Dernière mise à jour: November 1, 2026

À propos de ce cours

Ce cours gratuit compte 10 unités et 6 travaux pratiques. Ce sont les vrais totaux, pas un programme plus long raccourci.

Un contrôle est un nombre ou un résultat de code sur une page de cours qu'un script recalcule avant publication. Le nombre affiché et le nombre recalculé doivent correspondre.

> Ceci est le plan d'un cours gratuit en autonomie rédigé par Saving Planets. Ce n'est pas un cours universitaire : il ne donne aucun crédit académique et aucun établissement n'y participe.
>
> Son contenu suit un cours de mécanique orbitale de troisième année sur un semestre. Il s'inspire des thèmes et du niveau de MIT 16.346 Astrodynamics et des parties orbitales de MIT 16.07 Dynamics (gratuits sur MIT OpenCourseWare), ainsi que de cours comme Purdue AAE 340 et Georgia Tech AE 3330, en s'appuyant sur les ressources gratuites Basics of Space Flight de la NASA et OpenStax University Physics, que nous citons là où elles aident. Aucun de ces auteurs, établissements ou agences ne cautionne cette page.
>
> Ce que nous ajoutons : chaque module est relié à un travail réel avec une source publique citée (Landsat, satellites météo GOES, essai de défense planétaire DART de la NASA et règles sur les débris orbitaux), chaque nombre de la page est recalculé par un script de vérification avant publication, et chaque TP a une simulation gratuite ou un tableur.
>
> Suivez-le dans l'ordre. Chaque unité comporte des objectifs, des notions clés, des équations, des exemples pas à pas, des exercices corrigés en détail, des erreurs fréquentes, des cartes mémoire et un quiz. Votre progression est enregistrée uniquement dans ce navigateur.

Comment ce cours aide à sauver la planète

Les orbites nous permettent d'observer notre planète : les satellites d'observation de la Terre en orbite basse cartographient forêts, cultures et eau, et les satellites météo géostationnaires surveillent les tempêtes en permanence. Choisir ces orbites relève purement de la mécanique orbitale.

Les orbites sont aussi une ressource partagée et limitée. Les débris laissés dans l'espace menacent les satellites dont nous dépendons ; une conception de mission responsable prévoit donc désormais un plan de sortie d'orbite. Chaque module se termine par une courte section sourcée.

Les valeurs qui ne proviennent pas d’une source sont indiquées comme valeurs d’exemple ou de manuel.

Pour les enseignants

Vous pouvez enseigner ce cours, ou laisser un élève le faire seul. Il est gratuit. Saving Planets ne donne ni note ni crédit scolaire.

- Cette page est le cours entier : 10 unités et 6 travaux pratiques (AERO 340).
- Prévoyez 15 semaines, environ 6 à 9 heures par semaine, y compris les semaines de travaux pratiques.
- Suivez le calendrier de 15 semaines. Lisez l’unité, faites les exercices sur papier, puis ouvrez la réponse. La semaine d’un TP, faites le TP ou la version à la maison.
- Un contrôle est un nombre ou un résultat de code sur la page qu’un script recalcule avant publication. Le nombre affiché et le nombre recalculé doivent correspondre.
- Utilisez Imprimer cette page, ou téléchargez le guide d’étude PDF. La feuille de formules est vers la fin.
- Demandez : en quoi cette unité aide-t-elle les gens et la planète ? Chaque unité a un encadré vert avec un fait sourcé.
- Copiez le modèle de guide enseignant et écrivez le nom de votre classe, le temps dont vous disposez et les questions que vous poserez. Ouvrir le modèle de guide enseignant

Avant de commencer

Prérequis

- Dynamique : lois de Newton, moment cinétique et énergie.
- Calcul III et équations différentielles : vecteurs, gradients et EDO.
- Algèbre linéaire : vecteurs, rotations et repères.
- Physique I : gravitation universelle.

Comment étudier

- Commencez chaque problème par un croquis de l’orbite : corps central, périapside, apoapside et position de l’engin.
- Écrivez d’abord l’équation vis-viva ; elle répond à la plupart des questions de vitesse.
- Gardez les unités en mètres et secondes, et μ en m^3/s^2 ; ne convertissez en km qu’à la fin.
- Dessinez chaque manœuvre sous forme de triangle des vitesses avant de calculer Δv.
- Vérifiez les cas limites : une orbite circulaire a $e = 0$; la libération correspond à une énergie totale nulle.

- Faites chaque exercice sur papier avant d'ouvrir la réponse, et refaites les quiz quelques jours plus tard.

Ce qu'il vous faut

- Un ordinateur ou une tablette pour les simulations gratuites PhET Gravity and Orbits, Kepler's Laws et My Solar System.
- NASA's Eyes on the Solar System dans un navigateur web.
- Un tableur pour les TP sur les transferts, l'équation de la fusée et les traces au sol.
- Une calculatrice avec fonctions trigonométriques.

Programme suggéré sur 15 semaines

Environ 6 à 9 heures par semaine : lecture, exercices et, les semaines de TP, le TP.

Semaine	Unité	Thèmes	Lecture
1	Gravitation, problème à deux corps et orbites circulaires	Gravitation, problème à deux corps, orbites circulaires ; TP A	OpenStax UP1 13.4–13.5
2	Coniques, énergie et éléments orbitaux	Énergie, moment cinétique, coniques	MIT 16.346
3	Coniques, énergie et éléments orbitaux	Vis-viva et éléments orbitaux ; TP B	NASA Basics of Space Flight
4	Équation de Kepler et temps de vol	Équation de Kepler et temps de vol	MIT 16.346
5	Transferts d'orbite : Hohmann et au-delà	Manœuvres impulsionnelles et transferts de Hohmann	MIT 16.346
6	Transferts d'orbite : Hohmann et au-delà	Bi-elliptique, phasage, désorbitation ; TP C	MIT 16.346
7	Changements de plan et manœuvres combinées	Changements de plan et poussées combinées ; entraînement au partiel	MIT 16.346
8	Fusées, budgets de Δv et étagement	Équation de la fusée, étagement, budgets de Δv ; TP D	OpenStax UP1 9.7
9	Perturbations : renflement terrestre, traînée et orbites héliosynchrones	J_2 et régression des nœuds	MIT 16.346
10	Perturbations : renflement terrestre, traînée et orbites	Orbites héliosynchrones et traînée ; TP E	NASA Landsat 9

Semaine	Unité	Thèmes	Lecture
	héliosynchrones		
11	Traces au sol, couverture et constellations	Traces au sol, couverture, constellations ; TP F	NASA Eyes
12	Transferts interplanétaires et coniques raccordées	Transferts héliocentriques et coniques raccordées	NASA Basics of Space Flight
13	Transferts interplanétaires et coniques raccordées	Fenêtres de lancement et assistances gravitationnelles	NASA Basics of Space Flight
14	Durabilité spatiale : débris, élimination et défense planétaire	Débris, élimination et évitement de collision	NASA ODPO; FCC
15	Durabilité spatiale : débris, élimination et défense planétaire	Défense planétaire ; entraînement à l'examen final	NASA DART

Votre progression

Cochez les unités et les TP à mesure que vous les terminez, et faites les quiz. La progression et les scores sont enregistrés uniquement dans ce navigateur et ne nous sont jamais envoyés.

Unités

Gravitation, problème à deux corps et orbites circulaires

Loi de la gravitation de Newton, paramètre gravitationnel μ, équation du mouvement à deux corps, vitesse et période d'une orbite circulaire, vitesse de libération, les trois lois de Kepler, et orbites basses, moyennes et géostationnaires.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Écrire l'équation du mouvement à deux corps.
- Calculer la vitesse et la période d'une orbite circulaire.
- Calculer la vitesse de libération.
- Trouver le rayon géostationnaire.

Notions clés

- La gravitation de Newton donne l'équation à deux corps r̈ = −μr/r³, avec μ = GM. Pour la Terre, μ = 3.986 × 10¹⁴ m³/s².
- Une orbite circulaire a une vitesse v = √(μ/r) et une période T = 2π√(r³/μ) : les orbites plus hautes sont plus lentes et plus longues.
- La vitesse de libération vaut √2 fois la vitesse circulaire au même rayon : v_esc = √(2μ/r).
- Lois de Kepler : les orbites sont des ellipses dont le corps central occupe un foyer ; le rayon balaie des aires égales en des temps égaux ; et T² est proportionnel à a³.
- Une orbite géostationnaire a une période d'un jour sidéral (86164.1 s) et se situe au-dessus de l'équateur, de sorte que le satellite reste au-dessus du même point.

Équations clés

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\mathbf{r}$$

`r=-(μ)/(r^3) r`

Équation à deux corps

$$v_c = \sqrt{\frac{\mu}{r}}$$

`v_c=(μ)/(r)`

Vitesse circulaire

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

T=2π(a^3)/(μ)

Période

$$v_{esc} = \sqrt{\frac{2\mu}{r}}$$

v_esc=(2μ)/(r)

Vitesse de libération

Exemples résolus pas à pas

Exemple 1.1 Trouvez la vitesse et la période d’une orbite circulaire à 400 km d’altitude.

1. r = 6378 + 400 = 6778 km.
2. v = √(3.986 × 10¹⁴/6.778 × 10⁶).
3. T = 2π√(r³/μ).

Réponse : v = 7.67 km/s ; T = 92.6 min.

Exemple 1.2 Trouvez la vitesse de libération depuis cette altitude.

1. v_esc = √2 × 7.669.

Réponse : v_esc = 10.85 km/s.

Exemple 1.3 Trouvez le rayon et l’altitude géostationnaires.

1. r = (μT²/(4π²))^(1/3) avec T = 86164.1 s.
2. Altitude = 42164 − 6378.

Réponse : r = 42164 km ; altitude 35786 km (22236 milles) ; v = 3.07 km/s.

Exercices

Faites chacun d’abord sur papier, puis vérifiez.

1. Trouvez la période d’une orbite circulaire à 705 km d’altitude.

   98.9 min.

2. Trouvez la vitesse à cet endroit.

7.50 km/s.

3. Combien d’orbites par jour cela représente-t-il ?

   1440/98.87 = 14.56.

4. Convertissez 7.67 km/s en mph.

   17154 mph.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Les orbites plus hautes sont plus rapides.
En réalité : Elles sont plus lentes.

Idée reçue : Les astronautes flottent parce qu’il n’y a pas de gravité.
En réalité : Ils sont en chute libre autour de la Terre.

Idée reçue : Une orbite géostationnaire peut se trouver au-dessus de n’importe quelle ville.
En réalité : Elle doit être au-dessus de l’équateur.

Cartes mémoire

μ

$GM = 3.986 \times 10^{14}\ m^3/s^2$.

Vitesse circulaire

$\sqrt{(\mu/r)}$.

Période

$2\pi\sqrt{(a^3/\mu)}$.

Libération

$\sqrt{(2\mu/r)}$.

