

I N S T I T U T D ' A E R O N O M I E S P A T I A L E D E B E L G I Q U E

3 - Avenue Circulaire

B - 1180 BRUXELLES

AERONOMICA ACTA

A - N° 228 - 1981

Vie et mort des satellites artificiels

par

J. VERCHEVAL

B E L G I S C H I N S T I T U U T V O O R R U I M T E - A E R O N O M I E

3 - Ringlaan

B - 1180 BRUSSEL

AVANT-PROPOS

L'article "Vie et mort des satellites artificiels" sera publié dans Ciel et Terre, 97(3), 1981.

VOORWOORD

De tekst "Vie et mort des satellites artificiels" zal in het tijdschrift Ciel et Terre, 97(3), 1981 verschijnen.

FOREWORD

The paper "Vie et mort des satellites artificiels" will be published in Ciel et Terre, 97(3), 1981.

VORWORT

Die Arbeit "Vie et mort des satellites artificiels" wird in Ciel et Terre, 97(3), 1981 herausgegeben werden.

VIE ET MORT DES SATELLITES ARTIFICIELS

par

J. VERCHEVAL

Résumé

Cet article a pour objet de présenter très succinctement les caractéristiques essentielles du comportement orbital des satellites artificiels. On y décrit notamment les effets les plus marquants des principales forces de perturbation que sont le frottement atmosphérique, les irrégularités du potentiel gravifique terrestre, les perturbations luni-solaires et la pression de radiation solaire. En présence de ces perturbations, l'évolution de l'altitude du péri-gée est déterminante lorsqu'il s'agit d'évaluer la durée de vie des satellites.

Samenvatting

Dit artikel geeft beknopt de voornaamste karakteristieken weer van het baangedrag van de kunstmatige satellieten. Men beschrijft ondermeer de meest opvallende effecten van de belangrijkste storingskrachten zoals de atmosferische wrijving, de onregelmatigheden van de aardse zwaartekrachtspotentialiaal, de Maan-Zon storingen en de stralingsdruk van de Zon. In aanwezigheid van deze storingen is de evolutie van de perigeumhoogte een bepalende factor voor het evalueren van de levensduur van de satellieten.

Abstract

In this paper, the characteristics of the orbital motion of artificial Earth Satellites are briefly presented. In particular, a description is made of the most marked effects of the main perturbing forces acting upon an artificial Earth Satellite, as the atmospheric drag, the irregularities of the Earth's gravitational field, the luni-solar gravitational perturbations and the solar radiation pressure. The lifetime of satellites is related to the behaviour of the perigee height in presence of these perturbations.

Zusammenfassung

In dieser Arbeit werden die wichtigste Charakteristiken der künstlichen Satellitenbahnen vorgestellt. Die wichtigste Effekten der Störungskräften d.h. atmosphärischer Luftwiderstand, Unregelmässigkeiten des erdischen Gravitationsfeldes, Mond-Sonne Störungen und Sonnenstrahlungsdruck werden beschrieben. Die Lebensdauer eines Satelliten is verbunden mit der Perigeumshöhe wenn diese Störungen eine Rolle spielen.

1. INTRODUCTION

En 1957, au début de l'ère spatiale, une grande incertitude prévalait quant à la durée de vie des premiers satellites artificiels; on savait évidemment que les trajectoires parcourues étaient des orbites képlériennes elliptiques vouées, toutefois, à être sans cesse modifiées sous l'action du frottement atmosphérique; mais l'aspect quantitatif de ce phénomène d'usure des orbites était peu connu, le milieu atmosphérique au-dessus de la "couche plancher" des satellites conservant à l'époque tout son mystère. Dès lors, les prévisions portant sur la durée de vie des premiers satellites étaient empreintes d'une très grande imprécision. Deux exemples conviennent d'être cités : Explorer 1, premier satellite américain, demeura douze ans sur orbite alors que les premières prévisions faisaient état d'une durée de vie inférieure à cinq ans; le satellite-ballon Echo 1 retomba au cours de sa huitième année d'existence alors que la possibilité d'une chute au terme de la première année avait été avancée par certains. Une bonne estimation de la durée de vie d'Echo 1 était d'autant plus délicate qu'il fallait tenir compte, dans son cas, de l'effet important de la pression de radiation solaire.

Actuellement, on dispose de bons modèles atmosphériques et les théories des effets des principales forces perturbatrices sont très élaborées, de sorte que la vie d'un satellite, c'est à dire son comportement orbital depuis son lancement jusqu'à sa chute, peut être souvent décrit avec une assez bonne précision. Des incertitudes parfois importantes subsistent, toutefois, et le problème s'avère encore très complexe si l'on souhaite le traiter avec un maximum de rigueur.

Dans cette note, nous nous bornons à décrire très succinctement les caractéristiques essentielles de l'évolution des orbites des satellites, notamment en évoquant les principales forces de perturbation et en précisant les effets les plus marquants de chacune

d'elles sur les orbites : Une attention particulière est accordée aux actions qu'elles exercent sur l'altitude du périgée, déterminantes lorsqu'il s'agit d'évaluer la longévité d'un satellite.

2. LANCEMENT ET MISE SUR ORBITE

La mise sur orbite est assurée au moyen d'un lanceur qui amène l'engin à satelliser à une altitude suffisamment élevée pour éviter une fin rapide dans les couches denses de l'atmosphère, c'est à dire bien souvent au-dessus de 150 kilomètres. Le lanceur doit également imprimer à l'engin une vitesse suffisante pour compenser la force de pesanteur terrestre. Cette vitesse, de l'ordre de 8 km/sec, doit être atteinte au point d'injection, c'est à dire au point où cesse la dernière action propulsive. Si l'on souhaite placer le satellite sur une orbite initiale choisie à l'avance, le point d'injection ne peut être quelconque pas plus que le vecteur-vitesse d'injection. Ainsi, pour une orbite circulaire à 150 kilomètres d'altitude, le point d'injection doit se situer à cette même altitude et la vitesse d'injection doit être de l'ordre de 7,9 km/sec, le vecteur vitesse formant un angle droit avec le rayon vecteur position du point d'injection (figure 1). Pour une vitesse d'injection supérieure \vec{v}_1 , l'orbite initiale sera elliptique et le point d'injection sera le périgée de l'orbite si l'on maintient la perpendicularité entre le vecteur-vitesse et le vecteur position. Il convient de noter que pratiquement les orbites initiales sont toujours elliptiques, car la circularité n'est obtenue que dans des conditions très précises qui ne sont jamais remplies de manière rigoureuse.

3. LES LOIS DU MOUVEMENT EN L'ABSENCE DE PERTURBATIONS

Lorsque le satellite est livré à lui-même, son mouvement est celui d'un corps soumis essentiellement mais non exclusivement à l'action du champ gravitationnel terrestre. Si la Terre était parfaitement sphérique et homogène, son champ gravitationnel serait un champ de

