l'orbite elliptique compte tenu de l'apogée et du périogée

$$\text{fx } e_e = \frac{r_{e,\text{apogee}} - r_{e,\text{perigee}}}{r_{e,\text{apogee}} + r_{e,\text{perigee}}}$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(0d5ec72f61334709c3fc9450209b754f_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 0.599976 = \frac{27110 \text{km} - 6778 \text{km}}{27110 \text{km} + 6778 \text{km}}$$



6) Moment angulaire en orbite elliptique étant donné le rayon d'apogée et la vitesse d'apogée

$$fx \quad h_e = r_{e,apogee} \cdot v_{apogee}$$

Ouvrir la calculatrice 

$$ex \quad 65750 \text{km}^2/\text{s} = 27110 \text{km} \cdot 2.425304316 \text{km/s}$$

7) Moment angulaire en orbite elliptique étant donné le rayon du périégée et la vitesse du périégée

$$fx \quad h_e = r_{e,perigee} \cdot v_{perigee}$$

Ouvrir la calculatrice 

$$ex \quad 65749.99 \text{km}^2/\text{s} = 6778 \text{km} \cdot 9.7005 \text{km/s}$$

8) Période de temps de l'orbite elliptique étant donné l'axe semi-majeur

$$fx \quad T_e = 2 \cdot \pi \cdot a_e^2 \cdot \frac{\sqrt{1 - e_e^2}}{h_e}$$

Ouvrir la calculatrice 

$$ex \quad 21938.2 \text{s} = 2 \cdot \pi \cdot (16940 \text{km})^2 \cdot \frac{\sqrt{1 - (0.6)^2}}{65750 \text{km}^2/\text{s}}$$



9) Période de temps de l'orbite elliptique étant donné le moment angulaire et l'excentricité

$$\text{fx } T_e = \frac{2 \cdot \pi}{[\text{GM.Earth}]^2} \cdot \left(\frac{h_e}{\sqrt{1 - e_e^2}} \right)^3$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(e2376d476d06eb31946dc01a69a4403a_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 21954.4\text{s} = \frac{2 \cdot \pi}{[\text{GM.Earth}]^2} \cdot \left(\frac{65750\text{km}^2/\text{s}}{\sqrt{1 - (0.6)^2}} \right)^3$$

10) Période de temps d'orbite elliptique étant donné le moment angulaire

$$\text{fx } T_e = \frac{2 \cdot \pi}{[\text{GM.Earth}]^2} \cdot \left(\frac{h_e}{\sqrt{1 - e_e^2}} \right)^3$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(0b5e7e25e8775f7e7e80906ada4f0021_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 21954.4\text{s} = \frac{2 \cdot \pi}{[\text{GM.Earth}]^2} \cdot \left(\frac{65750\text{km}^2/\text{s}}{\sqrt{1 - (0.6)^2}} \right)^3$$

11) Période de temps pour une révolution complète étant donné l'élan angulaire

$$\text{fx } T_e = \frac{2 \cdot \pi \cdot a_e \cdot b_e}{h_e}$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(bd3b31712ad9bab5a241210fa6925cdd_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 21230.77\text{s} = \frac{2 \cdot \pi \cdot 16940\text{km} \cdot 13115\text{km}}{65750\text{km}^2/\text{s}}$$



12) Rayon d'apogée de l'orbite elliptique étant donné le moment angulaire et l'excentricité

$$\text{fx } r_{e,\text{apogee}} = \frac{h_e^2}{[\text{GM.Earth}] \cdot (1 - e_e)}$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(d3fb9f94af8b26d1c844efa9a98805b0_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 27114.01\text{km} = \frac{(65750\text{km}^2/\text{s})^2}{[\text{GM.Earth}] \cdot (1 - 0.6)}$$

13) Rayon moyen en azimut étant donné les rayons d'apogée et de périégée

$$\text{fx } r_\theta = \sqrt{r_{e,\text{apogee}} \cdot r_{e,\text{perigee}}}$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(e1d6102fe77919492c04879c8450f1f5_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 13555.5\text{km} = \sqrt{27110\text{km} \cdot 6778\text{km}}$$

14) Véritable anomalie dans l'orbite elliptique étant donné la position radiale, l'excentricité et le moment angulaire

$$\text{fx } \theta_e = a \cos \left(\frac{\frac{h_e^2}{[\text{GM.Earth}] \cdot r_e} - 1}{e_e} \right)$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(ab4e2b3fc7e7887b7a72f548aa6f5e60_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 135.1122^\circ = a \cos \left(\frac{\frac{(65750\text{km}^2/\text{s})^2}{[\text{GM.Earth}] \cdot 18865\text{km}} - 1}{0.6} \right)$$



