

Zeitschrift: Bulletin technique de la Suisse romande
Band: 104 (1978)
Heft: 8

Artikel: Les satellites artificiels et leurs applications
Autor: Dupraz, Hubert
DOI: <https://doi.org/10.5169/seals-73522>

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. [Siehe Rechtliche Hinweise.](#)

Conditions d'utilisation

L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les éditeurs ou les détenteurs de droits externes. [Voir Informations légales.](#)

Terms of use

The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. [See Legal notice.](#)

Download PDF: 22.01.2025

ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, <https://www.e-periodica.ch>

Les satellites artificiels et leurs applications (suite) ¹

par HUBERT DUPRAZ, Hanovre

2. Les éléments d'une orbite

2.1 Principe général

Nous avons déjà vu qu'en première approximation, l'orbite d'un satellite est une ellipse dont la Terre occupe un des foyers.

Le mouvement du satellite est donc fixé par :

- le plan de l'orbite,
- les dimensions et la forme de l'orbite,
- la position et l'orientation de l'orbite dans son plan et
- la position du satellite à un instant donné.

2.2 Les cinq paramètres de l'orbite

Le plan de l'orbite est fixé par son inclinaison i sur le plan de l'équateur et l'ascension droite Ω du nœud ascendant.

L'orbite coupe le plan de l'équateur en deux points, les nœuds. On appelle nœud ascendant N_a celui où le satellite passe de l'hémisphère austral dans l'hémisphère boréal. L'ascension droite Ω du nœud ascendant est l'angle compté dans le plan de l'équateur entre le point vernal (point de l'équateur céleste, référence bien connue des astronomes) et le nœud ascendant (fig. 5).

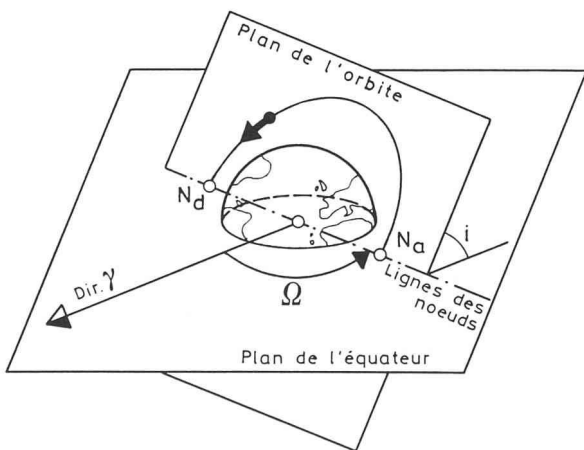


Fig. 5. — La détermination du plan de l'orbite.

Les dimensions et la forme de l'orbite sont fixées par :

le demi-grand axe a

l'excentricité ε

avec $b = a\sqrt{1-\varepsilon^2}$

et $c = a \cdot \varepsilon$

Le périhélie est le point de l'orbite le plus proche de la Terre.

L'apogée en est le point le plus éloigné (fig. 6).

La position et l'orientation de l'orbite dans son plan (fig. 7)

On sait déjà que la Terre occupe un foyer de l'ellipse, ce qui fixe la position de l'orbite. L'orientation en est donnée par l'argument du périhélie ω .

C'est l'angle, compté dans le plan de l'orbite, entre la direction du nœud ascendant et le périhélie.

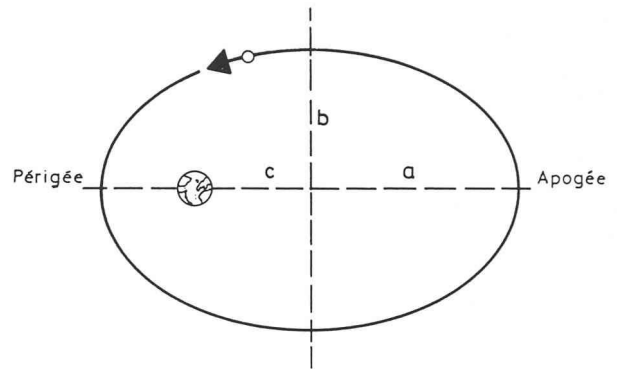


Fig. 6. — Dimensions et forme de l'orbite.