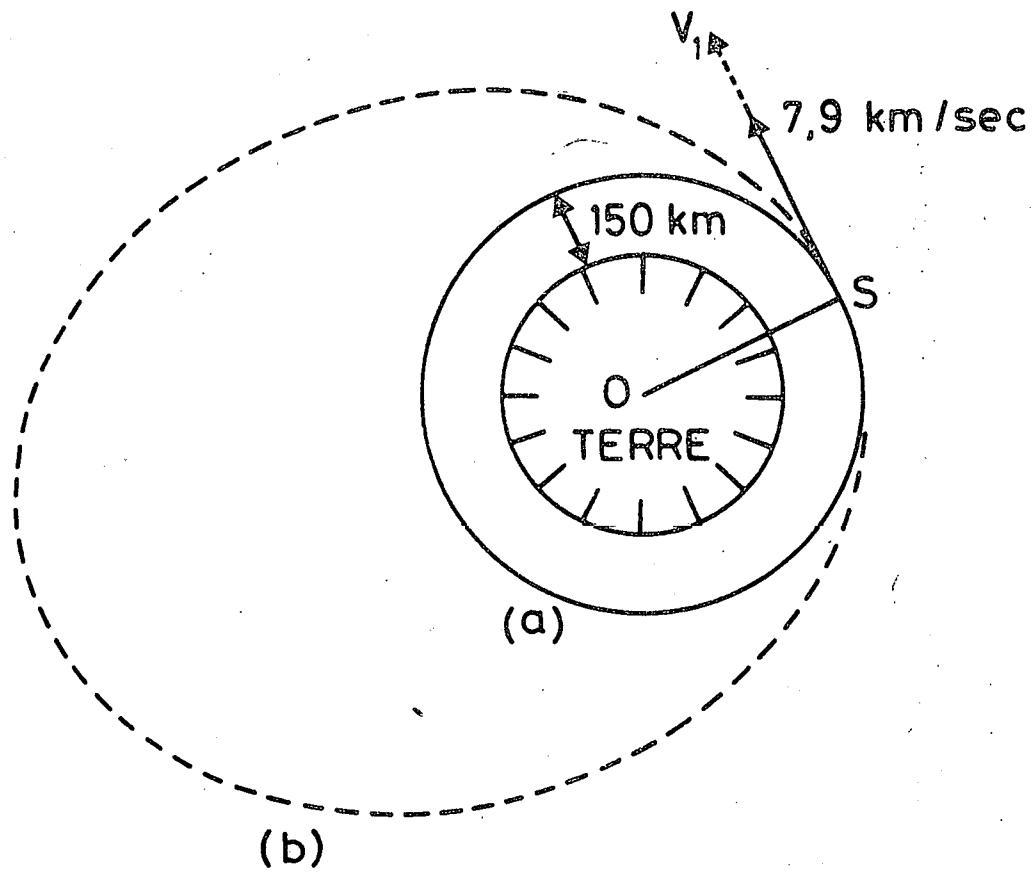


Fig. 1.- Une vitesse d'injection de 7.9 km/sec à 150 km d'altitude et perpendiculaire au vecteur-position \vec{OS} du point d'injection S, donne lieu à une satellisation sur une orbite circulaire à 150 km (a). Pour une vitesse d'injection supérieure V_1 , l'orbite décrite est elliptique (b).

forces centrales newtonien de sorte que si l'on négligeait, d'autre part, l'action des autres forces de perturbations, le mouvement d'un satellite serait régi par les trois lois de Képler :

- Un satellite se meut dans un plan autour du centre de la Terre sur une orbite elliptique, le centre de la Terre occupant l'un des foyers
- Le rayon vecteur d'un satellite décrit des aires proportionnelles au temps écoulé
- Les carrés des périodes de révolution des satellites sont entre eux comme les cubes des demi-grands axes des orbites.

Dans ces mêmes conditions, il s'avère que le mouvement d'un satellite dans l'espace, par rapport à un référentiel terrestre fixe est parfaitement décrit par six éléments appelés "éléments orbitaux". L'orientation du plan orbital est défini par l'ascension droite Ω du noeud ascendant N et l'inclinaison i de l'orbite par rapport au plan de l'équateur terrestre (figure 2). L'orientation de l'orbite dans son plan est fixée par l'argument du périogée w mesuré à partir du noeud ascendant dans la direction du mouvement. Le demi-grand axe a fixe la dimension de l'orbite tandis que l'excentricité e en précise le degré d'aplatissement. On peut définir l'excentricité par le rapport $e = (r_A - r_p)/(r_A + r_p)$ où r_p et r_A désignent les distances géocentriques du périogée et de l'apogée. On a également : $r_p = a(1 - e)$ et $r_A = a(1 + e)$. Dans le cas d'une orbite elliptique, l'excentricité est toujours comprise entre zéro et l'unité, $e = 0$ correspondant à une orbite circulaire ($r_A = r_p$). Enfin, il convient d'ajouter comme sixième élément l'instant de passage τ du satellite au périogée.

Les six éléments orbitaux (Ω , i , w , a , e , τ) sont fixés par les conditions de lancement, en l'occurrence la date et l'heure de lancement, la position du point d'injection et la vitesse d'injection, la dépendance à l'égard de ces conditions n'étant pas la même pour chaque

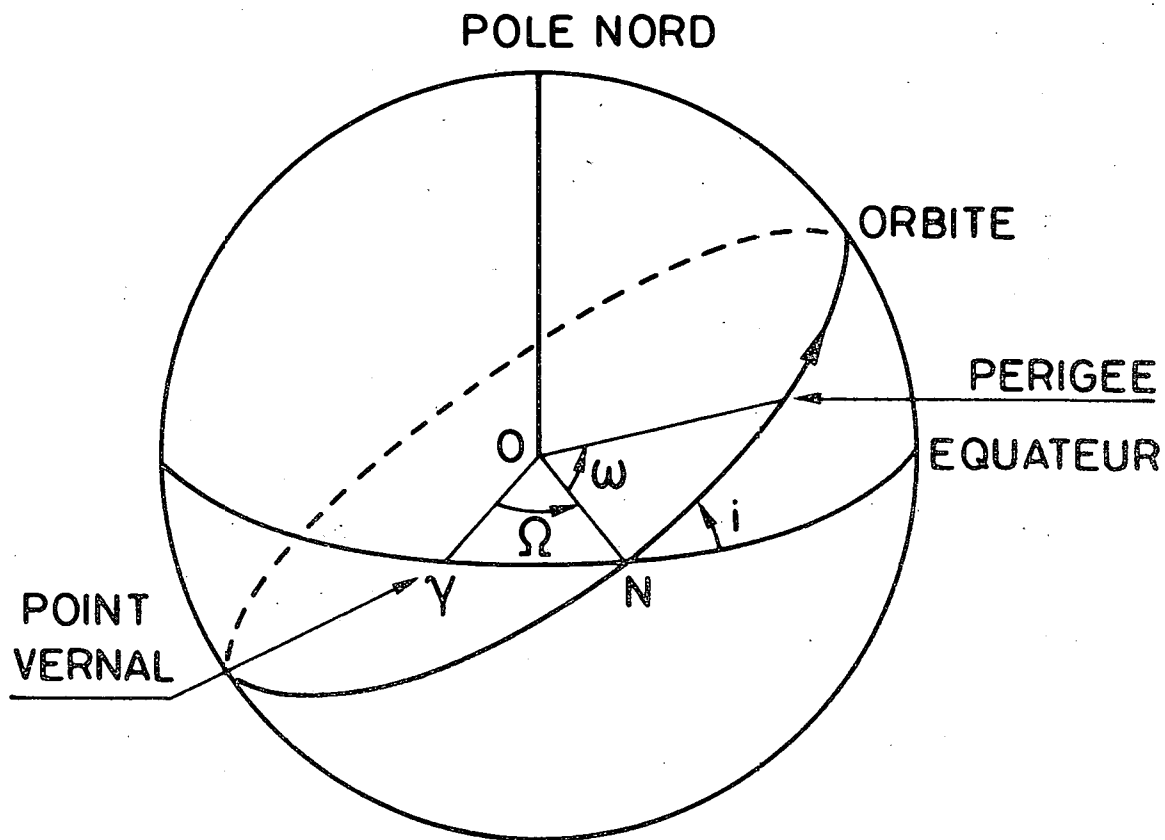


Fig. 2.- Projections de l'orbite et de l'équateur terrestre sur la sphère unitaire dont le centre O coïncide avec le centre de la Terre. Représentation de l'inclinaison i , de l'argument du périégée ω et de l'ascension droite Ω du noeud ascendant N.

élément. Par ailleurs, en l'absence de toute force de perturbation, l'orbite définie par ces six éléments serait parfaitement stable dans l'espace et conserverait toujours les mêmes caractéristiques.