Kepler 3

$T^2 \propto a^3$.

GEO

Rayon de 42164 km.

Quiz d’autocontrôle

1. La vitesse circulaire vaut…

$\sqrt{(\mu/r)}$

μ/r

√(2μ/r)

μr

√(μ/r). Gravité = force centripète.

2. La vitesse de libération vaut … fois la vitesse circulaire.

√2

2

1

½

√2. Énergie.

3. La troisième loi de Kepler relie…

T^2 et a^3

T et a

v et r

e et a

T^2 et a^3. Loi harmonique.

4. La période GEO est…

un jour sidéral

12 h

90 min

1 an

un jour sidéral. Égale à la rotation.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NOAA explique que les satellites météo GOES orbitent à 22236 milles au-dessus de l'équateur terrestre à une vitesse égale à la rotation de la Terre ; ils restent ainsi au-dessus des mêmes régions et assurent une couverture continue. Ensemble, GOES East et GOES West surveillent plus de la moitié du globe, de la côte ouest de l'Afrique à la Nouvelle-Zélande.

L'imageur de la série GOES-R peut photographier les tempêtes jusqu'à toutes les 30 secondes, et la série embarque le premier détecteur de foudre opérationnel en orbite géostationnaire. L'altitude de 22236 milles correspond exactement au rayon géostationnaire de ce module moins le rayon terrestre.

Sur Saving Planets : Observation de la Terre · Physique I

Sources : NOAA NESDIS: GOES-R Series mission (https://www.goes-r.gov/mission/mission.html)

Ressources d'apprentissage gratuites

- OpenStax UP1, 13.5 Kepler's laws of planetary motion (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/13-5-keplers-laws-of-planetary-motion): Section de manuel gratuite.
- OpenStax UP1, 13.4 Satellite orbits and energy (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/13-4-satellite-orbits-and-energy): Section de manuel gratuite.
- NASA Basics of Space Flight, Chapter 5: Planetary orbits (https://science.nasa.gov/learn/basics-of-space-flight/chapter5-1/): Chapitre gratuit de la NASA.
- PhET : Gravity and Orbits (https://phet.colorado.edu/en/simulations/gravity-and-orbits): Les orbites de façon interactive.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Coniques, énergie et éléments orbitaux

Conservation de l’énergie et du moment cinétique, équation de l’orbite, ellipses, paraboles et hyperboles, excentricité, équation vis-viva, vitesses au périapside et à l’apoapside, et les six éléments orbitaux classiques.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Utiliser vis-viva pour trouver des vitesses.
- Relier l’excentricité au périapside et à l’apoapside.
- Calculer l’énergie et le moment cinétique spécifiques.
- Nommer et interpréter les six éléments orbitaux.

Notions clés

- L’énergie spécifique ε = v²/2 − μ/r = −μ/(2a) est constante : négative pour les ellipses, nulle pour les paraboles et positive pour les hyperboles.
- Le moment cinétique spécifique h = r × v est constant ; l’orbite reste donc dans un plan fixe.
- L’équation de l’orbite r = (h²/μ)/(1 + e cos ν) donne le rayon à l’anomalie vraie ν. L’excentricité vaut e = (r_a − r_p)/(r_a + r_p) pour une ellipse.
- L’équation vis-viva v² = μ(2/r − 1/a) donne la vitesse en tout point de n’importe quelle orbite.
- Six éléments classiques définissent une orbite : demi-grand axe a, excentricité e, inclinaison i, ascension droite du nœud ascendant Ω, argument du périapside ω et anomalie vraie ν.

Équations clés

$$\varepsilon = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} = -\frac{\mu}{2a}$$

`=(v^2)/(2)-(μ)/(r)=-(μ)/(2a)`

Charge spécifique

$$v^2 = \mu\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right)$$

`v^2=μ(2r-1a)`

Vis viva

$$r = \frac{h^2/\mu}{1 + e\cos\nu}$$

`r=(h^2/μ)/(1+eν)`

Équation de l’orbite

$$e = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p}$$

`e=(r_a-r_p)/(r_a+r_p)`

Excentricité

Exemples résolus pas à pas

Exemple 2.1 Une orbite a un rayon de périgée de 6778 km et un rayon d’apogée de 42164 km. Trouvez a et e.

1. a = (6778 + 42,164)/2 = 24,471 km.
2. e = (42,164 − 6778)/(42,164 + 6778).

Réponse : a = 24,471 km; e = 0.723.

Exemple 2.2 Trouvez son énergie spécifique.

1. ε = −3.986 × 10^{14}/(2 × 2.4471 × 10^{7}).

Réponse : ε = −8.14 MJ/kg.

Exemple 2.3 Trouvez les vitesses au périgée et à l’apogée.

1. v_p = √(μ(2/r_p − 1/a)).
2. v_a = √(μ(2/r_a − 1/a)).

Réponse : v_p = 10.07 km/s; v_a = 1.62 km/s.

Exercices

Faites chacun d’abord sur papier, puis vérifiez.

1. Trouvez h au périgée.

   r_p v_p = 6.778 × 10^{6} × 10,066 = 6.82 × 10^{10} m^2/s.

2. Que vaut e pour un cercle ?

0.

3. Quel est le signe de ε pour une trajectoire de libération ?

   Nul ou positif.

4. Trouvez la période de l’orbite ci-dessus.

   $2\pi\sqrt{(a^3/\mu)} = 10.58$ h.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Le satellite se déplace à vitesse constante sur une ellipse.
En réalité : Plus rapide au périapside, plus lent à l’apoapside.

Idée reçue : L’inclinaison se mesure depuis le pôle Nord.
En réalité : Depuis le plan de l’équateur.

Idée reçue : L’énergie dépend de l’excentricité.
En réalité : Seulement de a.

Cartes mémoire

Énergie

$-\mu/(2a)$.

Vis viva

$v^2 = \mu(2/r - 1/a)$.

Moment cinétique

$h = r \times v$.

Équation de l’orbite

$r = (h^2/\mu)/(1 + e \cos \nu)$.

Excentricité

$(r_a - r_p)/(r_a + r_p)$.

Éléments

$a, e, i, \Omega, \omega, \nu$.

Quiz d’autocontrôle

1. Vis-viva donne…

la vitesse scalaire

la période

l’inclinaison

le nœud

la vitesse scalaire. $v^2 = \mu(2/r - 1/a)$.

2. Une ellipse a…

$\varepsilon < 0$

$\varepsilon = 0$

$\varepsilon > 0$

$e > 1$

$\varepsilon < 0$. Orbite liée.

3. La vitesse est maximale…

au périapside

à l’apoapside

au nœud

partout

au périapside. Moment cinétique.

4. Combien d’éléments classiques ?

6

3

4

9

6. $a, e, i, \Omega, \omega, \nu$.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA indique que l'orbite de Landsat 9 est quasi polaire et héliosynchrone, à 705 km d'altitude et 98.2° d'inclinaison, avec une période de 99 minutes, environ 14.5 orbites par jour, et un passage nominal à l'équateur à 10:12 heure locale en passe descendante.

Ces quelques nombres sont des éléments orbitaux : a d'après l'altitude, e proche de zéro, i = 98.2°, et un nœud choisi pour fixer l'heure locale de passage. Cette géométrie stable permet à Landsat de comparer des images sur plus de cinq décennies d'archives.

Sur Saving Planets : Observation de la Terre · Analyse III

Sources : NASA Science: Landsat 9 (https://landsat.gsfc.nasa.gov/satellites/landsat-9/landsat-9-overview/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- OpenStax UP1, 13.4 Satellite orbits and energy (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/13-4-satellite-orbits-and-energy): Section de manuel gratuite.
- MIT OpenCourseWare 16.346 Astrodynamics (Fall 2008) (https://ocw.mit.edu/courses/16-346-astrodynamics-fall-2008/): Notes du MIT sur les coniques.
- NASA Basics of Space Flight, Chapter 5: Planetary orbits (https://science.nasa.gov/learn/basics-of-space-flight/chapter5-1/): Chapitre gratuit de la NASA.
- PhET : Kepler's Laws (https://phet.colorado.edu/en/simulations/keplers-laws): Les ellipses de façon interactive.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Équation de Kepler et temps de vol

Mouvement moyen, anomalies moyenne, excentrique et vraie, équation de Kepler M = E − e sin E, sa résolution par la méthode de Newton, temps de vol entre deux points, et position à un instant donné.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Relier les anomalies moyenne, excentrique et vraie.
- Résoudre l'équation de Kepler par itération.
- Trouver le temps de vol entre deux anomalies vraies.
- Prédire la position d'un satellite à un instant ultérieur.

Notions clés

- Le mouvement moyen n = √(μ/a³) est la vitesse angulaire moyenne. L'anomalie moyenne M = n(t − t_p) croît uniformément avec le temps.
- L'équation de Kepler relie le temps à la géométrie : M = E − e sin E, où E est l'anomalie excentrique.
- L'anomalie vraie se déduit de tan(ν/2) = √((1 + e)/(1 − e)) tan(E/2).
- L'équation de Kepler n'a pas de solution explicite en E ; la méthode de Newton, E ← E − (E − e sin E − M)/(1 − e cos E), converge en quelques itérations.
- Temps de vol de ν_1 à ν_2 : trouvez E_1, E_2, puis M_1, M_2, et divisez la différence par n.

Équations clés

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$$

`n=(μ)/(a^3)`

Mouvement moyen

$$M = E - e \sin E$$

`M=E-e E`

Équation de Kepler

$$\tan\frac{\nu}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}}\tan\frac{E}{2}$$

`ν2=(1+e)/(1-e) E2`

Anomalie vraie

$$t - t_p = \frac{M}{n}$$

`t-t_p= Mn`

Temps depuis le périapside

Exemples résolus pas à pas

Exemple 3.1 Pour e = 0.3, trouvez M lorsque E = π/2.

1. M = 1.5708 − 0.3 × 1.

Réponse : M = 1.271 rad.

Exemple 3.2 Pour e = 0.3 et M = 1 rad, résolvez l'équation de Kepler.

1. Partez de E = 1 ; appliquez la méthode de Newton jusqu'à stabilisation.

Réponse : E = 1.288 rad.

Exemple 3.3 Trouvez l'anomalie vraie pour cet E.

1. tan(ν/2) = √(1.3/0.7) × tan(0.644).

Réponse : ν = 1.594 rad (91.3°).

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Combien de temps dure un transfert LEO–GEO (la moitié d'une orbite de 10.58 h) ?

   5.29 h.

2. Pour un cercle, quel lien entre M, E et ν ?

   Ils sont égaux.

3. Pourquoi ne peut-on pas résoudre directement en E ?

L’équation de Kepler est transcendante.

4. Quel est le mouvement moyen d’une orbite de 92.6 min en tours par jour ?

   1440/92.56 = 15.56.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : L’anomalie vraie croît uniformément avec le temps.
En réalité : C’est l’anomalie moyenne qui le fait.