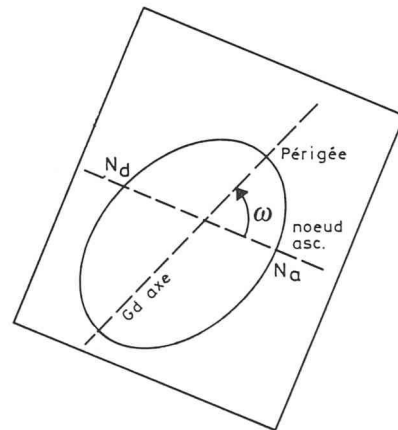


Fig. 7. — Orientation de l'orbite dans son plan.

Les cinq éléments $i, \Omega, a, \varepsilon, \omega$ définissent complètement la position de l'orbite dans l'espace. Mais on ne sait encore rien du mouvement du satellite sur cette orbite.

Cependant, la dimension de l'orbite étant fixée, la troisième loi de Képler nous indique que la période de révolution T est également. Ainsi, en connaissant la position du satellite sur l'orbite à un instant donné, on peut, grâce aux lois de la mécanique céleste, connaître ensuite sa position à n'importe quel instant. On y parvient en résolvant le « problème de Képler ».

2.3 Le problème de Képler (fig. 8)

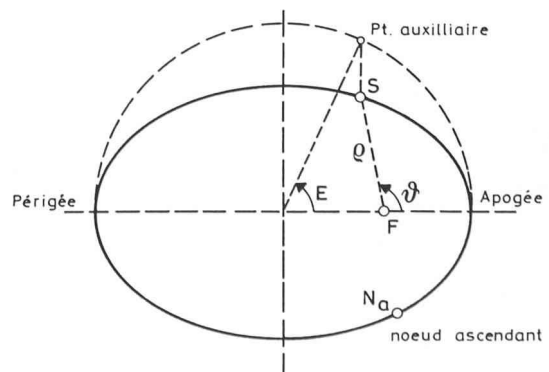


Fig. 8. — Le problème de Képler.

¹ Voir BTSR n° 4 du 16 février 1978.

On peut fixer la position du satellite sur son orbite par des coordonnées polaires θ et ρ . L'argument θ s'appelle *anomalie vraie*. En faisant intervenir le cercle auxiliaire, on peut définir aussi l'*anomalie excentrique* E , qui est l'argument de l'image du satellite sur le cercle auxiliaire. On peut encore définir l'*anomalie moyenne* M , argument d'un satellite fictif qui se déplacerait uniformément sur le cercle auxiliaire à vitesse moyenne.

$$\text{Ainsi} \quad M = \frac{2\pi}{T} (t - t_0)$$

Des considérations géométriques permettent de lier l'anomalie moyenne et l'anomalie excentrique E par la relation

$$M = E - \varepsilon \cdot \sin E$$

appelée « équation de Képler ».

Pour connaître la position d'un satellite à l'instant t , on procède ainsi :

- connaître l'orbite, c'est-à-dire
 - a : demi-grand axe, donc la période par la troisième loi de Képler,
 - ε : excentricité,
 - t_0 : instant de passage au périégée (par les conditions de lancement, par exemple),

$$\text{— calculer } M = \frac{2\pi}{T} (t - t_0),$$

— calculer E par approximations successives avec l'équation de Képler,

— calculer les coordonnées polaires par les relations

$$\begin{aligned} \rho &= a(1 - \varepsilon \cos E) \\ \text{tg } \frac{\theta}{2} &= \frac{1 + \varepsilon}{1 - \varepsilon} \cdot \text{tg } \frac{E}{2} \end{aligned}$$

bien connues de la géométrie de l'ellipse.

3. Les perturbations

3.1 Introduction

Tout ce qui a été dit sur les orbites est *théorique*, et exact en première approximation seulement.

En fait, une orbite de satellite n'est pas stable, mais perturbée par diverses causes, qui sont essentiellement

des causes gravitationnelles

- renflement équatorial
- attraction Soleil et Lune
- hétérogénéité de la masse terrestre

des causes non gravitationnelles

- résistance de l'atmosphère
- pression de radiation solaire.

Le satellite échappe d'autant mieux aux perturbations *gravitationnelles* qu'il est *léger* (sa forme ne joue pas de rôle) et d'autant mieux aux perturbations *non-gravitationnelles* qu'il est de *faible volume et lourd* (sa forme est primordiale).

On est donc en présence d'exigences contradictoires.

La prise en considération rigoureuse de toutes ces sortes de perturbations conduit évidemment à des théories très complexes, qui constituent une des difficultés majeures de la technique spatiale.

Nous nous contenterons d'analyser brièvement les effets des deux principales sources de perturbations : *le renflement équatorial* et *la résistance atmosphérique*.