4. LES FORCES DE PERTURBATION

4.1. Généralités

Sous l'action des forces de perturbation, les éléments orbitaux subissent des variations tantôt séculaires, tantôt périodiques à courtes ou à longues périodes. En d'autres termes, la dimension, la forme et l'orientation de l'orbite dans l'espace se modifient continuellement. Parmi les principales forces de perturbation, il convient de citer le frottement atmosphérique, les irrégularités du potentiel gravifique terrestre, les perturbations gravitationnelles luni-solaires et la pression de radiation solaire. Les effets marquants de chacune d'elles sont décrits ci-dessous en insistant cependant sur l'action qu'elles exercent sur l'altitude du périégée. En effet, si l'atmosphère est sans nul doute le facteur décisif qui affecte la longévité d'un satellite et détermine ainsi la phase finale de son orbite, le moment où le frottement atmosphérique devient la force prédominante survient lorsque le périégée de l'orbite pénètre dans un domaine d'altitude où la densité atmosphérique est relativement élevée. Il est donc essentiel de connaître le comportement de l'altitude du périégée en présence des autres forces perturbatrices. En fait, ces dernières contribuent à hâter ou à retarder le moment où le frottement atmosphérique devient la force principale qui modifie l'orbite dans le sens d'une décroissance de plus en plus rapide et irréversible de son altitude moyenne. Terminons ces considérations générales en constatant que le mouvement du périégée en altitude dépend exclusivement des comportements du demi-grand axe \underline{a} et de l'excentricité \underline{e} , puisque $r_p = a(1 - e)$.

4.2. Le frottement atmosphérique

Pour une orbite initiale elliptique (figure 3), le frottement atmosphérique est plus important au périgée et en son voisinage immédiat qu'à l'apogée puisque l'atmosphère y est beaucoup plus dense. Au périgée, le satellite perd une partie de son énergie cinétique et subit par conséquent une décélération qui l'empêche d'atteindre à nouveau son apogée initial. Le résultat est une diminution sensible de l'altitude de l'apogée tandis que le périgée se maintient assez longtemps à la même altitude; il en résulte qu'à chaque révolution l'orbite se contracte légèrement : l'excentricité décroît continuellement de même que le demi-grand axe : il s'agit de variations séculaires. Après un certain temps, l'orbite devient presque circulaire à basse altitude : le frottement atmosphérique agit alors en tout point de l'orbite de sorte que l'altitude moyenne décroît de plus en plus rapidement; la chute du satellite se précipite et l'orbite se termine en une sorte de spirale descendante jusqu'au moment où l'engin se consume dans les couches les plus denses de l'atmosphère. A titre d'exemple, la figure 4 montre les variations des altitudes du périgée et de l'apogée d'Explorer 1 depuis son lancement le 1er février 1958 jusqu'à sa chute le 31 mars 1970. Ces variations sont dues exclusivement à l'action du frottement atmosphérique.

Les taux de décroissance du demi-grand axe et de l'excentricité sont fixés par un certain nombre de facteurs, ceux-là mêmes dont dépend le frottement atmosphérique. L'expression de l'accélération perturbatrice est la suivante :

$$D = \frac{1}{2} C_D \frac{S}{m} \rho V^2$$

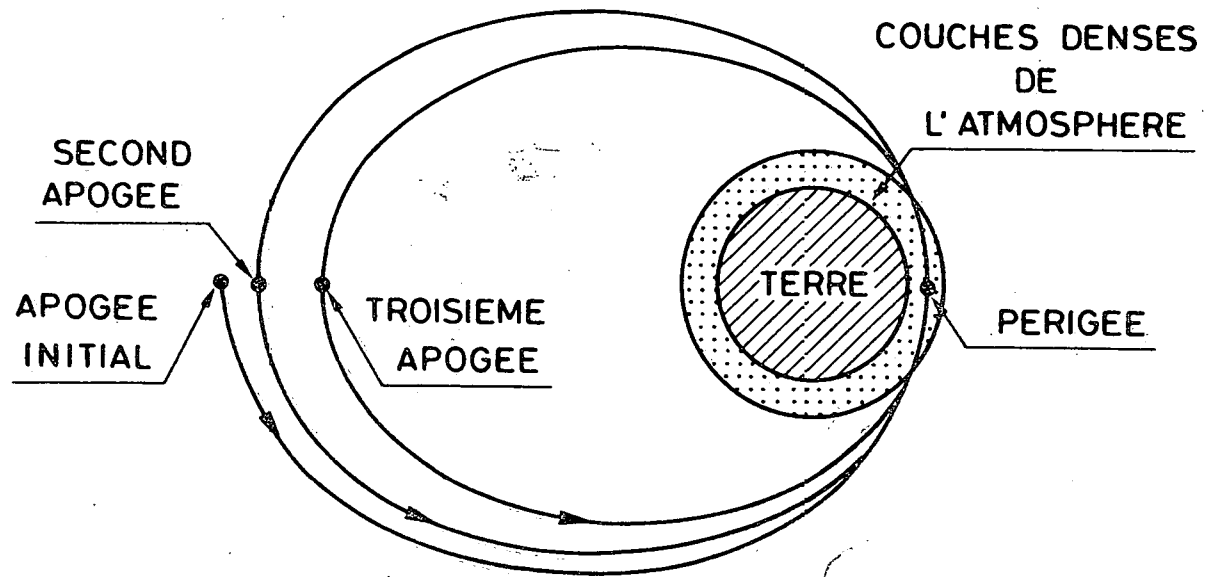


Fig. 3.- Contraction de l'orbite d'un satellite sous l'action du frottement atmosphérique.

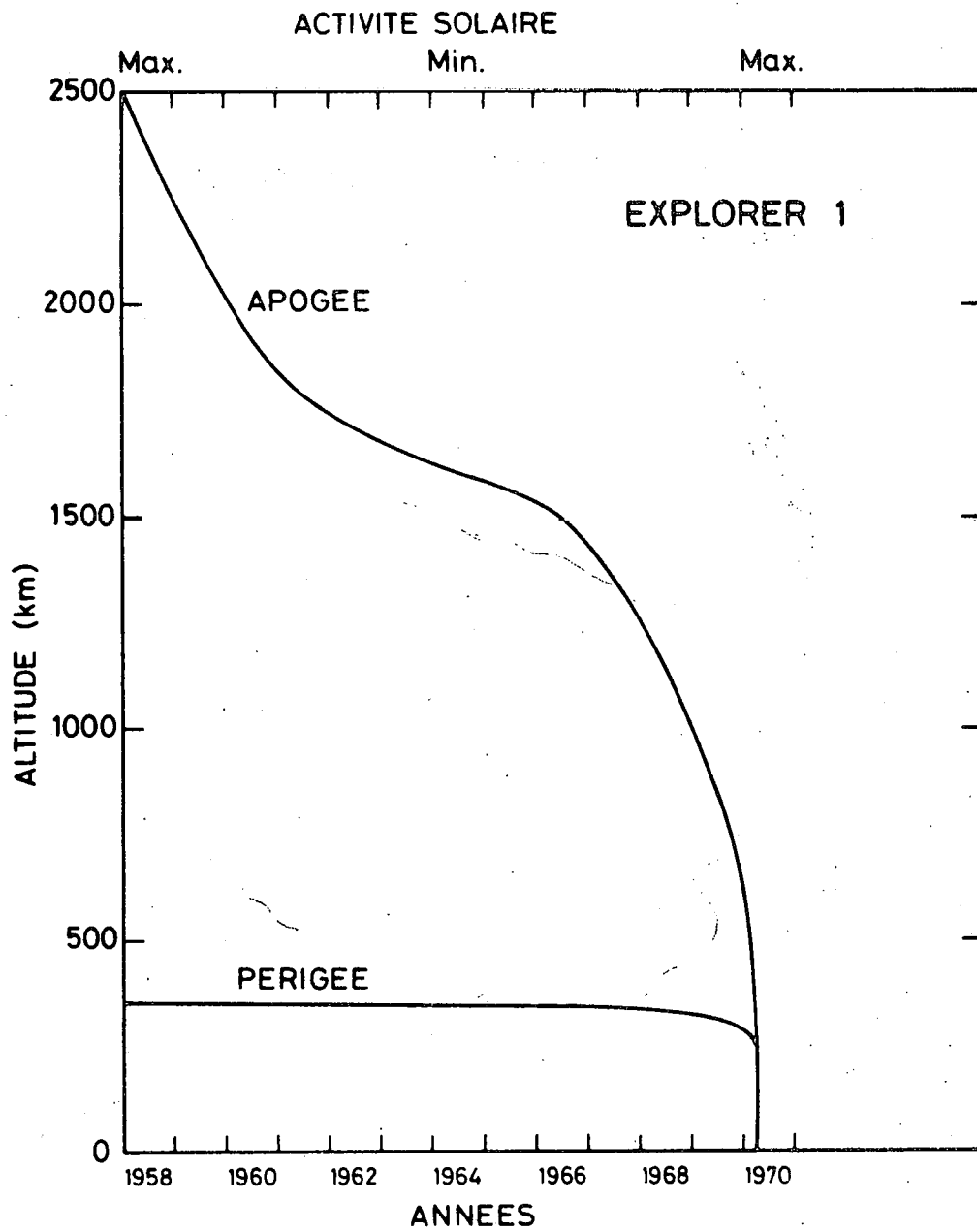


Fig. 4.- Variations des altitudes du périgée et de l'apogée d'Explorer 1.