15) Vitesse d'apogée en orbite elliptique étant donné le moment angulaire et le rayon d'apogée

$$\text{fx } v_{\text{apogee}} = \frac{h_e}{r_{e,\text{apogee}}}$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(9dfdaff1d86ba3c1f8353b4d1b61b8c5_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 2.425304\text{km/s} = \frac{65750\text{km}^2/\text{s}}{27110\text{km}}$$

16) Vitesse radiale en orbite elliptique étant donné la position radiale et le moment angulaire

$$\text{fx } v_r = \frac{h_e}{r_e}$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(2b376d1a92330ab09dad2665d2f89bf5_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 3.48529\text{km/s} = \frac{65750\text{km}^2/\text{s}}{18865\text{km}}$$

17) Vitesse radiale en orbite elliptique étant donné la véritable anomalie, l'excentricité et le moment angulaire

$$\text{fx } v_r = [\text{GM.Earth}] \cdot e_e \cdot \frac{\sin(\theta_e)}{h_e}$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(c444627dab9fee9a1550c053ffaaaae2_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 2.567101\text{km/s} = [\text{GM.Earth}] \cdot 0.6 \cdot \frac{\sin(135.11^\circ)}{65750\text{km}^2/\text{s}}$$



Position orbitale en fonction du temps

18) Anomalie excentrique dans l'orbite elliptique compte tenu de la véritable anomalie et de l'excentricité 

$$\text{fx } E = 2 \cdot a \tan \left(\sqrt{\frac{1 - e_e}{1 + e_e}} \cdot \tan \left(\frac{\theta_e}{2} \right) \right)$$

Ouvrir la calculatrice 


$$\text{ex } 100.8744^\circ = 2 \cdot a \tan \left(\sqrt{\frac{1 - 0.6}{1 + 0.6}} \cdot \tan \left(\frac{135.11^\circ}{2} \right) \right)$$

19) Anomalie moyenne dans l'orbite elliptique compte tenu de l'anomalie excentrique et de l'excentricité 

$$\text{fx } M_e = E - e_e \cdot \sin(E)$$

Ouvrir la calculatrice 

$$\text{ex } 67.1138^\circ = 100.874^\circ - 0.6 \cdot \sin(100.874^\circ)$$

20) Anomalie moyenne dans l'orbite elliptique compte tenu du temps écoulé depuis le périastre 

$$\text{fx } M_e = \frac{2 \cdot \pi \cdot t_e}{T_e}$$

Ouvrir la calculatrice 

$$\text{ex } 67.39726^\circ = \frac{2 \cdot \pi \cdot 4100\text{s}}{21900\text{s}}$$



21) Temps écoulé depuis le périastre sur l'orbite elliptique compte tenu de l'anomalie excentrique et de la période de temps

$$\text{fx } t_e = (E - e_e \cdot \sin(E)) \cdot \frac{T_e}{2 \cdot \Pi(6)}$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(c3d993ca47bfe2a953c700506ce31fa0_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 4275.452\text{s} = (100.874^\circ - 0.6 \cdot \sin(100.874^\circ)) \cdot \frac{21900\text{s}}{2 \cdot \Pi(6)}$$

22) Temps écoulé depuis le périastre sur l'orbite elliptique compte tenu de l'anomalie moyenne

$$\text{fx } t_e = M_e \cdot \frac{T_e}{2 \cdot \pi}$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(17413706fd4997a1a4bdf85c6864eee1_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 4091.042\text{s} = 67.25^\circ \cdot \frac{21900\text{s}}{2 \cdot \pi}$$

23) Véritable anomalie dans l'orbite elliptique compte tenu de l'anomalie excentrique et de l'excentricité

$$\text{fx } \theta_e = 2 \cdot a \tan \left(\sqrt{\frac{1 + e_e}{1 - e_e}} \cdot \tan \left(\frac{E}{2} \right) \right)$$

[Ouvrir la calculatrice !\[\]\(4b7a79268f6ba26c1471d4232fffa85a_img.jpg\)](#)

$$\text{ex } 135.1097^\circ = 2 \cdot a \tan \left(\sqrt{\frac{1 + 0.6}{1 - 0.6}} \cdot \tan \left(\frac{100.874^\circ}{2} \right) \right)$$