Idée reçue : L’équation de Kepler s’applique telle quelle aux hyperboles.
En réalité : Les hyperboles utilisent une forme hyperbolique.

Idée reçue : La méthode de Newton exige de nombreuses itérations.
En réalité : Généralement 3–5.

Cartes mémoire

Mouvement moyen

$n = \sqrt{(\mu/a^3)}$.

Anomalie moyenne

$M = n(t - t_p)$.

Équation de Kepler

$M = E - e \sin E$.

Anomalie vraie

À partir de $\tan(\nu/2)$.

Pas de Newton

$E - f/f'$.

Temps de vol

$\Delta M/n$.

Quiz d’autocontrôle

1. L’équation de Kepler est…

$M = E - e \sin E$

$M = E + e$

$E = \nu$

n = M/E

M = E − e sin E. Définition.

2. Le mouvement moyen vaut…

$\sqrt{(\mu/a^3)}$

μ/a

$\sqrt{(\mu a)}$

a/μ

$\sqrt{(\mu/a^3)}$. 2π/T.

3. Quelle anomalie croît uniformément ?

moyenne

vraie

excentrique

aucune

moyenne. M = nt.

4. L'équation de Kepler se résout…

par itération

directement

graphiquement seulement

jamais

par itération. Méthode de Newton.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA indique qu'avant l'impact de DART, la petite lune Dimorphos mettait 11 heures et 55 minutes à faire le tour de son astéroïde parent Didymos, et qu'après l'impact du 26 septembre 2022 la période était de 11 heures et 23 minutes, soit une variation de 32 minutes (incertitude d'environ ±2 minutes).

Les astronomes ont mesuré cette variation en chronométrant l'orbite de la petite lune depuis des télescopes terrestres : les lois de Kepler transforment un petit décalage temporel en preuve que l'orbite avait changé.

Sur Saving Planets : Analyse II · Observation de la Terre

Sources : NASA: NASA Confirms DART Mission Impact Changed Asteroid's Motion in Space (Oct. 11, 2022) (https://www.nasa.gov/news-release/nasa-confirms-dart-mission-impact-changed-asteroids-motion-in-space/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.346 Astrodynamics (Fall 2008) (https://ocw.mit.edu/courses/16-346-astrodynamics-fall-2008/): Notes du MIT sur l'équation de Kepler.
- OpenStax UP1, 13.5 Kepler's laws of planetary motion (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/13-5-keplers-laws-of-planetary-motion): Section de manuel gratuite.
- NASA Basics of Space Flight, Chapter 5: Planetary orbits (https://science.nasa.gov/learn/basics-of-space-flight/chapter5-1/): Chapitre gratuit de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.07 Dynamics (Fall 2009) (https://ocw.mit.edu/courses/16-07-dynamics-fall-2009/): Notes du MIT sur la dynamique.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Transferts d’orbite : Hohmann et au-delà

Manœuvres impulsionnelles et Δv, transfert de Hohmann entre orbites circulaires, durée du transfert, transferts bi-elliptiques, phasage et rendez-vous, et élévation et abaissement d’orbite.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Calculer le Δv d’un transfert de Hohmann.
- Trouver la durée du transfert.
- Expliquer quand les transferts bi-elliptiques économisent du Δv.
- Planifier une manœuvre de phasage simple.

Notions clés

- Une poussée impulsionnelle modifie instantanément la vitesse de Δv ; l’orbite après la poussée découle de vis-viva.
- Le transfert de Hohmann utilise une ellipse tangente aux deux cercles : poussée sur l’orbite intérieure pour entrer dans l’ellipse, puis nouvelle poussée à l’apoapside pour circulariser.
- La durée du transfert est la moitié de la période de l’ellipse de transfert.
- Pour de très grands rapports de rayons (au-delà d’environ 11.9), un transfert bi-elliptique à trois poussées peut demander moins de Δv, au prix d’un temps bien plus long.
- Phasage : pour rattraper une cible sur la même orbite, passez sur une orbite légèrement plus petite ou plus grande pendant une ou plusieurs révolutions, puis revenez.

Équations clés

$$\Delta v_1 = \sqrt{\mu\left(\frac{2}{r_1} - \frac{1}{a}\right)} - \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}$$

`Δ v_1=μ(2r_1-1a)-μr_1`

Première poussée

$$\Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} - \sqrt{\mu\left(\frac{2}{r_2} - \frac{1}{a}\right)}$$

`Δ v_2=μr_2-μ(2r_2-1a)`

Deuxième poussée

$$a = \frac{r_1 + r_2}{2}$$

`a=(r_1+r_2)/(2)`

Ellipse de transfert

$$t = \pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

`t=π(a^3)/(μ)`

Durée du transfert

Exemples résolus pas à pas

Exemple 4.1 Trouvez le Δv d'un transfert de Hohmann d'une orbite circulaire à 400 km vers GEO (dans le même plan).

1. Δv_1 = 10.066 − 7.669 = 2.398 km/s.
2. Δv_2 = 3.075 − 1.618 = 1.456 km/s.

Réponse : Δv total = 3.85 km/s.

Exemple 4.2 Trouver la durée du transfert.

1. t = π√(24,471,000³/μ).

Réponse : t = 5.29 h.

Exemple 4.3 Une poussée de désorbitation à 700 km abaisse le périgée à 200 km. Trouvez Δv.

1. v_c = √(μ/7078 km).
2. v_a sur l'ellipse de 7078 × 6578 km d'après vis-viva.

Réponse : Δv = 139 m/s.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Quelle poussée est la plus grande dans le Hohmann LEO–GEO ?

   La première, 2.40 km/s.

2. Au-delà de quel rapport de rayons le bi-elliptique peut-il l’emporter ?

   Environ 11.9.

3. Pour rattraper une cible en avance sur la même orbite, monter ou descendre ?

   Descendre (période plus courte).

4. Dans quel sens pousser pour abaisser une orbite ?

   Rétrograde.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Pour accélérer en orbite, poussez vers l’avant et restez plus rapide.
En réalité : Élever l’orbite vous rend globalement plus lent.

Idée reçue : Le Hohmann est toujours le moins coûteux.
En réalité : Pas pour de très grands rapports.

Idée reçue : La durée du transfert est une période complète.
En réalité : Une demi-période.

Cartes mémoire

Δv

Variation de vitesse.

Hohmann

Deux poussées tangentes.

a du transfert

$(r_1 + r_2)/2$.

Durée du transfert

$\pi\sqrt{(a^3/\mu)}$.

Bi-elliptique

Trois poussées, grands rapports.

Phasage

Descendre pour rattraper.

Quiz d’autocontrôle

1. Le Hohmann utilise … poussées.

2

1

3

4

2. Poussées tangentes.

2. La durée du transfert est…

la moitié de la période de transfert

une période complète

zéro

un jour

la moitié de la période de transfert. Du périapside à l'apoapside.

3. Pour rattraper une cible en avance, il faut aller…

plus faible

plus élevée

polaire

nulle part

plus faible. Période plus courte.

4. Le a de l'ellipse de transfert vaut…

$(r_1 + r_2)/2$

$r_1 r_2$

$r_2 - r_1$

$\sqrt{(r_1 r_2)}$

$(r_1 + r_2)/2$. Ellipse tangente.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La FCC a adopté en septembre 2022 une règle obligeant les opérateurs de satellites en orbite basse à éliminer leurs satellites dans les 5 ans suivant la fin de leur mission (Report and Order FCC-22-74).

Une poussée de désorbitation n'est qu'une demi-manœuvre de type Hohmann : abaisser le périgée dans la haute atmosphère pour que la traînée termine le travail. Depuis 700 km, abaisser le périgée à 200 km ne demande qu'environ 139 m/s dans l'exemple de ce module.

Sur Saving Planets : Dynamique · Solutions

Sources : FCC: FCC Adopts New '5-Year Rule' for Deorbiting Satellites (Report and Order FCC-22-74) (https://www.fcc.gov/document/fcc-adopts-new-5-year-rule-deorbiting-satellites-0)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.346 Astrodynamics (Fall 2008) (https://ocw.mit.edu/courses/16-346-astrodynamics-fall-2008/): Notes du MIT sur les transferts.
- NASA: Basics of Space Flight (https://science.nasa.gov/learn/basics-of-space-flight/): Guide gratuit de la NASA.
- OpenStax UP1, 13.4 Satellite orbits and energy (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/13-4-satellite-orbits-and-energy): Section de manuel gratuite.
- NASA's Eyes on the Solar System (https://eyes.nasa.gov/apps/solar-system/): Trajectoires réelles.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Changements de plan et manœuvres combinées

Changements d’inclinaison et de nœud, Δv d’un changement de plan simple, pourquoi les changements de plan coûtent cher en orbite basse, combinaison d’un changement de plan avec une poussée de Hohmann, et latitude du site de lancement.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Calculer le Δv d’un changement de plan simple.
- Combiner un changement de plan avec une poussée de circularisation.
- Expliquer pourquoi les changements de plan se font à haute altitude.
- Relier la latitude de lancement à l’inclinaison minimale.

Notions clés

- Faire tourner le plan de l’orbite de Δi à la vitesse v coûte Δv = 2v sin(Δi/2), sans changement de vitesse scalaire.
- Comme le coût est proportionnel à la vitesse, les changements de plan sont les moins chers là où l’engin est le plus lent : à l’apoapside ou en orbite haute.
- Combiner un changement de plan et un changement de vitesse en une seule poussée utilise la loi des cosinus : Δv = √(v_1^2 + v_2^2 − 2v_1v_2 cos Δi), ce qui coûte moins que de les faire séparément.
- Un lancement direct atteint une inclinaison au moins égale à la latitude du site de lancement ; les satellites GEO lancés depuis des latitudes moyennes doivent donc supprimer l’inclinaison plus tard.
- Les changements de nœud et les changements combinés d’inclinaison et de nœud reposent sur la même idée de triangle des vitesses, avec la trigonométrie sphérique.

Équations clés

$$\Delta v = 2v \sin \frac{\Delta i}{2}$$

```
Δ v=2v(Δ i)/(2)
```

Changement de plan simple

$$\Delta v = \sqrt{v_1^2 + v_2^2 - 2v_1 v_2 \cos \Delta i}$$

```
Δ v=_1^2+v_2^2-2v_1v_2Δ i
```

Manœuvre combinée

$$i_{min} = \phi_{launch}$$

`i_min=_launch`

Inclinaison directe minimale

$$\cos i = \cos \phi \sin \beta$$

Azimut de lancement β

Exemples résolus pas à pas

Exemple 5.1 Trouvez le Δv pour supprimer 28.5° d'inclinaison en GEO (v = 3.075 km/s).

1. Δv = 2 × 3.075 × sin 14.25°.

Réponse : Δv = 1.51 km/s.

Exemple 5.2 Combinez ce changement de plan avec la poussée de circularisation GEO (v_a = 1.618 km/s).