où

- C_D est un coefficient appelé "coefficient de résistance aérodynamique"
- S est la section efficace du satellite, c'est-à-dire l'aire moyenne de la section du satellite perpendiculaire à la direction du mouvement
- m est la masse du satellite
- ρ est la densité des couches atmosphériques traversées
- V est la vitesse du satellite par rapport à l'atmosphère.

Cette expression indique que le frottement atmosphérique, outre qu'il dépend de la densité ρ , exerce une action d'autant plus importante que les satellites sont de grandes dimensions et de faible masse. Hormis la masse m (lorsqu'elle est connue) et la vitesse V , les autres facteurs sont toujours entachés d'une certaine imprécision de sorte que la qualité de la prévision des effets du frottement atmosphérique s'en trouve toujours affectée.

Le coefficient aérodynamique C_D dépend du mode d'interaction entre la surface du satellite et les particules atmosphériques. Il s'agit de savoir par exemple comment les particules atmosphériques sont réfléchies ou réémises par le satellite. Généralement, cette interaction a lieu sous le régime moléculaire libre c'est à dire sans perturbation de la distribution des vitesses du flux moléculaire incident par les particules réémises. Lorsque cette condition est remplie, le problème de la réflexion des molécules atmosphériques, qui se pose en fait en terme d'échanges d'énergie et de quantité de mouvement, est déjà complexe car un grand nombre de facteurs interviennent, allant de la nature des atomes de surface des satellites à la température du milieu ambiant en passant par la forme des satellites, leur température superficielle, la composition de l'atmosphère etc... En bref, on peut dire qu'actuellement, pour un satellite sphérique et en régime moléculaire libre, le coefficient C_D est connu avec une précision de l'ordre de 5%.

La section efficace S ne soulève aucune difficulté dans le cas idéal d'un satellite sphérique de dimensions connues. Mais si le satellite n'est pas sphérique, le problème se complique aussitôt car la section efficace dépend de l'attitude du satellite par rapport à la direction du mouvement. Et cette attitude peut d'ailleurs varier au cours du temps. Dans le cas d'un satellite cylindrique, la section efficace moyenne adoptée se caractérise par une incertitude d'environ 5%.

Il va de soi que le calcul de la force de frottement atmosphérique exige aussi l'emploi d'un modèle atmosphérique décrivant notamment la distribution verticale de la densité ρ . Actuellement, les modèles atmosphériques sont très élaborés, mais lorsqu'il s'agit d'effectuer une prévision, une grande incertitude subsiste car l'activité solaire ne peut être prévue avec précision. En effet, comme en témoigne la figure 5, la densité de l'atmosphère supérieure dépend très étroitement de l'activité solaire. A cet égard, la figure 4 montre très nettement l'impact des variations de l'activité solaire sur le taux de décroissance de l'altitude de l'apogée d'Explorer 1; ce taux est maximum en 1958 et 1969, années d'un maximum de l'activité solaire, et il est minimum en 1964 lorsque l'activité solaire était à son niveau le plus faible. Ce comportement traduit l'effet de l'activité solaire sur la densité atmosphérique à l'altitude du périogée (350 km).

Il est également intéressant de rappeler ici les circonstances de la chute de la station orbitale américaine SKYLAB 1 qui a tant défrayé le chronique en 1979. La figure 6 montre l'évolution de son altitude moyenne z et les variations de son mouvement moyen Δn (n exprimé en révolutions par jour) depuis le 1er janvier 1979 jusqu'à sa chute le 11 juillet 1979; On y a également représenté l'activité solaire par le flux radioélectrique $S_{10.7}$ mesuré sur 10.7 cm et exprimé en 10^{-22} Watts/m²/cycle/sec ainsi que l'activité géomagnétique représentée chaque jour par la somme des huit valeurs trihoraires de l'indice planétaire K_p . Au lendemain de la manoeuvre du 25 janvier 1979 (indiquée par une flèche), on avança la première quinzaine de juin

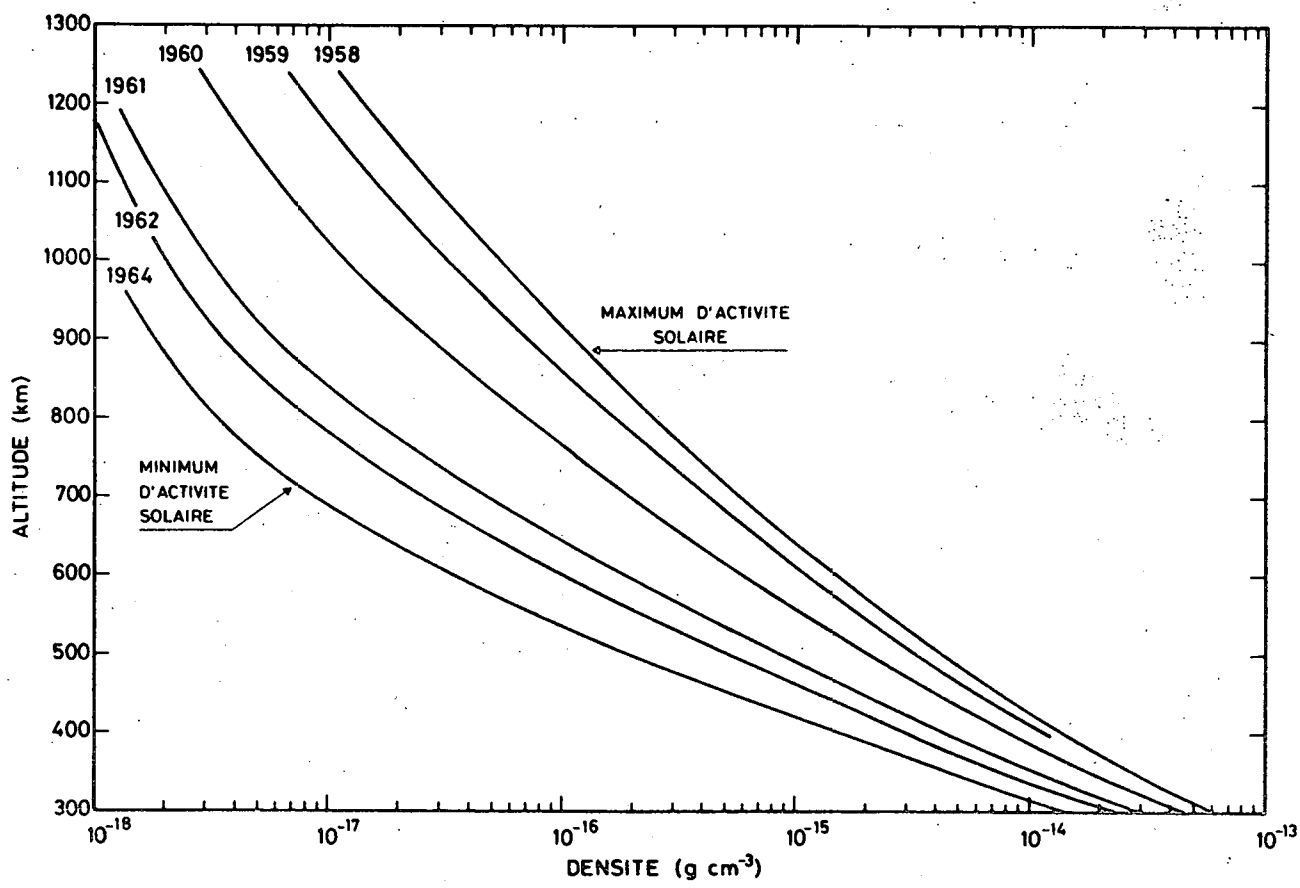


Fig. 5.- Distributions verticales de la densité moyenne entre 1958 et 1964, c'est-à-dire entre un maximum et un minimum de l'activité solaire.