3.2 Le renflement équatorial

Il provoque des perturbations « séculaires », c'est-à-dire continues et toujours de même sens. Ces perturbations agissent sur

- l'ascension droite du nœud Ω ,
- l'argument du périégée ω ,
- la période T .

3.2.1 Précession du nœud

Le plan d'orbite tourne autour de l'axe des pôles, selon un mouvement qui dépend de son inclinaison sur l'équateur et des dimensions de l'orbite (fig. 9).

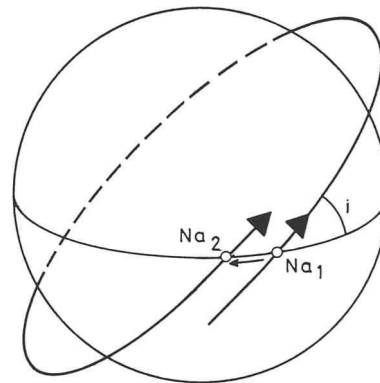


Fig. 9. — Précession du plan de l'orbite.

Sa valeur est donnée par la relation

$$\begin{aligned} \Omega' &(\text{= vitesse de déplacement du nœud}) \\ &= 9.97 \left(\frac{R}{a} \right)^{7/2} \cos i \end{aligned}$$

en degrés par jour ; R = rayon terrestre.

Cette relation peut facilement être traduite par un graphique (fig. 10) :

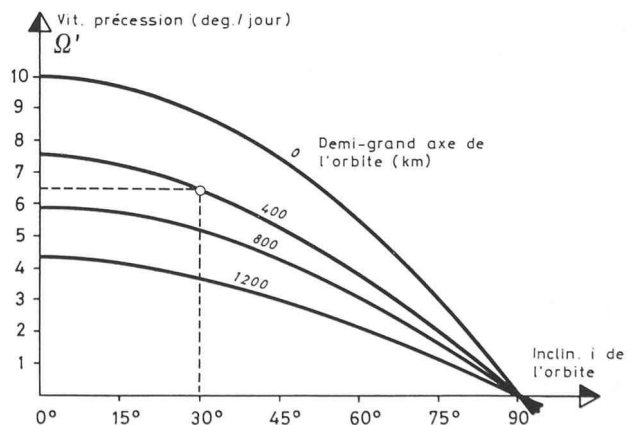


Fig. 10. — Précession du plan de l'orbite. Influence des paramètres de l'orbite.

A titre d'exemple, cette valeur est de 3° /jour pour la série des Spoutniks ; de 4° /jour pour les satellites scientifiques américains. Elle est nulle pour les orbites polaires, c'est-à-dire situées dans un plan qui contient l'axe des pôles ($i = 90^\circ$).

Il faut naturellement ajouter à ce phénomène, en mouvement relatif, l'effet beaucoup plus important de la rotation de la Terre sur elle-même.

3.2.2 Rotation du périégée

L'orbite tourne dans son plan autour de la Terre, selon un mouvement, direct ou rétrograde, qui dépend de l'inclinaison du plan et des dimensions de l'orbite. La valeur de cette rotation est donnée par la relation

$$\begin{aligned} \omega' & (\text{= vitesse de rotation du périégée}) \\ & = 4.98 \left(\frac{R}{a}\right)^{7/2} (5 \cos^2 i - 1) \end{aligned}$$

en degrés par jour.

Cette relation est exprimée par le graphique suivant :

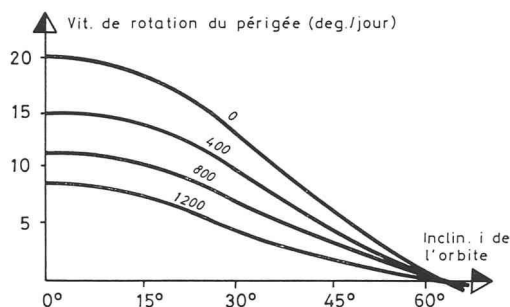


Fig. 11. — Rotation du périégée. Influence des paramètres de l'orbite.

3.2.3 Période de révolution

La période de révolution T du satellite est accélérée pour des inclinaisons du plan d'orbite inférieure à $35^\circ 16'$. Elle est ralentie pour des inclinaisons supérieures à cette valeur.