1. Δv = √(1.618² + 3.075² − 2 × 1.618 × 3.075 × cos 28.5°).

Réponse : Δv = 1.82 km/s, soit 1.15 km/s d'économie par rapport aux poussées séparées (1.51 + 1.46).

Exemple 5.3 Trouvez le coût d'un changement de plan de 10° sur une orbite à 400 km.

1. Δv = 2 × 7.669 × sin 5°.

Réponse : Δv = 1.34 km/s.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Δv total LEO–GEO avec la poussée finale combinée ?

   2.40 + 1.82 = 4.22 km/s.

2. Où est-il le moins cher de changer de plan sur une ellipse ?

   À l'apoapside.

3. Un changement de plan de 60° coûte combien de fois v ?

   2 sin 30° = 1 × v.

4. Un lancement direct depuis 28.5° de latitude peut-il atteindre 0° d'inclinaison ?

   No.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Les changements de plan sont bon marché.
En réalité : En LEO, 10° coûtent 1.34 km/s.

Idée reçue : Des poussées séparées valent une poussée combinée.
En réalité : Les poussées combinées économisent du Δv.

Idée reçue : Tout site de lancement peut atteindre directement n'importe quelle inclinaison.
En réalité : Pas en dessous de sa latitude.

Cartes mémoire

Changement de plan

2v sin(Δi/2).

Combinée

Loi des cosinus.

Où

À faible vitesse.

Latitude de lancement

Inclinaison minimale.

Changement de nœud

Trigonométrie sphérique.

GEO

Supprimer l'inclinaison à l'apogée.

Quiz d'autocontrôle

1. Un changement de plan simple coûte…

2v sin(Δi/2)

vΔi²

v cos Δi

0

2v sin(Δi/2). Triangle des vitesses.

2. Le meilleur endroit pour un changement de plan…

à l’apoapside

au périapside

au nœud seulement

n’importe où

à l’apoapside. Vitesse la plus faible.

3. Les poussées combinées sont…

moins chères

plus chères

pareil

impossible

moins chères. Loi des cosinus.

4. L’inclinaison directe minimale est égale à…

la latitude de lancement

0

90°

la longitude

la latitude de lancement. Géométrie.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La page Landsat 9 de la NASA indique que le satellite a été placé sur l'orbite de Landsat 7 pour maintenir, avec Landsat 8, une couverture répétée tous les 8 jours, et que l'engin emporte assez de carburant pour fonctionner au moins 10 ans, pour une durée de vie nominale de 5 ans.

Placer un satellite précisément dans le plan orbital d'un autre, et l'y maintenir, relève du changement de plan et du phasage. Le carburant économisé grâce à une bonne planification des manœuvres se traduit par des années supplémentaires de données gratuites sur la Terre.

Sur Saving Planets : Observation de la Terre · Algèbre linéaire

Sources : NASA Science: Landsat 9 (https://landsat.gsfc.nasa.gov/satellites/landsat-9/landsat-9-overview/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.346 Astrodynamics (Fall 2008) (https://ocw.mit.edu/courses/16-346-astrodynamics-fall-2008/): Notes du MIT sur les changements de plan.
- NASA: Basics of Space Flight (https://science.nasa.gov/learn/basics-of-space-flight/): Guide gratuit de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.07 Dynamics (Fall 2009) (https://ocw.mit.edu/courses/16-07-dynamics-fall-2009/): Dynamique au MIT.
- OpenStax UP1, 13.4 Satellite orbits and energy (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/13-4-satellite-orbits-and-energy): Section de manuel gratuite.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Fusées, budgets de Δv et étagement

L’équation de la fusée de Tsiolkovski, l’impulsion spécifique et la vitesse d’éjection, le rapport de masse et la fraction d’ergols, la poussée, l’étagement, les pertes par gravité et par traînée à l’ascension, et l’élaboration d’un budget de Δv de mission.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Appliquer l’équation de la fusée.
- Relier impulsion spécifique, vitesse d’éjection et poussée.
- Montrer pourquoi l’étagement aide.
- Établir un budget de Δv simple.

Notions clés

- L’équation de la fusée : Δv = I_sp g_0 ln(m_0/m_f), où m_0/m_f est le rapport de masse. Vitesse d’éjection v_e = I_sp g_0.
- Poussée F = ṁ v_e = ṁ I_sp g_0.
- Comme Δv ne croît qu’avec le logarithme du rapport de masse, un lanceur mono-étage vers l’orbite doit être constitué en majeure partie d’ergols. L’étagement largue réservoirs vides et moteurs, si bien que les étages suivants poussent moins de masse morte.
- Atteindre l’orbite basse demande en pratique environ 9.3–10 km/s de Δv (fourchette de manuel) : environ 7.7–7.8 km/s de vitesse orbitale plus les pertes par gravité et par traînée, moins le gain dû à la rotation terrestre pour les lancements vers l’est.
- Un budget de Δv de mission additionne chaque manœuvre : lancement, transferts, changements de plan, maintien à poste et élimination, plus une marge.

Équations clés

$$\Delta v = I_{sp} g_0 \ln \frac{m_0}{m_f}$$

```
Δ v=I_spg_0(m_0)/(m_f)
```

Équation de la fusée

$$v_e = I_{sp} g_0$$

```
v_e=I_spg_0
```

Vitesse d’éjection

$$F = \dot{m}\, I_{sp} g_0$$

`F= m I_spg_0`

Poussée

$$\frac{m_0}{m_f} = e^{\Delta v/(I_{sp}g_0)}$$

`(m_0)/(m_f)=e^Δ v/(I_spg_0)`

Rapport de masse nécessaire

Exemples résolus pas à pas

Exemple 6.1 Un étage avec I_sp = 300 s a un rapport de masse de 4. Trouvez Δv.

1. Δv = 300 × 9.80665 × ln 4.

Réponse : Δv = 4.08 km/s.

Exemple 6.2 Quel rapport de masse donne 9.4 km/s avec I_sp = 350 s en un seul étage ?

1. $m_0/m_f = \exp(9400/(350 \times 9.80665))$.

Réponse : 15.5 : 93.5% de la masse au décollage sont des ergols.

Exemple 6.3 Deux étages, chacun avec I_sp = 300 s et un rapport de masse de 3. Δv total ?

1. Δv = 2 × 300 × 9.80665 × ln 3.

Réponse : Δv = 6.46 km/s.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Trouvez la poussée pour $\dot{m}$ = 100 kg/s à I_sp = 300 s.

   294 kN.

2. Trouvez v_e pour I_sp = 450 s.

   4.41 km/s.

3. On double le rapport de masse de 4 à 8. Δv ?

Il augmente de 300 × 9.807 × ln 2 = 2.04 km/s, sans doubler.

4. Pourquoi l'étagement aide-t-il ?

   Les étages suivants ne transportent pas de réservoirs vides.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Doubler les ergols double le Δv.

En réalité : Δv croît avec le logarithme du rapport de masse.

Idée reçue : I_sp se mesure en m/s.

En réalité : En secondes ; $v_e = I_{sp} g_0$.

Idée reçue : L'orbite ne demande que 7.7 km/s.

En réalité : Les pertes ajoutent 1.5–2 km/s.

Cartes mémoire

Équation de la fusée

$\Delta v = v_e \ln(m_0/m_f)$.

I_sp

Secondes ; v_e/g_0.

Poussée

$\dot{m}\, v_e$.

Rapport de masse

m_0/m_f.

Étagement

Larguer la masse vide.

Budget de Δv

Somme de toutes les manœuvres + marge.

Quiz d'autocontrôle

1. Δv = …

$I_{sp}\, g_0 \ln(m_0/m_f)$

$I_{sp}\, m_0$

$g_0\, m_f$

m_0/m_f

$I_{sp}\ g_0\ \ln(m_0/m_f)$. Tsiolkovski.

2. Poussée = …

$\dot{m}\ I_{sp}\ g_0$

$m\ g_0$

$I_{sp}/\dot{m}$

$\Delta v/t$

$\dot{m}\ I_{sp}\ g_0$. Le flux de quantité de mouvement.

3. L'étagement aide en…

larguant la masse morte

ajoutant du carburant

augmentant g_0

rien

larguant la masse morte. Rapport de masse.

4. Le Δv vers l'orbite basse est d'environ…

9.4 km/s

3 km/s

20 km/s

1 km/s

9.4 km/s. Avec les pertes.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA indique que DART a été lancé le 24 novembre 2021 (EST) par une SpaceX Falcon 9 depuis la base de la Space Force de Vandenberg en Californie, et a percuté Dimorphos, une petite lune de seulement 160 mètres de diamètre en orbite autour de l'astéroïde Didymos de 780 mètres, le 26 septembre 2022.

La NASA précise que la collision a eu lieu à environ 22530 km/h. Amener un engin là-bas à cette vitesse et sur la bonne trajectoire a commencé par le budget de Δv de ce module.

Sur Saving Planets : Thermodynamique · Introduction à l'ingénierie aérospatiale

Sources : NASA Science: Double Asteroid Redirection Test (DART) (https://science.nasa.gov/mission/dart/) · NASA: NASA Confirms DART Mission Impact Changed Asteroid's Motion in Space (Oct. 11, 2022) (https://www.nasa.gov/news-release/nasa-confirms-dart-mission-impact-changed-asteroids-motion-in-space/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- OpenStax UP1, 9.7 Rocket propulsion (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/9-7-rocket-propulsion): Section de manuel gratuite.
- NASA Glenn: Rocket thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktpow.html): Page gratuite de la NASA.
- NASA: Basics of Space Flight (https://science.nasa.gov/learn/basics-of-space-flight/): Guide gratuit de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.346 Astrodynamics (Fall 2008) (https://ocw.mit.edu/courses/16-346-astrodynamics-fall-2008/): Notes du MIT.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Perturbations : renflement terrestre, traînée et orbites héliosynchrones

Pourquoi les orbites réelles dérivent, l'aplatissement de la Terre et J_2, la régression du nœud et la rotation du périapside, les orbites héliosynchrones, les orbites gelées et à inclinaison critique, la traînée atmosphérique et la décroissance orbitale, et les effets du troisième corps et de la pression solaire.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Calculer la régression nodale due à J_2.
- Trouver l'inclinaison d'une orbite héliosynchrone.
- Expliquer la décroissance orbitale due à la traînée.
- Nommer d'autres perturbations.

Notions clés

- La Terre est renflée à l'équateur. Son terme J_2 (1.0826×10^{-3}) fait précesser le plan de l'orbite : $d\Omega/dt = -1.5\, n\, J_2\, (R/p)^2 \cos i$, avec $p = a(1 - e^2)$.
- Les orbites progrades ($i < 90°$) régressent vers l'ouest ; les orbites rétrogrades ($i > 90°$) avancent vers l'est.
- Une orbite héliosynchrone choisit i pour que le plan avance de 360° par an, environ 0.9856° par jour, ce qui conserve la même heure solaire locale à chaque passage.
- En orbite basse, la traînée atmosphérique retire lentement de l'énergie et abaisse l'orbite jusqu'à la rentrée de l'engin. La traînée augmente fortement quand l'activité solaire chauffe la haute atmosphère.
- Autres perturbations : gravité de la Lune et du Soleil (importante en GEO), pression de radiation solaire et harmoniques supérieures du champ de gravité.