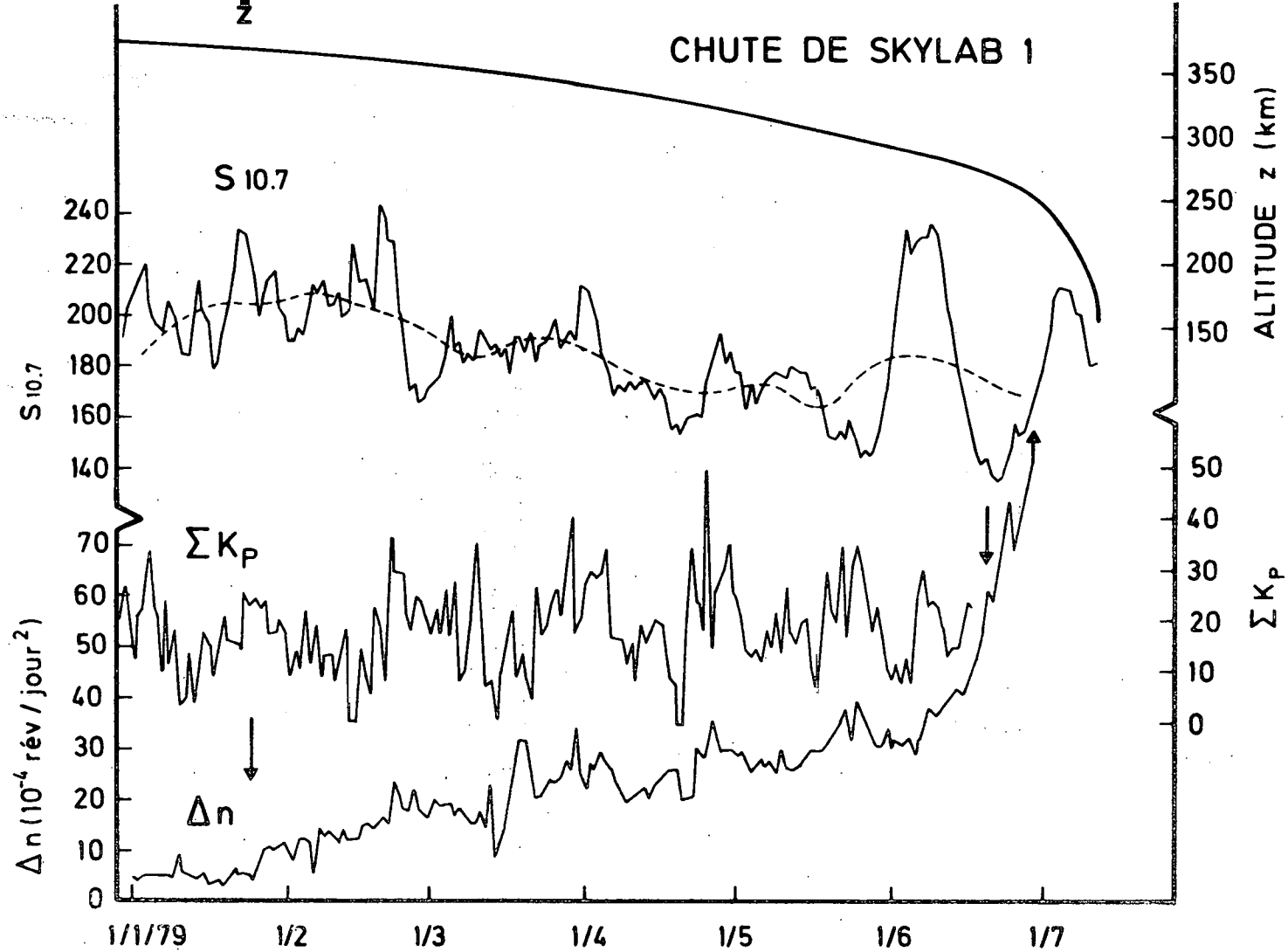


Fig. 6.- Evolution de l'altitude moyenne Z (en haut) et des variations du mouvement Δn (en bas) de Skylab 1 depuis le 1er janvier 1979. Comparaison avec l'activité solaire représentée par le flux radio-électrique $S_{10.7}$ mesuré sur 10.7 cm ainsi qu'avec l'activité géomagnétique représentée par la somme des huit valeurs trihoraires de l'indice planétaire K_p (au milieu).

comme l'époque la plus probable pour la retombée. Au fil des semaines, l'échéance ne cessa d'être révisée généralement dans le sens d'un recul. Ces réajustements s'imposèrent par suite de la décroissance imprévisible du niveau moyen de l'activité solaire, atténuant le processus de la chute et accordant de ce fait une série de sursis au laboratoire spatial. A titre d'exemple, signalons qu'à une altitude de 300 km, la densité moyenne de l'atmosphère diminue de 50% lorsque le flux radioélectrique $S_{10.7}$ décroît lui-même de 210 à 160 unités. Ainsi, il convient de remarquer que l'augmentation des variations du mouvement moyen Δn a été tempérée par la diminution du niveau moyen de l'activité solaire. La courbe des variations de Δn présente également des fluctuations périodiques liées à l'activité géomagnétique elle-même modulée par la rotation du soleil sur lui-même (période de 27 jours). Par contre, l'effet des variations à court terme de l'activité solaire apparaît moins marqué. Par ailleurs, dès la mi-juin, alors que l'altitude de Skylab était largement inférieure à 300 km, l'accroissement du frottement atmosphérique en raison de la diminution sensible de l'altitude moyenne devint suffisamment important pour rendre impossible toute nouvelle modulation par les activités solaire ou géomagnétique d'autant que les actions de celles-ci sur la densité atmosphérique s'avèrent de moins en moins marquées au fur et à mesure que l'altitude décroît.

L'ensemble des considérations précédentes montre qu'il est impossible de prévoir longtemps à l'avance la date de rentrée d'un satellite artificiel. Il va de soi que prévoir l'endroit de la chute naturelle est tout aussi impossible si l'on songe que pour une vitesse orbitale de 28000 km/h, une incertitude de 10 minutes sur l'instant de décrochage de l'orbite se traduit déjà par une imprécision de l'ordre de 5000 km sur la localisation du "point de chute". Or, même quelques heures avant l'événement, peut-on tout au plus prévoir la révolution au cours de laquelle interviendra la chute; les inconnues sont alors moins de nature géophysique que d'ordre aérodynamique : incertitude sur le

coefficient aérodynamique et sur la section efficace liée à l'attitude de l'engin lors de la phase ultime.

En fait, très souvent, la durée de vie d'un satellite (ou le temps qui lui reste à vivre) peut être estimée avec une précision relative de l'ordre de 10 à 15% lorsque seul le frottement atmosphérique est l'agent perturbateur. Cependant, il est malaisé d'établir une table des durées de vie car les paramètres sont nombreux : l'altitude du périégée, l'excentricité, la section efficace et la masse du satellite ainsi que l'activité solaire dont dépend la densité de l'atmosphère. Pour fixer les idées, nous avons choisi de représenter à la figure 7 la durée de vie d'un satellite présentant un rapport $\frac{S}{m}$ équivalent à celui d'Explorer 1 ($0.17 \text{ cm}^2/\text{g}$) et pour un niveau moyen de l'activité solaire (température de 1000 K à la thermopause). Nous supposons que l'atmosphère est à symétrie sphérique et que son état ne varie pas au cours du temps. Nous considérons des orbites initiales à excentricité comprise entre 0 et 0,5 avec des périégées situés à 100, 150, 250, 350 et 500 kilomètres. A l'examen de cette figure, plusieurs remarques peuvent être formulées :

- Une satellisation prolongée sur une orbite circulaire ($e = 0$) à une altitude inférieure à 150 km s'avère impossible, la chute s'effectuant quasi immédiatement.
- Les durées de vie sur des orbites circulaires à 250, 350 et 500 km se mesurent respectivement en jours, dizaines de jours et centaines de jours.
- La durée de vie croît avec l'excentricité pour atteindre, en $e = 0.5$, quelques jours lorsque le périégée est à 100 km ou déjà près d'un siècle pour un périégée initial à 350 km.

