

calculatoratoz.comunitsconverters.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 !

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



Liste de 22 Orbites elliptiques Formules

Orbites elliptiques ↗

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

$$fx \quad a_e = \frac{r_{\text{apogee}} + r_{\text{perihelium}}}{2}$$

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

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

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

$$fx \quad \varepsilon = -\frac{\mu}{2 \cdot a_e}$$

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

$$ex \quad -11747343.565525 \text{ J/kg} = -\frac{3.98E14 \text{ m}^3/\text{s}^2}{2 \cdot 16940 \text{ km}}$$

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

$$fx \quad \varepsilon = -\frac{1}{2} \cdot \frac{\mu^2}{h^2} \cdot (1 - e_e^2)$$

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

$$ex \quad -11725317.410979 \text{ J/kg} = -\frac{1}{2} \cdot \frac{(3.98E14 \text{ m}^3/\text{s}^2)^2}{(65750 \text{ km}^2/\text{s})^2} \cdot (1 - (0.6)^2)$$



4) Excentricité de l'orbite elliptique compte tenu de l'apogée et du périphée[Ouvrir la calculatrice](#)

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

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

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

$$h = r_{\text{apogee}} \cdot v_{\text{apogee}}$$

[Ouvrir la calculatrice](#)

$$\text{ex } 66419.5\text{km}^2/\text{s} = 27110\text{km} \cdot 2.45\text{km/s}$$

6) Moment angulaire en orbite elliptique étant donné le rayon du périphée et la vitesse du périphée

$$h = r_{\text{perigee}} \cdot v_{\text{perigee}}$$

[Ouvrir la calculatrice](#)

$$\text{ex } 65746.6\text{km}^2/\text{s} = 6778\text{km} \cdot 9.7\text{km/s}$$

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

$$\text{fx } T_{\text{or}} = 2 \cdot \pi \cdot a_e^2 \cdot \frac{\sqrt{1 - e_e^2}}{h}$$

[Ouvrir la calculatrice](#)

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



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

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

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

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

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

fx $T_{\text{or}} = \frac{2 \cdot \pi}{\mu^2} \cdot \left(\frac{h}{\sqrt{1 - e_e^2}} \right)^3$

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

ex $22020.7\text{s} = \frac{2 \cdot \pi}{(3.98E14\text{m}^3/\text{s}^2)^2} \cdot \left(\frac{65750\text{km}^2/\text{s}}{\sqrt{1 - (0.6)^2}} \right)^3$

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

fx $T_{\text{or}} = \frac{2 \cdot \pi \cdot a_e \cdot b}{h}$

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

ex $15346.38\text{s} = \frac{2 \cdot \pi \cdot 16940\text{km} \cdot 9480\text{km}}{65750\text{km}^2/\text{s}}$



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

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

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

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

12) Rayon moyen en azimut étant donné les rayons d'apogée et de périhélie ↗

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

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

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

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

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

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

ex $109.519^\circ = a \cos \left(\frac{\frac{(65750\text{km}^2/\text{s})^2}{[\text{GM.Earth}] \cdot 13565\text{km}} - 1}{0.6} \right)$



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

fx $v_{\text{apogee}} = \frac{h}{r_{\text{apogee}}}$

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

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

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

fx $v_r = \frac{h}{r}$

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

ex $4.847033 \text{ km/s} = \frac{65750 \text{ km}^2/\text{s}}{13565 \text{ km}}$

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

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

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

ex $3.439247 \text{ km/s} = [\text{GM.Earth}] \cdot 0.6 \cdot \frac{\sin(109^\circ)}{65750 \text{ km}^2/\text{s}}$



Position orbitale en fonction du temps ↗

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

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

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

$$ex \quad 70.05892^\circ = 2 \cdot a \tan \left(\sqrt{\frac{1 - 0.6}{1 + 0.6}} \cdot \tan \left(\frac{109^\circ}{2} \right) \right)$$