Équations clés

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} n J_2 \left(\frac{R}{p}\right)^2 \cos i$$

```
=-32nJ_2( Rp)^2 i
```

Régression nodale

$$\dot{\Omega}_{SS} = \frac{360^\circ}{365.2422\ \mathrm{d}}$$

```
_SS=360°365.2422\ d
```

Vitesse héliosynchrone

$$\cos i = -\frac{\dot{\Omega}_{SS}}{1.5 n J_2 (R/p)^2}$$

`i=-_SS1.5nJ_2(R/p)^2`

Inclinaison héliosynchrone

$$n = \sqrt{\mu / a^3}$$

`n=μ/a^3`

Mouvement moyen

Exemples résolus pas à pas

Exemple 7.1 Trouvez l’inclinaison d’une orbite circulaire héliosynchrone à 705 km.

1. r = 7083 km; n = √(μ/r³).
2. Vitesse requise 0.9856°/jour = 1.991 × 10⁻⁷ rad/s.
3. cos i = −rate/(1.5nJ$_2$(R/r)²).

Réponse : i = 98.2°, exactement l’inclinaison de Landsat 9.

Exemple 7.2 Vérifiez la vitesse nodale de Landsat 9 (705 km, 98.2°).

1. dΩ/dt = −1.5nJ$_2$(R/r)² cos 98.2°.

Réponse : +0.985° par jour, ce qui correspond aux 0.9856° par jour du mouvement du Soleil.

Exemple 7.3 Trouvez la régression nodale d’une orbite à 400 km et 51.6°.

1. Même formule avec r = 6778 km et cos 51.6°.

Réponse : −5.00° par jour (vers l’ouest).

Exercices

Faites chacun d’abord sur papier, puis vérifiez.

1. Une orbite héliosynchrone est-elle prograde ou rétrograde ?

   Légèrement rétrograde (i > 90°).

2. Quel effet J_2 a-t-il sur une orbite polaire (i = 90°) ?

   Aucun sur le nœud : cos 90° = 0.

3. Pourquoi les satellites bas ont-ils besoin de rehaussements ?

   La traînée les fait descendre.

4. Quelle perturbation compte le plus pour l'inclinaison en GEO ?

   La gravité de la Lune et du Soleil.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Les plans orbitaux sont fixes dans l'espace.
En réalité : J_2 les fait précesser.

Idée reçue : Héliosynchrone signifie que le satellite voit le Soleil en permanence.
En réalité : Cela signifie la même heure solaire locale à chaque passage.

Idée reçue : La traînée ne compte qu'en dessous de 100 km.
En réalité : Elle façonne les orbites jusqu'à plusieurs centaines de km.

Cartes mémoire

J_2

1.0826×10^{-3}.

Vitesse nodale

$-1.5nJ_2(R/p)^2 \cos i$.

Héliosynchrone

+0.9856°/jour.

Nœud rétrograde

Avance vers l'est.

Traînée

Décroissance et rentrée.

Perturbation en GEO

Soleil et Lune.

Quiz d'autocontrôle

1. J_2 provoque...

la précession nodale

la libération

plus de masse

rien

la précession nodale. Aplatissement.

2. La vitesse nodale héliosynchrone est...

0.9856°/jour

0

360°/jour

1°/heure

0.9856°/jour. Un cycle par an.

3. Les inclinaisons héliosynchrones sont...

légèrement supérieures à 90°

proches de 0°

45°

28.5°

légèrement supérieures à 90°. cos i < 0.

4. La traînée fait que les orbites LEO...

décroissent

s'élèvent

restent stables

s’inclinent

décroissent. Perte d’énergie.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA indique que Landsat 9 est sur une orbite quasi polaire et héliosynchrone à 705 km et 98.2° d’inclinaison, et franchit l’équateur vers 10:12 heure locale. Ensemble, Landsat 9 et Landsat 8 photographient le même endroit tous les 8 jours, ce qui permet des alertes de déforestation quasi hebdomadaires, le suivi de la qualité de l’eau et des rapports sur les cultures.

La NASA note que les données publiques et gratuites de Landsat ont apporté environ 25.6 milliards de dollars à l’économie américaine en 2023. La lumière matinale constante qui rend ces images comparables découle directement de J_2 et de la condition héliosynchrone de ce module.

Sur Saving Planets : Observation de la Terre · Océans

Sources : NASA Science: Landsat 9 (https://landsat.gsfc.nasa.gov/satellites/landsat-9/landsat-9-overview/)

Ressources d’apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.346 Astrodynamics (Fall 2008) (https://ocw.mit.edu/courses/16-346-astrodynamics-fall-2008/): Notes du MIT sur les perturbations.
- NASA Basics of Space Flight, Chapter 5: Planetary orbits (https://science.nasa.gov/learn/basics-of-space-flight/chapter5-1/): Chapitre gratuit de la NASA.
- NASA Science: Landsat 9 (https://landsat.gsfc.nasa.gov/satellites/landsat-9/landsat-9-overview/): Données sur l’orbite de Landsat 9.
- MIT OpenCourseWare 16.07 Dynamics (Fall 2009) (https://ocw.mit.edu/courses/16-07-dynamics-fall-2009/): Dynamique au MIT.

☐ **J’ai terminé cette unité**

Traces au sol, couverture et constellations

Traces au sol et décalage vers l'ouest à chaque orbite, orbites à trace au sol répétée, largeur de fauchée et temps de revisite, couverture depuis la GEO, et conception de constellations pour la revisite et la couverture.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Calculer le décalage de la trace au sol par orbite.
- Trouver le nombre d'orbites par cycle de répétition.
- Relier la largeur de fauchée à la revisite.
- Expliquer pourquoi deux satellites divisent par deux le temps de revisite.

Notions clés

- Comme la Terre tourne sous l'orbite, chaque trace au sol se décale vers l'ouest de Δλ = 360° × T/T_sidereal par orbite.
- Une orbite à trace répétée effectue un nombre entier d'orbites en un nombre entier de jours, de sorte que le motif se répète exactement.
- Un capteur de largeur de fauchée w couvre l'équateur en environ (circonférence)/w passages, ce qui fixe le cycle de répétition minimal.
- Ajouter des satellites sur la même orbite, régulièrement espacés, divise le temps de revisite.
- Un seul satellite GEO voit environ 40% de la surface terrestre (valeur de manuel), mais avec une faible résolution près des bords ; quelques satellites répartis le long de l'équateur couvrent toutes les longitudes, sauf les régions polaires.

Équations clés

$$\Delta\lambda = 360^\circ \frac{T}{T_{sid}}$$

`Δ=360°_sid`

Décalage de la trace au sol

$$kT = jT_{day}$$

`kT=jT_day`

Condition de répétition

$$N_{pass} \approx \frac{2\pi R}{w}$$

Passages pour couvrir l’équateur

$$t_{revisit} = \frac{t_{repeat}}{N_{sat}}$$

`t_revisit=_repeatN_sat`

Revisite d’une constellation

Exemples résolus pas à pas

Exemple 8.1 Trouvez le décalage de la trace au sol par orbite pour une orbite de 98.87 min.

1. Δλ = 360 × 98.87 × 60/86,164.1.

Réponse : Δλ = 24.8°, environ 2760 km à l’équateur.

Exemple 8.2 Combien d’orbites ce satellite fait-il en 16 jours ?

1. 16 × 14.564.

Réponse : Environ 233 orbites : un cycle de répétition de 16 jours convient.

Exemple 8.3 Deux satellites identiques partagent une orbite à répétition de 16 jours, régulièrement espacés. Revisite ?

1. 16/2.

Réponse : 8 jours, comme l’indique la NASA pour Landsat 8 et 9.

Exercices

Faites chacun d’abord sur papier, puis vérifiez.

1. Combien de fauchées de 185 km couvrent l’équateur (40075 km) ?

   40075/185 = 216.6, soit environ 217.

2. Pourquoi les traces au sol se décalent-elles vers l’ouest ?

   La Terre tourne vers l’est sous l’orbite.

3. À quoi ressemble la trace au sol d’un satellite GEO ?

Un point (ou un petit huit s'il est incliné).

4. Comment trois satellites modifieraient-ils la revisite de 16 jours ?

   Environ 5.33 jours.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Les traces au sol se répètent à chaque orbite.
En réalité : Seulement après un cycle de répétition complet.

Idée reçue : Plus d'altitude signifie toujours une meilleure couverture.
En réalité : La résolution baisse avec l'altitude.

Idée reçue : La GEO voit toute la Terre.
En réalité : Environ 40%, mal près des pôles.

Cartes mémoire

Décalage de trace

360°T/T_sid.

Orbite à répétition

kT = jT_day.

Fauchée

Largeur imagée.

Revisite

Répétition/N_sat.

Vue depuis la GEO

≈ 40% de la Terre.

Constellation

Satellites espacés.

Quiz d'autocontrôle

1. Les traces au sol se décalent...

l'ouest

l'est

le nord

pas du tout

l’ouest. La Terre tourne vers l’est.

2. Le décalage par orbite vaut…

360°T/T_sid

T/360

0

15°

360°T/T_sid. Rotation de la Terre.

3. Deux satellites régulièrement espacés…

divisent la revisite par deux

doublent la revisite

aucun changement

la quadruplent

divisent la revisite par deux. Espacement.

4. Une orbite à répétition a…

un nombre entier d’orbites en un nombre entier de jours

e = 1

i = 0

T = 1 jour seulement

un nombre entier d’orbites en un nombre entier de jours. Définition.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA indique que Landsat 9 a un cycle de répétition de 16 jours avec une fauchée de 185 km, acquiert environ 740 scènes par jour (presque le double des 400 scènes exigées) et, avec Landsat 8, observe le même endroit tous les 8 jours.

La NOAA note que GOES East et GOES West couvrent ensemble plus de la moitié du globe depuis l'orbite géostationnaire. Les orbites polaires basses fournissent des cartes nettes et répétées ; la GEO assure une surveillance constante. Une bonne surveillance de la Terre utilise les deux.