Enfin, il convient de mentionner que l'effet d'activité solaire sur la densité atmosphérique croît considérablement avec l'altitude (voir figure 5) de sorte que si les durées de vie pour des périégées inférieurs

à 200 km sont du même ordre de grandeur que celles représentées à la figure 7, les écarts deviennent considérables aux altitudes supérieures lorsque les conditions d'activité solaire s'écartent sensiblement des conditions moyennes.

Par ailleurs, la durée de vie étant inversement proportionnelle au rapport $\frac{S}{m}$, la figure 7 permet également d'évaluer très aisément la durée de vie des satellites à rapport $\frac{S}{m}$ différent de la valeur de référence adoptée ($0.17 \text{ cm}^2/\text{g}$).

4.3. Les irrégularités du potentiel gravifique terrestre

Par suite de la non sphéricité et l'inhomogénéité de la Terre, le potentiel gravifique terrestre n'est pas rigoureusement central mais peut être décrit mathématiquement par une série d'harmoniques sphériques qui décrivent les différentes anomalies, qu'elles soient géométriques ou liées à des variations de masse à l'intérieur de la Terre. Son expression générale est la suivante :

$$U = \frac{\mu}{r} \left\{ 1 - \sum_{\ell=2}^{\infty} J_{\ell} \left(\frac{R_E}{r} \right)^{\ell} P_{\ell}(\sin \varphi) + \sum_{\ell=2}^{\infty} \sum_{m=1}^{\ell} J_{\ell,m} \left(\frac{R_E}{r} \right)^{\ell} P_{\ell}^m(\sin \varphi) \cos m(\lambda - \lambda_{\ell,m}) \right\}$$

où r , φ et λ sont respectivement la distance géocentrique, la latitude et la longitude du point considéré; R_E est le rayon terrestre équatorial; les fonctions P_{ℓ} et P_{ℓ}^m désignent les polynômes de Legendre d'ordre ℓ et les fonctions de Legendre associées.

Le premier terme $\frac{\mu}{r}$, μ désignant le produit de la constante de gravitation universelle G par la masse de la Terre M_T , correspond au

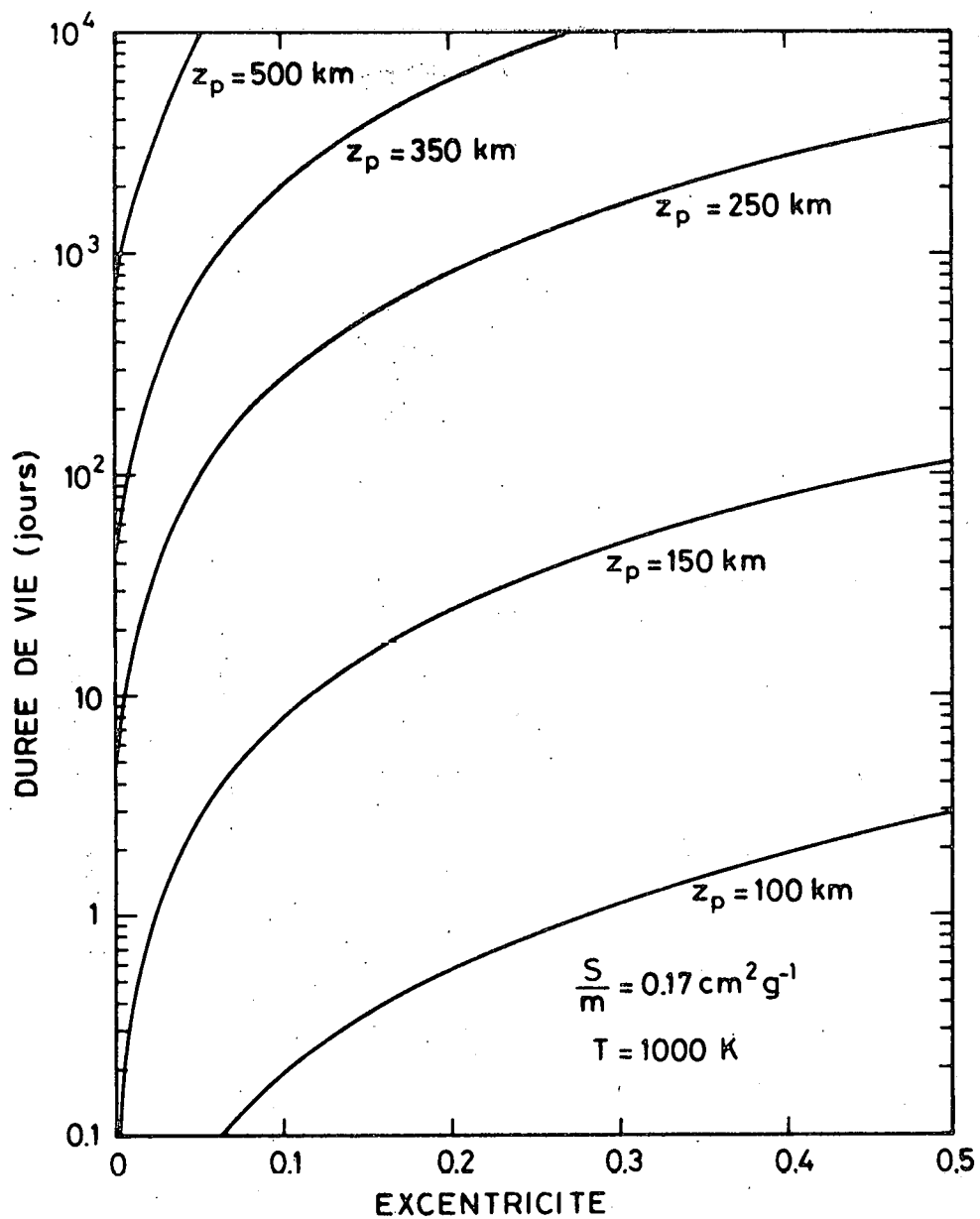


Fig. 7.- Durée de vie d'un satellite présentant un rapport $\frac{S}{m} = 0.17 \text{ cm}^2/\text{g}$, pour un niveau moyen de l'activité solaire. L'atmosphère est supposée stationnaire et à symétrie sphérique. Les orbites initiales considérées ont une excentricité comprise entre 0 et 0.5 et des périhélie situés à 100, 150, 250, 350 et 500 km.

potentiel central d'une Terre sphérique et homogène. Les termes en J_ℓ désignent les harmoniques "zonaux", c'est à dire les harmoniques dépendant exclusivement de la latitude et représentant par conséquent le potentiel d'un corps de révolution; en particulier, les harmoniques zonaux pairs traduisent des déformations du globe symétriques par rapport au plan de l'équateur. Le deuxième harmonique J_2 est prépondérant et est lié à l'aplatissement du globe terrestre aux pôles. Pour leur part, les termes en $J_{\ell,m}$ désignent les harmoniques "tesseraux" parfois appelés "sectoriaux" si $\ell = m$: ils dépendent à la fois de la latitude et de la longitude. $J_{2,2}$ est l'harmonique de ce type le plus important : il traduit une certaine ellipticité de l'équateur tandis que la constante $\lambda_{2,2}$ localise la position du grand axe de l'ellipse équatoriale.