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

$$fx \quad M = E - e_e \cdot \sin(E)$$

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

$$ex \quad 68.37376^\circ = 102^\circ - 0.6 \cdot \sin(102^\circ)$$

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

$$fx \quad M = \frac{2 \cdot \pi \cdot t}{T_{\text{or}}}$$

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

$$ex \quad 240^\circ = \frac{2 \cdot \pi \cdot 14000\text{s}}{21000\text{s}}$$



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

fx $t = (E - e_e \cdot \sin(E)) \cdot \frac{T_{\text{or}}}{2 \cdot \Pi(6)}$

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

ex $4176.715\text{s} = (102^\circ - 0.6 \cdot \sin(102^\circ)) \cdot \frac{21000\text{s}}{2 \cdot \Pi(6)}$

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

fx $t = M \cdot \frac{T_{\text{or}}}{2 \cdot \pi}$

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

ex $4666.667\text{s} = 80^\circ \cdot \frac{21000\text{s}}{2 \cdot \pi}$

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

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

[Ouvrir la calculatrice ↗](#)

ex $135.9147^\circ = 2 \cdot a \tan \left(\sqrt{\frac{1 + 0.6}{1 - 0.6}} \cdot \tan \left(\frac{102^\circ}{2} \right) \right)$



Variables utilisées

- a_e Axe semi-majeur de l'orbite elliptique (Kilomètre)
- b Axe semi-mineur de l'orbite elliptique (Kilomètre)
- E Anomalie excentrique (Degré)
- e_e Excentricité de l'orbite elliptique
- h Moment angulaire de l'orbite (Kilomètre carré par seconde)
- M Anomalie moyenne (Degré)
- r Position radiale du satellite (Kilomètre)
- r_{apogee} Rayon de l'apogée (Kilomètre)
- r_{perigee} Rayon du périgée (Kilomètre)
- r_θ Rayon moyen de l'azimut (Kilomètre)
- t Temps écoulé depuis le périastre (Deuxième)
- T_{or} Période d'orbite (Deuxième)
- v_{apogee} Vitesse du satellite à Apogée (Kilomètre / seconde)
- v_{perigee} Vitesse du satellite au périgée (Kilomètre / seconde)
- v_r Vitesse radiale du satellite (Kilomètre / seconde)
- ϵ Énergie spécifique de l'orbite (Joule par Kilogramme)
- θ Véritable anomalie (Degré)
- μ Paramètre gravitationnel standard (Mètre Cube par Seconde Carrée)



Constantes, Fonctions, Mesures utilisées

- **Constante:** **pi**, 3.14159265358979323846264338327950288
Archimedes' constant
- **Constante:** **[GM.Earth]**, $3.986004418 \times 10^{14} \text{ m}^3 \text{ s}^{-2}$
Earth's Geocentric Gravitational Constant
- **Fonction:** **acos**, $\text{acos}(\text{Number})$
Inverse trigonometric cosine function
- **Fonction:** **atan**, $\text{atan}(\text{Number})$
Inverse trigonometric tangent function
- **Fonction:** **cos**, $\text{cos}(\text{Angle})$
Trigonometric cosine function
- **Fonction:** **Pi**, $\text{Pi}(\text{Number})$
Prime-counting function - $\text{Pi}(n)$
- **Fonction:** **sin**, $\text{sin}(\text{Angle})$
Trigonometric sine function
- **Fonction:** **sqrt**, $\text{sqrt}(\text{Number})$
Square root function
- **Fonction:** **tan**, $\text{tan}(\text{Angle})$
Trigonometric tangent function
- **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 (°)
Angle Conversion d'unité ↗



- **La mesure:** **Énergie spécifique** in Joule par Kilogramme (J/kg)
Énergie spécifique Conversion d'unité ↗
- **La mesure:** **Paramètre gravitationnel** in Mètre Cube par Seconde Carrée (m^3/s^2)
Paramètre gravitationnel 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 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](#)

11/22/2023 | 2:43:55 PM UTC

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