Sur Saving Planets : Observation de la Terre · Océans

Sources : NASA Science: Landsat 9 (https://landsat.gsfc.nasa.gov/satellites/landsat-9/landsat-9-overview/) · NOAA NESDIS: GOES-R Series mission (https://www.goes-r.gov/mission/mission.html)

Ressources d'apprentissage gratuites

- NASA Science: Landsat 9 (https://landsat.gsfc.nasa.gov/satellites/landsat-9/landsat-9-overview/): Données sur la couverture de Landsat 9.
- NOAA NESDIS: GOES-R Series mission (https://www.goes-r.gov/mission/mission.html): Données de la NOAA sur GOES-R.
- NASA: Basics of Space Flight (https://science.nasa.gov/learn/basics-of-space-flight/): Guide gratuit de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.346 Astrodynamics (Fall 2008) (https://ocw.mit.edu/courses/16-346-astrodynamics-fall-2008/): Notes du MIT.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Transferts interplanétaires et coniques raccordées

Transferts de Hohmann héliocentriques, durée du transfert vers Mars, v∞ et C_3 au départ, méthode des coniques raccordées, sphères d'influence, départ depuis une orbite d'attente, périodes synodiques et fenêtres de lancement, et assistances gravitationnelles.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Calculer un transfert de Hohmann Terre–Mars.
- Trouver v∞ et C_3.
- Trouver le Δv de départ depuis l'orbite terrestre basse.
- Calculer des périodes synodiques et expliquer les fenêtres de lancement.

Notions clés

- Loin des planètes, un engin suit une conique héliocentrique avec μ_Sun = 1.327 × 10^{20} m^3/s^2. Un transfert de Hohmann Terre–Mars est une ellipse de 1 UA à 1.524 UA.
- Coniques raccordées : près de chaque planète, on utilise une hyperbole relative à la planète ; loin, l'ellipse héliocentrique ; on raccorde les vitesses à la sphère d'influence.
- La vitesse hyperbolique d'excès au départ v∞ est la vitesse héliocentrique nécessaire moins la vitesse orbitale de la Terre. $C_3 = v_\infty^2$ est l'énergie de lancement.
- Depuis une orbite d'attente circulaire, la poussée de départ vaut $\Delta v = \sqrt{(v_\infty^2 + 2\mu/r)} - \sqrt{(\mu/r)}$, grâce à l'effet Oberth d'une poussée au fond du puits de gravité.
- Les fenêtres de lancement se répètent à chaque période synodique, $1/(1/T_1 - 1/T_2)$: environ 2.1 ans pour Mars. Les assistances gravitationnelles modifient gratuitement la vitesse héliocentrique d'un engin lors du survol d'une planète.

Équations clés

$$t = \pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu_\odot}}$$

`t=π(a^3)/(μ_)`

Durée du transfert

$$v_\infty = \sqrt{\mu_\odot\left(\frac{2}{r_1} - \frac{1}{a}\right)} - \sqrt{\frac{\mu_\odot}{r_1}}$$

`v_∞=μ_(2r_1-1a)-(μ_)/(r_1)`

Vitesse d'excès au départ

$$\Delta v = \sqrt{v_\infty^2 + \frac{2\mu}{r}} - \sqrt{\frac{\mu}{r}}$$

`Δ v=_∞^2+(2μ)/(r)-μ r`

Poussée de départ

$$S = \frac{1}{1/T_1 - 1/T_2}$$

`S=(1)/(1/T_1-1/T_2)`

Période synodique

Exemples résolus pas à pas

Exemple 9.1 Trouvez la durée du transfert de Hohmann Terre–Mars.

1. a = (1 + 1.524)/2 AU = 1.888 × 10^{11} m.
2. t = π√(a³/μ_Sun).

Réponse : t = 259 jours.

Exemple 9.2 Trouvez v∞ et C_3 au départ.

1. Vitesse de la Terre √(μ_Sun/1 AU) = 29.78 km/s.
2. Vitesse au périhélie du transfert d’après vis-viva.

Réponse : v∞ = 2.95 km/s; C_3 = 8.68 km²/s².

Exemple 9.3 Trouvez la poussée de départ depuis une orbite d’attente à 400 km.

1. Δv = √(2946² + 2μ/6.778 × 10^{6}) − 7669.

Réponse : Δv = 3.57 km/s.

Exercices

Faites chacun d’abord sur papier, puis vérifiez.

1. Trouvez la période orbitale de Mars avec la troisième loi de Kepler.

1.524^1.5 = 1.88 an.

2. Trouvez la période synodique Terre–Mars.

   1/(1 − 1/1.881) = 2.13 ans.

3. Pourquoi pousser au fond d'un puits de gravité ?

   L'effet Oberth : plus d'énergie cinétique par Δv.

4. Une assistance gravitationnelle modifie-t-elle la vitesse par rapport à la planète ?

   Non, seulement par rapport au Soleil.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : On peut partir vers Mars à bas coût à tout moment.
En réalité : Seulement lors de fenêtres tous les 2.1 ans.

Idée reçue : v_∞ est égale au Δv de la poussée.
En réalité : La poussée depuis la LEO est plus grande.

Idée reçue : Les assistances gravitationnelles violent la conservation de l'énergie.
En réalité : La planète en perd une infime quantité.

Cartes mémoire

Héliocentrique

μ_Sun = 1.327 × 10^{20}.

Coniques raccordées

Hyperbole + ellipse.

v_∞

Vitesse d'excès.

C_3

v_∞^2.

Période synodique

$1/(1/T_1 - 1/T_2)$.

Assistance gravitationnelle

Δv héliocentrique gratuit.

Quiz d'autocontrôle

1. Un Hohmann Terre–Mars dure environ…

259 jours

30 jours

3 ans

1 jour

259 jours. La moitié de la période de l’ellipse.

2. C_3 est…

v_∞^2

v_∞

Δv^2

μ/r

v_∞^2. L’énergie de lancement.

3. Les fenêtres vers Mars reviennent tous les…

2.1 ans

1 an

6 mois

10 ans

2.1 ans. Période synodique.

4. Les coniques raccordées changent de repère…

à la sphère d’influence

à l’apoapside

à la Lune

du hasard

à la sphère d'influence. Définition.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA présente DART comme la toute première mission consacrée à démontrer la déviation d'un astéroïde en modifiant son mouvement par impact cinétique. Avant la rencontre, la NASA avait défini le succès comme une variation de la période orbitale de Dimorphos d'au moins 73 secondes ; la variation mesurée de 32 minutes l'a dépassée de plus de 25 fois.

La NASA précise que ni Dimorphos ni Didymos ne présentaient de danger pour la Terre, avant comme après l'essai. La défense planétaire repose précisément sur les outils de trajectoire interplanétaire de ce module.

Sur Saving Planets : Physique I · Solutions

Sources : NASA: NASA Confirms DART Mission Impact Changed Asteroid's Motion in Space (Oct. 11, 2022) (https://www.nasa.gov/news-release/nasa-confirms-dart-mission-impact-changed-asteroids-motion-in-space/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- NASA: Basics of Space Flight (https://science.nasa.gov/learn/basics-of-space-flight/): Guide gratuit de la NASA sur les trajectoires interplanétaires.
- NASA's Eyes on the Solar System (https://eyes.nasa.gov/apps/solar-system/): Trajectoires interplanétaires réelles.
- MIT OpenCourseWare 16.346 Astrodynamics (Fall 2008) (https://ocw.mit.edu/courses/16-346-astrodynamics-fall-2008/): Notes du MIT.
- PhET: My Solar System (https://phet.colorado.edu/en/simulations/my-solar-system): Orbites à plusieurs corps.

J'ai terminé cette unité

Durabilité spatiale : débris, élimination et défense planétaire

L’environnement des débris orbitaux, vitesses et énergies de collision, la cascade de Kessler, élimination en fin de vie et Δv de désorbitation, orbites cimetières pour la GEO, détection des rapprochements et évitement de collision, et défense planétaire par impact cinétique.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Calculer l’énergie d’un impact de débris.
- Dimensionner une poussée de désorbitation.
- Expliquer la cascade de Kessler.
- Quantifier le résultat de DART.

Notions clés

- L’orbite terrestre basse contient des millions de débris : satellites morts, pièces de fusées, fragments et éclats de peinture. Aux vitesses orbitales, même de minuscules débris transportent une énergie énorme.
- L’énergie cinétique ½mv² croît avec le carré de la vitesse : un fragment de 1 g à 10 km/s (vitesse relative d’exemple) transporte 50 kJ.
- Les collisions produisent plus de fragments, qui provoquent plus de collisions : c’est la cascade de Kessler. Limiter les nouveaux débris coûte bien moins cher que de les retirer.
- Élimination : les satellites LEO abaissent leur périgée pour que la traînée les fasse redescendre ; les satellites GEO sont relevés vers une orbite cimetière quelques centaines de kilomètres plus haut.
- Les opérateurs détectent les rapprochements (conjonctions) et effectuent de petites poussées d’évitement lorsque la probabilité de collision est trop élevée.

Équations clés

$$E_k = \tfrac{1}{2} m v^2$$

E_k=12mv^2

Énergie d’impact

$$\Delta v_{deorbit} = v_c - v_a$$

Δ v_deorbit=v_c-v_a

Poussée d’abaissement du périgée

$$\frac{\Delta T}{T}$$

Variation relative de période

$$v_a = \sqrt{\mu\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right)}$$

`v_a=μ(2r-1a)`

Vis-viva après la poussée

Exemples résolus pas à pas

Exemple 10.1 Convertissez la vitesse des débris de 18000 mph indiquée par la NASA en km/s.

1. 18,000 × 0.44704 m/s.

Réponse : 8.05 km/s.

Exemple 10.2 Trouvez l’énergie cinétique d’un fragment de 1 g à une vitesse relative de 10 km/s (valeur d’exemple).

1. E = ½ × 0.001 × 10,000².

Réponse : E = 50 kJ pour un fragment de la masse d’un trombone.

Exemple 10.3 DART a raccourci de 32 minutes l’orbite de 11 h 55 min (715 min) de Dimorphos. Trouvez la variation relative et la marge par rapport au seuil de succès de 73 s fixé par la NASA.

1. 32/715.
2. 1920 s/73 s.

Réponse : 4.48% plus courte ; 26.3 fois le seuil.

Exercices

Faites chacun d’abord sur papier, puis vérifiez.

1. Trouvez le Δv de désorbitation de 700 km vers un périgée de 200 km.

   139 m/s (module 4).

2. Dans quel délai les satellites LEO doivent-ils être éliminés selon la règle de la FCC ?

5 ans après la fin de la mission.

3. Pourquoi prévenir les débris coûte-t-il moins cher que de les retirer ?

   Le retrait exige un engin dédié pour chaque objet.

4. Où vont les satellites GEO en fin de vie ?

   Sur une orbite cimetière au-dessus de la GEO.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : L'espace est trop grand pour être saturé.
En réalité : Les orbites utiles sont limitées et encombrées.

Idée reçue : Les petits débris sont inoffensifs.
En réalité : L'énergie croît avec v^2.

Idée reçue : La désorbitation exige d'énormes poussées.
En réalité : Abaisser le périgée depuis 700 km demande environ 139 m/s.

Cartes mémoire

Débris

Des millions de débris en LEO.

Énergie d'impact

$\frac{1}{2}mv^2$.

Kessler

Cascade de collisions.