L'effet le plus important des anomalies gravitationnelles terrestres sur les orbites des satellites est dû à l'harmonique J_2 qui est de l'ordre de 10^{-3} tandis que les J_ℓ supérieurs et $J_{\ell,m}$ sont de l'ordre de 10^{-6} . Les perturbations dues à J_2 affectent principalement l'ascension droite du noeud ascendant Ω et l'argument du périégée w . A titre d'exemple, la figure 8 montre le taux de variation $\frac{\Delta\Omega}{\Delta t}$ et $\frac{\Delta w}{\Delta t}$ de ces éléments en fonction de l'inclinaison i pour une orbite circulaire à 500 km d'altitude; ainsi, si l'orbite est équatoriale, la précession de son plan atteint 8 degrés par jour tandis que la rotation de la lignes des apsides est d'environ 16 degrés par jour. Pour une orbite polaire ($i = 90^\circ$), on trouve une variation de 4 degrés par jour pour w et la constance pour Ω . A priori, ces perturbations séculaires de Ω et w n'affectent pas la longévité des satellites. Cependant, d'autres forces de perturbation ont une action sur la durée de vie des satellites qui s'exerce dans un sens ou dans l'autre selon les valeurs initiales de ces éléments et leur comportement au cours du temps. Dès lors, c'est indirectement que ces perturbations dues à l'aplatissement terrestre peuvent exercer une influence sur la longévité des satellites. Par ailleurs, si l'harmonique J_2 n'affecte pratiquement pas la distance géocentrique du périégée, il n'en est pas moins vrai que le mouvement en

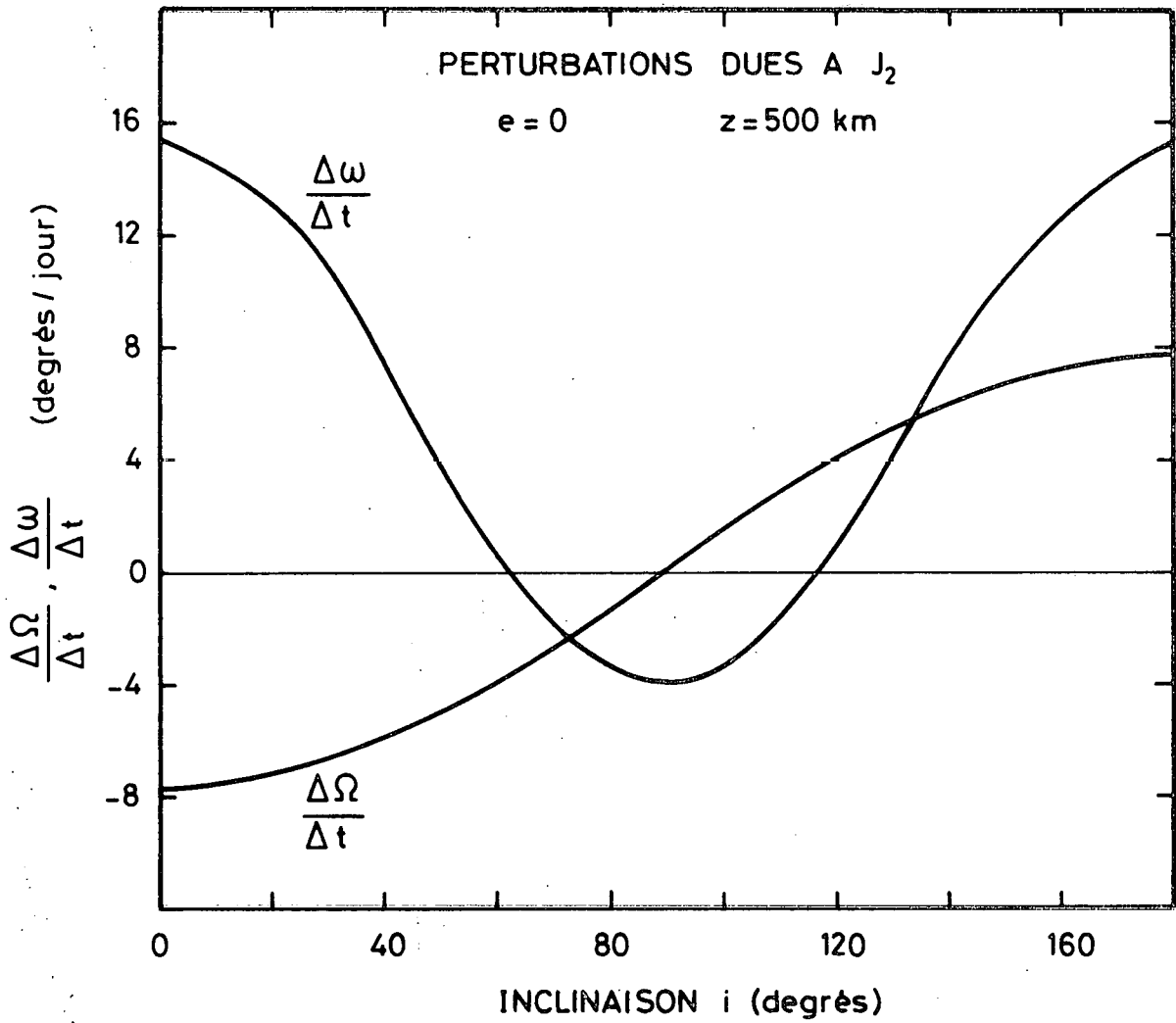


Fig. 8.- Taux de variation des éléments Ω et w en fonction de l'inclinaison i , pour une orbite circulaire à 500 km (effet de l'harmonique J_2).

latitude du périégée (résultant de la variation de w) au-dessus d'une Terre aplatie aux pôles donne lieu à une variation périodique de l'altitude du périégée. La figure 9, montrant les variations de l'altitude du périégée de la fusée porteuse du satellite soviétique Cosmos 268, illustre ce fait. L'allure générale moyenne allant dans le sens d'une décroissance progressive est due à l'action du frottement atmosphérique tandis que les oscillations résultent de la non sphéricité de la Terre, la période de ces oscillations étant liée au mouvement du périégée en latitude. Les maximums de la courbe correspondent à un périégée situé à sa latitude maximum, par conséquent à un rayon terrestre minimum ce qui, pour une distance géocentrique fixée, confère effectivement une valeur maximum à l'altitude du périégée. La succession de maximums élevés et de maximums secondaires est due à l'action de l'harmonique J_3 , le seul harmonique ayant une action importante directe sur la distance géocentrique du périégée; les maximums élevés correspondent à une latitude maximum dans l'hémisphère Sud, les maximums secondaires étant associées à une latitude maximum dans l'hémisphère Nord. L'amplitude de ces variations à longue période dues à l'harmonique J_3 croît avec l'inclinaison de l'orbite pour atteindre une valeur de l'ordre de 7 km pour une orbite polaire.

4.4. Les perturbations luni-solaires

Les perturbations luni-solaires résultent des attractions gravitationnelles de la Lune et du Soleil. En dépit de la masse énorme du Soleil, la force de perturbation lunaire est approximativement deux fois plus importante compte tenu de la proximité relative de notre satellite naturel. La première manifestation de l'effet luni-solaire sur les orbites des satellites a été constatée en analysant l'évolution des paramètres orbitaux du satellite américain Vanguard 1. Mais l'importance de l'effet sur la durée de vie d'un satellite s'est révélée à l'occasion des lancements d'Explorer 6 le 7 août 1959 et de Luna 3 le 4 octobre de la même année. Ces deux satellites avaient la particularité d'avoir été