3.3 La résistance atmosphérique

La résistance atmosphérique dépend de la forme et des dimensions du satellite, ainsi que de l'altitude de celui-ci. Elle est naturellement plus importante aux basses altitudes

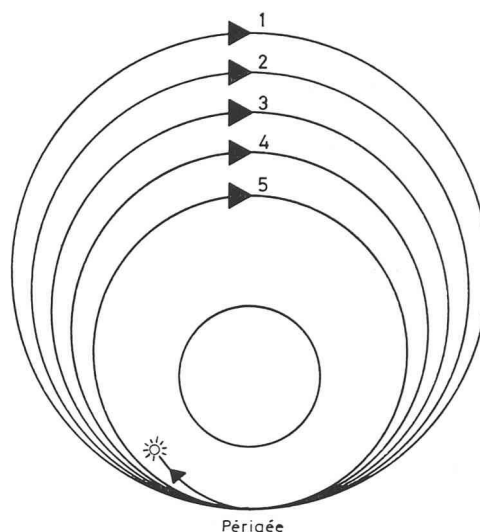


Fig. 12. — Le freinage atmosphérique.

et joue un rôle non négligeable dès que le *périégée* a une altitude inférieure à 300 km. A chaque passage au voisinage du périégée, le satellite subit, à cause de la résistance atmosphérique, un freinage qui provoque essentiellement une diminution de l'altitude de l'*apogée*, tandis que l'altitude du périégée varie peu. L'orbite tend à devenir circulaire, et située dans des couches atmosphériques de plus en plus denses, ce qui provoque un échauffement de plus en plus considérable, puis la ruine du satellite.

Cette évolution est progressive et l'observation périodique des temps et des altitudes de passage du satellite permet de prévoir avec une assez bonne précision sa durée de vie.

H. DUPRAZ.

Prochain article : *Quelques orbites remarquables.*

EPFL

Le professeur Bernard Vittoz, nouveau président de l'Ecole

Nommé le 22 mars 1978 par le Conseil fédéral, le nouveau président de l'Ecole polytechnique fédérale de Lausanne, le professeur Bernard Vittoz, est d'origine vaudoise et âgé de 50 ans.

Après avoir accompli toute sa scolarité primaire, secondaire et gymnasiale à Lausanne, il entre en 1945 à l'EPUL et y obtient son diplôme d'ingénieur physicien en 1950. Jusqu'en 1956, il est successivement assistant, puis assistant-chef de travaux au Laboratoire de physique technique; il y achève sa thèse de doctorat (dans le domaine de la physique du solide et de l'optique instrumentale) sous la direction du professeur Robert Mercier. Il devient rapidement chargé de cours, puis professeur extraordinaire de mécanique générale, de génie atomique et de physique du solide avant d'être promu professeur ordinaire à l'EPUL en octobre 1967. Durant cette période, le professeur Bernard Vittoz a accompli plusieurs stages à l'étranger, notamment au Queen's Mary College de Londres, au Centre atomique de Harwell (Grande-Bretagne). En 1962, il est professeur invité à l'Université de l'Etat de Iowa (USA). Entre 1958 et 1960, il entreprend la création et la construction du Laboratoire de génie atomique, dans lequel il développe deux groupes de recherche, l'un en physique des réacteurs et l'autre en physique du solide.

Dès l'accession de l'Ecole au statut fédéral, en 1969, le professeur Bernard Vittoz préside la Conférence des chefs de départements de l'Ecole polytechnique fédérale de Lausanne.

Jusqu'à ce jour, le professeur Vittoz a donné ses enseignements de mécanique générale, de physique générale, de physique du solide, de physique métallurgique et de génie atomique à la quasi-totalité des sections de l'Ecole. Il a dirigé vingt-et-une thèses et organisé trois cours de perfectionnement en physique en 1959, 1966 et 1974. Il a aussi présidé l'Institut interdépartemental de métallurgie de l'EPFL.

Directeur du Laboratoire de génie atomique, le professeur Vittoz y anime principalement la section de physique métallurgique (structures et propriétés des métaux). Il est aussi membre du Conseil suisse de la science, de la Commission de surveillance de l'Ecole technique supérieure de l'industrie graphique ETS Lausanne (EPSIC); il fait partie de l'Association vaudoise des chercheurs en physique, qu'il a créée avec son collègue le professeur Jean-Pierre Borel en 1958, des sociétés française et américaine de physique, ainsi que de la SIA (Société des ingénieurs et architectes suisses).

M. Bernard Vittoz est un chercheur réputé et un pédagogue apprécié par ses étudiants. Connu pour son dynamisme et son ouverture d'esprit, il a jusqu'à ce jour œuvré autant pour le développement de la recherche universitaire que pour le rapprochement entre les sciences et les tech-