Désorbitation

Abaisser le périgée.

Cimetière

Au-dessus de la GEO.

DART

Variation de période de 32 minutes.

Quiz d'autocontrôle

1. L'énergie des débris croît avec…

v^2

v

√v

1/v

v^2. ½mv^2.

2. La cascade de Kessler, ce sont…

des collisions qui créent plus de débris

un lancement

un transfert

à la traînée

des collisions qui créent plus de débris. Réaction en chaîne.

3. Règle de la FCC sur l'élimination en LEO…

5 ans

25 ans

1 an

aucune

5 ans. FCC-22-74.

4. DART a modifié la période de…

32 min

73 s

12 h

0

32 min. Résultat de la NASA.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La bibliothèque du siège de la NASA indique qu'il y a des millions de débris spatiaux en orbite terrestre basse, se déplaçant jusqu'à 18000 milles à l'heure, presque sept fois plus vite qu'une balle, avec près de 6000 tonnes de matière en orbite basse. Le programme de la NASA sur les débris orbitaux a débuté en 1979 au Johnson Space Center.

La règle de 2022 de la FCC impose aux opérateurs en orbite terrestre basse d'éliminer leurs satellites dans les 5 ans suivant la fin de leur mission. Prévoir cette poussée d'élimination dès le premier jour fait désormais partie d'une conception de mission responsable.

Sur Saving Planets : Solutions · Observation de la Terre

Sources : NASA Headquarters Library: Space Debris (https://www.nasa.gov/headquarters/library/find/bibliographies/space-debris/) · FCC: FCC Adopts New '5-Year Rule' for Deorbiting Satellites (Report and Order FCC-22-74) (https://www.fcc.gov/document/fcc-adopts-new-5-year-rule-deorbiting-satellites-0)

Ressources d'apprentissage gratuites

- NASA Orbital Debris Program Office (https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/): Bureau du programme de la NASA sur les débris orbitaux.
- NASA Headquarters Library: Space Debris (https://www.nasa.gov/headquarters/library/find/bibliographies/space-debris/): Liste de lectures de la NASA sur les débris.
- NASA: NASA Confirms DART Mission Impact Changed Asteroid's Motion in Space (Oct. 11, 2022) (https://www.nasa.gov/news-release/nasa-confirms-dart-mission-impact-changed-asteroids-motion-in-space/): Résultat de DART selon la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.346 Astrodynamics (Fall 2008) (https://ocw.mit.edu/courses/16-346-astrodynamics-fall-2008/): Notes du MIT.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Exercices

Ces exercices sont dans chaque unité. Faites-les sur papier, puis ouvrez la réponse.

1. Gravitation, problème à deux corps et orbites circulaires
   4 exercices
2. Coniques, énergie et éléments orbitaux
   4 exercices
3. Équation de Kepler et temps de vol
   4 exercices
4. Transferts d'orbite : Hohmann et au-delà

4 exercices

5. Changements de plan et manœuvres combinées
   4 exercices
6. Fusées, budgets de Δv et étagement
   4 exercices
7. Perturbations : renflement terrestre, traînée et orbites héliosynchrones
   4 exercices
8. Traces au sol, couverture et constellations
   4 exercices
9. Transferts interplanétaires et coniques raccordées
   4 exercices
10. Durabilité spatiale : débris, élimination et défense planétaire
    4 exercices

Le laboratoire (Astrodynamics lab)

Le labo est la partie pratique du cours. Ici, il est gratuit et sert uniquement à s'entraîner, sans crédits.

Chaque TP se déroule dans une simulation gratuite ou un tableur : il n'y a donc aucun risque physique. Faites des pauses d'écran, tenez-vous bien assis et gardez les câbles hors des zones de passage.

Référence de sécurité : OSHA: Walking-working surfaces (slip, trip and fall hazards) (https://www.osha.gov/walking-working-surfaces)

TP A : Orbites circulaires dans PhET

SEMAINE 1

Objectif : Explorez comment la vitesse et la période orbitales varient avec la distance dans PhET Gravity and Orbits, puis calculez de vraies orbites terrestres.

$$v_c = \sqrt{\mu/r},\ \ T = 2\pi\sqrt{r^3/\mu}$$

v_c=μ/r,\ \ T=2π^3/μ

Orbites circulaires

Mode opératoire

1. Ouvrez PhET Gravity and Orbits ; lancez le satellite à différentes distances et vitesses.
2. Trouvez la vitesse qui donne un cercle à chaque distance.
3. Calculez v et T pour une orbite à 400 km, l'orbite de Landsat à 705 km et la GEO.
4. Comparez la tendance avec la simulation.

Tableau de données

Orbite	v (km/s)	T
400 km	7.67	92.6 min
705 km	7.50	98.9 min
GEO (35,786 km)	3.07	23.93 h

Valeurs calculées.

Exemple de calcul

1. v(705 km) = √(3.986 × 10¹⁴/7.083 × 10⁶) = 7.50 km/s.
2. T(GEO) = 86,164 s = 23.93 h.

> **Sécurité**
>
> - Ordinateur uniquement.

Alternative à la maison ou virtuelle

- N'importe quel navigateur convient.

PhET : Gravity and Orbits (https://phet.colorado.edu/en/simulations/gravity-and-orbits)

Lien avec la planète : La NOAA indique que les satellites GOES orbitent à 22236 milles au-dessus de l'équateur. NOAA NESDIS: GOES-R Series mission (https://www.goes-r.gov/mission/mission.html)

☐ **J'ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

TP B : Troisième loi de Kepler avec de vraies planètes

SEMAINE 3

Objectif : Vérifiez T² ∝ a³ pour les planètes et explorez les orbites elliptiques dans PhET Kepler's Laws.

$$T_{yr} = a_{AU}^{3/2}$$

```
T_yr=a_AU^3/2
```

Troisième loi de Kepler (Soleil)

Mode opératoire

1. Explorez PhET Kepler's Laws : modifiez l'excentricité et observez les aires égales balayées en des temps égaux.
2. Saisissez les demi-grands axes des planètes en UA.
3. Calculez T = a^1.5 en années.
4. Tracez log T en fonction de log a et trouvez la pente.

Tableau de données

Planète	a (AU)	T (années)
Terre	1.000	1.000
Mars	1.524	1.881
Jupiter	5.203	11.87

Les demi-grands axes sont des valeurs de manuel ; la pente de log T en fonction de log a vaut 1.5.

Exemple de calcul

1. T(Mars) = 1.524^1.5 = 1.881 an.
2. T(Jupiter) = 5.203^1.5 = 11.87 ans.

> **Sécurité**
>
> - Ordinateur uniquement.

Alternative à la maison ou virtuelle

- N'importe quel navigateur et tableur conviennent.

PhET : Kepler's Laws (https://phet.colorado.edu/en/simulations/keplers-laws) · PhET: My Solar System (https://phet.colorado.edu/en/simulations/my-solar-system)

Lien avec la planète : La NASA a chronométré l'orbite de Dimorphos avant et après DART pour mesurer une variation de 32 minutes. NASA: NASA Confirms DART Mission Impact Changed Asteroid's Motion in Space (Oct. 11, 2022) (https://www.nasa.gov/news-release/nasa-confirms-dart-mission-impact-changed-asteroids-motion-in-space/)

- [ ] **J'ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

TP C : Calculateur de transfert de Hohmann

SEMAINE 6

Objectif : Construisez un tableur qui calcule les deux poussées, le Δv total et la durée du transfert pour toute paire d'orbites circulaires.

$$a = \frac{r_1 + r_2}{2}, \;\; v^2 = \mu\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right)$$

`a=(r_1+r_2)/(2),\ \ v^2=μ(2r-1a)`

Transfert de Hohmann

Mode opératoire

1. Saisissez μ et les deux rayons.
2. Calculez les vitesses circulaires, les vitesses sur l'orbite de transfert, les deux poussées et la durée du transfert.
3. Traitez LEO (400 km) vers GEO et LEO vers une orbite moyenne à 20200 km.
4. Ajoutez une option de changement de plan pour la seconde poussée.

Tableau de données

Transfert	Δv_1 (km/s)	Δv_2 (km/s)	Total	Durée (h)
400 km → GEO	2.398	1.456	3.854	5.29
400 km → 20,200 km	2.012	1.404	3.416	2.98

Valeurs calculées, coplanaires.

Exemple de calcul

1. Δv_1(GEO) = 10.066 − 7.669 = 2.398 km/s.
2. Durée(20200 km) = $\pi\sqrt{(a^3/\mu)}$ = 2.98 h.

> **Sécurité**
>
> - Ordinateur uniquement.

Alternative à la maison ou virtuelle

- N'importe quel tableur convient.

NASA's Eyes on the Solar System (https://eyes.nasa.gov/apps/solar-system/)

Lien avec la planète : La FCC exige que les satellites en LEO soient éliminés dans les 5 ans suivant la fin de mission. FCC: FCC Adopts New '5-Year Rule' for Deorbiting Satellites (Report and Order FCC-22-74) (https://www.fcc.gov/document/fcc-adopts-new-5-year-rule-deorbiting-satellites-0)

- [ ] **J'ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

TP D : Équation de la fusée et étagement

SEMAINE 8

Objectif : Voyez comment Δv croît avec le rapport de masse et pourquoi l'étagement surpasse un étage unique.

$$\Delta v = I_{sp} g_0 \ln \frac{m_0}{m_f}$$

```
Δ v=I_spg_0(m_0)/(m_f)
```

Équation de la fusée

Mode opératoire

1. Posez I_sp = 300 s.
2. Calculez Δv pour des rapports de masse de 2, 4 et 8.
3. Comparez un étage de rapport 9 avec deux étages de rapport 3.
4. Trouvez le rapport de masse pour 9.4 km/s avec I_sp = 350 s.

Tableau de données

Rapport de masse	Δv (km/s)
2	2.04
4	4.08
8	6.12

Valeurs calculées ; un étage de rapport 9 et deux étages de rapport 3 donnent le même Δv idéal (6.46 km/s), mais la fusée à étages exige bien moins de structure par étage.

Exemple de calcul

1. Δv(8) = 300 × 9.80665 × ln 8 = 6.12 km/s.
2. Deux étages de 3 : 2 × 300 × 9.80665 × ln 3 = 6.46 km/s.

> **Sécurité**
>
> - Sur ordinateur uniquement. Ne construisez ni ne lancez de fusées à propergol pour ce TP.

Alternative à la maison ou virtuelle

- N'importe quel tableur convient.