Variables utilisées

- a_e Axe semi-majeur de l'orbite elliptique (Kilomètre)
- b_e Axe semi-mineur de l'orbite elliptique (Kilomètre)
- d_{foci} Distance entre deux foyers (Kilomètre)
- E Anomalie excentrique (Degré)
- e_e Excentricité de l'orbite elliptique
- h_e Moment angulaire de l'orbite elliptique (Kilomètre carré par seconde)
- M_e Anomalie moyenne en orbite elliptique (Degré)
- r_e Position radiale sur orbite elliptique (Kilomètre)
- $r_{e,apogee}$ Rayon d'apogée en orbite elliptique (Kilomètre)
- $r_{e,perigee}$ Rayon du périégée en orbite elliptique (Kilomètre)
- r_θ Rayon moyen de l'azimut (Kilomètre)
- t_e Temps écoulé depuis le périastre sur orbite elliptique (Deuxième)
- T_e Période de temps de l'orbite elliptique (Deuxième)
- v_{apogee} Vitesse du satellite à Apogée (Kilomètre / seconde)
- $v_{perigee}$ Vitesse du satellite au périégée (Kilomètre / seconde)
- v_r Vitesse radiale du satellite (Kilomètre / seconde)
- ϵ_e Énergie spécifique de l'orbite elliptique (Kilojoule par Kilogramme)
- θ_e Véritable anomalie en orbite elliptique (Degré)



Constantes, Fonctions, Mesures utilisées

- **Constante:** **pi**, 3.14159265358979323846264338327950288
Constante d'Archimède
- **Constante:** **[GM.Earth]**, 3.986004418E+14
Constante gravitationnelle géocentrique de la Terre
- **Fonction:** **acos**, acos(Number)
La fonction cosinus inverse est la fonction inverse de la fonction cosinus. C'est la fonction qui prend un rapport en entrée et renvoie l'angle dont le cosinus est égal à ce rapport.
- **Fonction:** **atan**, atan(Number)
Le bronlage inverse est utilisé pour calculer l'angle en appliquant le rapport tangentiel de l'angle, qui est le côté opposé divisé par le côté adjacent du triangle rectangle.
- **Fonction:** **cos**, cos(Angle)
Le cosinus d'un angle est le rapport du côté adjacent à l'angle à l'hypoténuse du triangle.
- **Fonction:** **Pi**, Pi(Number)
La fonction de comptage des nombres premiers est une fonction en mathématiques qui compte le nombre de nombres premiers inférieurs ou égaux à un nombre réel donné.
- **Fonction:** **sin**, sin(Angle)
Le sinus est une fonction trigonométrique qui décrit le rapport entre la longueur du côté opposé d'un triangle rectangle et la longueur de l'hypoténuse.
- **Fonction:** **sqrt**, sqrt(Number)
Une fonction racine carrée est une fonction qui prend un nombre non négatif comme entrée et renvoie la racine carrée du nombre d'entrée donné.



- **Fonction:** **tan**, $\tan(\text{Angle})$

La tangente d'un angle est un rapport trigonométrique de la longueur du côté opposé à un angle à la longueur du côté adjacent à un angle dans un triangle rectangle.


- **La mesure:** **Longueur** in Kilomètre (km)

Longueur Conversion d'unité 

- **La mesure:** **Temps** in Deuxième (s)

Temps Conversion d'unité 

- **La mesure:** **La rapidité** in Kilomètre / seconde (km/s)

La rapidité Conversion d'unité 

- **La mesure:** **Angle** in Degré ($^{\circ}$)

Angle Conversion d'unité 

- **La mesure:** **Énergie spécifique** in Kilojoule par Kilogramme (kJ/kg)





Énergie spécifique Conversion d'unité 

- **La mesure:** **Moment angulaire spécifique** in Kilomètre carré par seconde (km^2/s)

Moment angulaire spécifique Conversion d'unité 



Vérifier d'autres listes de formules

- [Orbites circulaires Formules](#) 
- [Orbites elliptiques Formules](#) 
- [Orbites hyperboliques Formules](#) 
- [Orbites paraboliques Formules](#) 

N'hésitez pas à PARTAGER ce document avec vos amis !

PDF Disponible en

[English](#) [Spanish](#) [French](#) [German](#) [Russian](#) [Italian](#) [Portuguese](#) [Polish](#) [Dutch](#)

6/11/2024 | 9:50:38 AM UTC

[Veuillez laisser vos commentaires ici...](#)