NASA Glenn: Rocket thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktpow.html)

Lien avec la planète : DART de la NASA a été lancé sur une Falcon 9 depuis Vandenberg en novembre 2021. NASA Science: Double Asteroid Redirection Test (DART) (https://science.nasa.gov/mission/dart/)

- [ ] **J’ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

TP E : Concevoir une orbite héliosynchrone

SEMAINE 10

Objectif : Calculez l'inclinaison héliosynchrone pour plusieurs altitudes et comparez-la à Landsat 9.

$$\cos i = -\frac{\dot{\Omega}_{SS}}{1.5 n J_2 (R/r)^2}$$

`i=-_SS1.5nJ_2(R/r)^2`

Condition héliosynchrone

Mode opératoire

1. Saisissez μ, R, J_2 et les 0.9856°/jour requis.
2. Calculez i pour des orbites circulaires à 500, 705 et 800 km.
3. Comparez 705 km avec les 98.2° publiés pour Landsat 9.
4. Tracez i en fonction de l'altitude.

Tableau de données

Altitude (km)	i (deg)
500	97.40
705	98.21
800	98.60

Valeurs calculées ; l'inclinaison publiée de Landsat 9 est de 98.2°.

Exemple de calcul

1. n(705 km) = √(μ/7.083³ × 10¹⁸) = 1.059 × 10⁻³ rad/s.
2. i(705) = 98.21°.

> **Sécurité**
>
> - Ordinateur uniquement.

Alternative à la maison ou virtuelle

- N'importe quel tableur convient.

NASA Science: Landsat 9 (https://landsat.gsfc.nasa.gov/satellites/landsat-9/landsat-9-overview/)

Lien avec la planète : La NASA indique que Landsat 9 franchit l'équateur vers 10:12 heure locale.
NASA Science: Landsat 9 (https://landsat.gsfc.nasa.gov/satellites/landsat-9/landsat-9-overview/)

☐ **J'ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

TP F : Traces au sol dans NASA’s Eyes

SEMAINE 11

Objectif : Observez de vrais satellites d’observation de la Terre dans NASA’s Eyes et calculez le décalage de leur trace au sol et leur cycle de répétition.

$$\Delta\lambda = 360^\circ \frac{T}{T_{sid}}$$

`Δ=360°_sid`

Décalage de la trace au sol

Mode opératoire

1. Ouvrez NASA’s Eyes et suivez un satellite d’observation de la Terre pendant quelques orbites.
2. Notez que chaque trace tombe à l’ouest de la précédente.
3. Calculez le décalage pour une orbite de 98.87 min.
4. Trouvez combien d’orbites tiennent en 16 jours.

Tableau de données

Grandeur	Valeur
Période	98.87 min
Décalage par orbite	24.8°
Décalage à l’équateur	2760 km
Orbites en 16 jours	233

Calculé pour une orbite circulaire à 705 km.

Exemple de calcul

1. Δλ = 360 × 5932/86,164 = 24.8°.
2. 16 × 14.564 = 233 orbites.

> **Sécurité**
>
> - Ordinateur uniquement.

Alternative à la maison ou virtuelle

- N’importe quel navigateur convient.

NASA’s Eyes on the Solar System (https://eyes.nasa.gov/apps/solar-system/)

Lien avec la planète : La NASA indique que Landsat 8 et 9 revisitent ensemble chaque lieu tous les 8 jours. NASA Science: Landsat 9 (https://landsat.gsfc.nasa.gov/satellites/landsat-9/landsat-9-overview/)

☐ **J’ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

Séries d’entraînement aux examens

Chronométrez-vous : environ 10 minutes par problème. Comparez ensuite avec les solutions complètes.

Série d’exercices de mi-parcours (unités 1–5)

1. Trouvez la vitesse circulaire à 1000 km au-dessus de la Terre.
    1. $\sqrt{(3.986 \times 10^{14}/7.378 \times 10^{6})}$.

    Réponse : 7.35 km/s.
2. Trouvez la période de cette orbite.
    1. $2\pi\sqrt{(r^{3}/\mu)}$.

    Réponse : 105.1 min.
3. Une orbite a r_p = 7000 km et r_a = 14000 km. Trouvez e.
    1. 7000/21,000.

    Réponse : 0.333.
4. Trouvez la vitesse au périgée de cette orbite.
    1. $\sqrt{(\mu(2/7 \times 10^{6} - 1/1.05 \times 10^{7}))}$.

    Réponse : 8.71 km/s.
5. Trouvez le Δv pour changer l’inclinaison de 5° à 7.5 km/s.
    1. $2 \times 7.5 \times \sin 2.5°$.

    Réponse : 0.654 km/s.

Série d’entraînement finale (toutes les unités)

1. Trouvez Δv pour I_sp = 320 s et un rapport de masse de 5.
    1. $320 \times 9.80665 \times \ln 5$.

    Réponse : 5.05 km/s.

2. Trouvez la vitesse nodale à 600 km, i = 97.8°.

    1. −1.5nJ₂(R/r)² cos i.

    Réponse : +0.987°/jour.

3. Trouvez le décalage de la trace au sol par orbite pour une orbite de 100 min.

    1. 360 × 6000/86,164.1.

    Réponse : 25.1°.

4. Trouvez la durée du transfert de Hohmann Terre–Vénus (Vénus à 0.723 UA).

    1. π√(a³/μ_Sun) avec a = 0.8615 UA.

    Réponse : 146 jours.

5. Trouvez l’énergie d’un fragment de 10 g à 8 km/s.

    1. ½ × 0.01 × 8000².

    Réponse : 320 kJ.

6. Trouvez la période synodique de la Terre et de Jupiter (11.87 ans).

    1. 1/(1 − 1/11.87).

    Réponse : 1.092 an.

Fiche de formules

$$v_c = \sqrt{\mu/r},\ T = 2\pi\sqrt{a^3/\mu},\ v_{esc} = \sqrt{2\mu/r}$$

$$\varepsilon = -\mu/(2a),\ v^2 = \mu(2/r - 1/a)$$

$$r = (h^2/\mu)/(1 + e\cos\nu),\ e = (r_a - r_p)/(r_a + r_p)$$

$$M = E - e\sin E,\ n = \sqrt{\mu/a^3}$$

$$\Delta v_{Hohmann} = (v_p - v_{c1}) + (v_{c2} - v_a)$$

$$\Delta v = 2v\sin(\Delta i/2),\ \Delta v^2 = v_1^2 + v_2^2 - 2v_1 v_2\cos\Delta i$$

$$\Delta v = I_{sp} g_0 \ln(m_0/m_f)$$

$$\dot{\Omega} = -\tfrac{3}{2} n J_2 (R/p)^2 \cos i$$

$$\Delta\lambda = 360^\circ T/T_{sid}$$

$$v_\infty = v_{transfer} - v_{planet},\ C_3 = v_\infty^2,\ S = 1/(1/T_1 -$$

$$E_k = \tfrac{1}{2} m v^2$$

Constantes

Constante	Valeur
Terre (valeurs de manuel)	$\mu = 3.986 \times 10^{14}$ m³/s², R = 6378 km, $J_2 = 1.0826 \times 10^{-3}$, jour sidéral 86164.1 s
Soleil (valeur de manuel)	$\mu = 1.327 \times 10^{20}$ m³/s², 1 AU = 1.496×10^{11} m
Orbite de Mars (valeur de manuel)	a = 1.524 AU
Pesanteur normale	$g_0 = 9.80665$ m/s²
1 mile	1.609344 km
1 mph	0.44704 m/s

Source : NIST Guide to the SI, Appendix B.9: conversion factors (https://www.nist.gov/pml/special-publication-811/nist-guide-si-appendix-b-conversion-factors/nist-guide-si-appendix-b9)

Textes et simulations gratuits

Utilisez ces cours gratuits, guides de la NASA et simulations en parallèle du cours.

- MIT OpenCourseWare 16.346 Astrodynamics (Fall 2008) (https://ocw.mit.edu/courses/16-346-astrodynamics-fall-2008/): Cours et exercices gratuits d'astrodynamique du MIT.
- MIT OpenCourseWare 16.07 Dynamics (Fall 2009) (https://ocw.mit.edu/courses/16-07-dynamics-fall-2009/): Notes gratuites de dynamique du MIT sur les orbites.
- NASA: Basics of Space Flight (https://science.nasa.gov/learn/basics-of-space-flight/): Guide gratuit de la NASA sur les orbites et les missions.
- OpenStax University Physics Volume 1, 13.5 Kepler's laws (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/13-5-keplers-laws-of-planetary-motion): Section de manuel gratuite.
- PhET : Gravity and Orbits (https://phet.colorado.edu/en/simulations/gravity-and-orbits): Les orbites de façon interactive.
- NASA's Eyes on the Solar System (https://eyes.nasa.gov/apps/solar-system/): Trajectoires réelles d'engins spatiaux en 3D.

Glossaire

Apoapside
Point le plus éloigné d'une orbite.

Conjonction
Rapprochement entre deux objets spatiaux.

C_3
Énergie de lancement, carré de v_∞.

Excentricité
À quel point une orbite est étirée.

Orbite géostationnaire
Orbite équatoriale de période égale à un jour sidéral.

Trace au sol
Trajet du point situé juste sous un satellite.

Transfert de Hohmann
Transfert en deux poussées sur une ellipse tangente.

Inclinaison
Inclinaison du plan orbital par rapport à l'équateur.

J_2
Terme d'aplatissement de la Terre.

Équation de Kepler
$M = E - e \sin E$.

Cascade de Kessler
Réaction en chaîne de collisions de débris.

Anomalie moyenne
Angle qui croît uniformément avec le temps.

Coniques raccordées
Raccordement des coniques centrées sur la planète et sur le Soleil.

Périapside
Point le plus proche d'une orbite.

Impulsion spécifique
Poussée par débit de poids de propergol, en secondes.

Orbite héliosynchrone
Orbite dont le plan garde un angle fixe par rapport au Soleil.

Période synodique
Temps entre deux alignements successifs de deux corps en orbite.

Anomalie vraie
Angle entre la périapside et l'engin spatial.

Équation de la vis viva
$v^2 = \mu(2/r - 1/a)$.

Δv
Variation de vitesse requise par une manœuvre.

Grille d'autoévaluation

Aucune note ni aucun crédit ne sont attribués. Utilisez cette grille pour juger honnêtement où vous en êtes dans chaque unité.

Niveau	À quoi cela ressemble
4 · Maîtrise	Schématise l'orbite et les manœuvres, choisit correctement vis-viva, Kepler ou l'équation de la fusée, garde les unités en SI et vérifie les réponses par des cas limites.
3 · Compétent	Résout les exercices avec quelques erreurs d'unités occasionnelles.
2 · En progression	Suit les exemples résolus mais confond vitesses circulaires et de transfert.
1 · Débutant	Injecte des nombres dans les formules sans schéma ; doit revoir le module.

Pondération suggérée si vous voulez une note

Partie	Poids
Exercices	20%
Travaux pratiques	25%
Série d'entraînement de mi-parcours	25%
Série d'entraînement finale	30%

Visez le niveau 3 ou mieux dans chaque unité avant de passer au cours suivant.

Cours associés

- Structures aérospatiales AERO 330
- Méthodes numériques MATH 340
- Aérodynamique I AERO 310
- Tous les cours