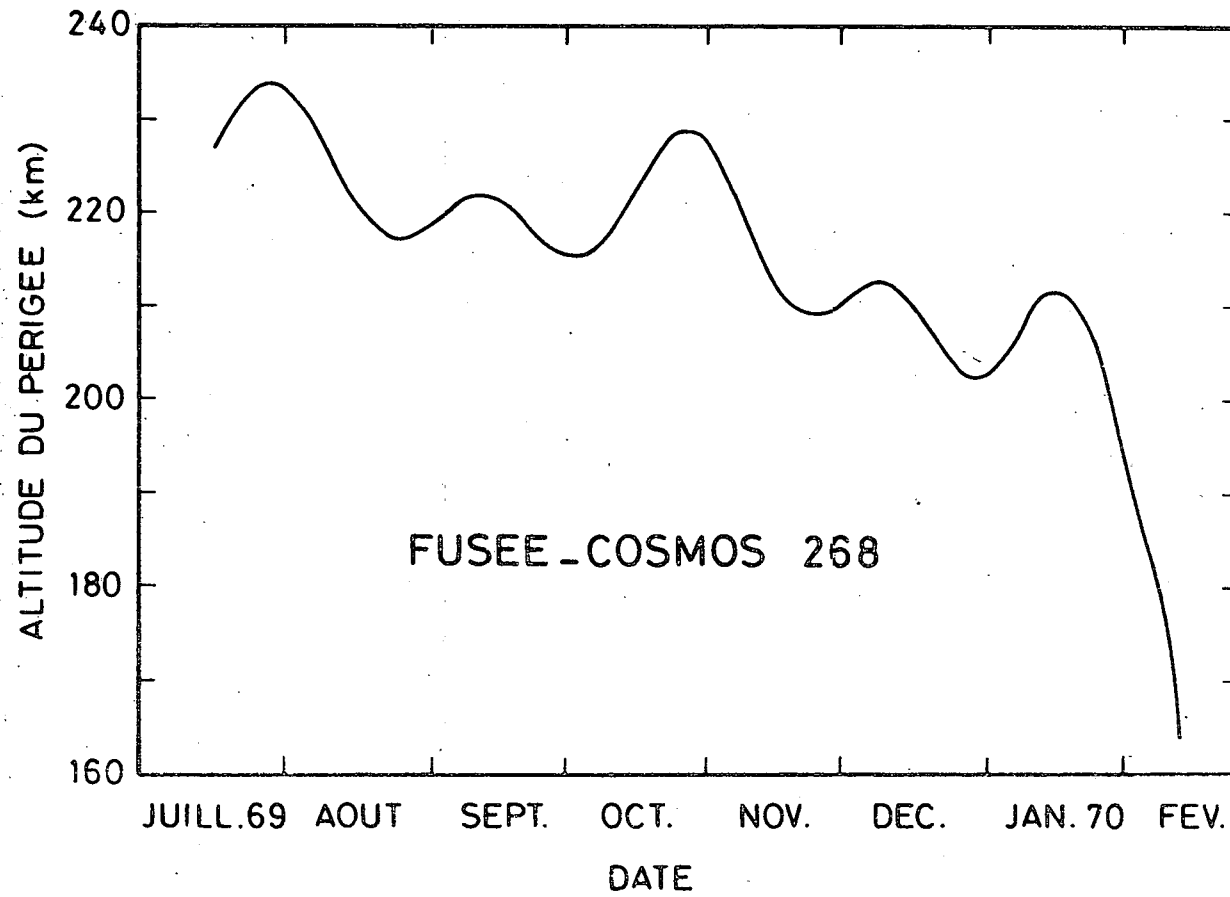


Fig. 9.- Variation de l'altitude du périgée de la fusée porteuse de Cosmos 268.

placés sur des orbites initiales très excentriques comme le montre l'examen du tableau 1 où sont données successivement les dates de lancement et de retombée, l'inclinaison i du plan orbital par rapport à l'équateur terrestre, l'altitude du périégée z_p , l'altitude de l'apogée z_A et l'excentricité (orbite initiale). Le cas le plus remarquable est celui de Luna 3 qui, avec un périégée initial de l'ordre de 40000 km le situant à l'abri de toute perturbation atmosphérique termina sa vie au terme de sa onzième révolution dans le système Terre-Lune.

L'étude des perturbations luni-solaires révèle qu'en première approximation tous les éléments orbitaux, à l'exception du demi-grand axe, subissent des variations séculaires ou à longue période, ces dernières étant associées d'une part, aux mouvements de l'orbite dus essentiellement à l'harmonique J_2 et, d'autre part, à la variation au cours du temps de la position du corps perturbateur. Il convient de préciser que si l'on tient compte du mouvement du corps perturbateur au cours d'une révolution, le demi-grand axe subit lui-aussi des variations séculaires et à longue période mais généralement de faible amplitude. Néanmoins, seules les variations à longue période de l'excentricité, par ailleurs les plus marquées, exercent une influence directe et fondamentale sur le comportement de l'altitude du périégée et par conséquent sur la durée de vie. Le taux de variation de l'excentricité e croît très rapidement avec la valeur de ce paramètre : ainsi, pour un périégée initial situé à une altitude de 1000 km, la perturbation luni-solaire se traduit par une variation de l'altitude du périégée au cours d'une révolution qui, de l'ordre d'un mètre pour $e = 0.1$ s'élève à plusieurs dizaines de kilomètres pour $e = 0.9$. En particulier, une orbite circulaire conserve sa forme circulaire sous l'influence de l'attraction gravitationnelle d'un troisième corps. Par ailleurs, puisqu'il s'agit de variations périodiques, l'altitude du périégée peut croître ou décroître dès la mise sur orbite; ce sont les conditions de lancement qui déterminent le sens de la variation. Par exemple, les effets luni-solaires sur une orbite nominale ayant les éléments a , e , i et

TABLEAU I

SATELLITE	LANCEMENT	RETOMBEE	i (deg.)	z_P (km)	z_A (km)	e
Vanguard 1	17 mars 1958	-	34	650	3968	0.19
Explorer 6	7 août 1959	juillet 1961	47	252	42434	0.76
Luna 3	4 octobre 1959	20 avril 1960	77	40647	469027	0.82

ω fixés peuvent être maximaliser ou minimiser en choisissant judicieusement l'époque et l'heure de lancement. Un exemple remarquable est celui des premiers satellites de télécommunications soviétiques du type Molniya, lancés sur des orbites assez semblables avec une inclinaison de 65° , un périégée à environ 500 km et un apogée de l'ordre de 40000 km (tableau II), ce qui leur conférait une excentricité voisine de 0.74. Il apparaît que la durée de vie de ces satellites a été très variable puisque comprise entre 17 et 172 mois; cette variabilité doit être imputée aux conditions de lancement; ainsi, les satellites lancés au printemps ont eu une longévité plus grande que ceux lancés en octobre! Une illustration de cette diversité de comportement est présentée à la figure 10; elle concerne les variations à longue période de l'altitude du périégée des Molniya 1A, 1C et 1M.

En réalité, l'altitude du périégée subit également des variations à courte période liées aux seuls mouvements de révolution de la Lune et du Soleil; ces variations sont très faibles quand on les compare aux variations à longue période; l'échelle adoptée à la figure 10 ne permet pas de les mettre en évidence. Enfin, les durées de vie mentionnées au tableau II, y compris les plus longues, sont négligeables comparées aux espérances de vie qui auraient été permises en présence du seul frottement atmosphérique.

Il est intéressant de remarquer que dans le cas d'orbites à très grande excentricité, la chute d'un satellite ne peut intervenir que lorsqu'il passe par son périégée. Ce dernier occupe une position généralement bien connue par rapport à un trièdre de référence terrestre. Dans de telles conditions, on conçoit aisément que la prévision du point de chute est facilitée par opposition aux cas plus classiques d'une orbite peu allongée essentiellement soumise au frottement atmosphérique (voir section 4.2).

TABLEAU II : Satellites Molniya.

Désignation	Lancement	Incl. (deg)	Périgée (km)	Apogée (km)	Retombée	Durée de vie (mois)
1A	23/04/65	65.5	497	39380	16/08/79	172
1B	14/10/65	65.2	490	39950	17/03/67	17
1C	25/04/66	64.5	499	39500	11/06/73	86
1D	20/10/66	64.9	485	39700	11/09/68	23
1E	25/05/67	64.8	460	39810	26/11/71	54
1F	03/10/67	65.0	502	39688	04/03/69	17
1G	22/10/67	64.7	456	39740	31/12/69	26
1H	21/04/68	65.0	460	39700	02/01/74	69
1J	05/07/68	65.0	470	39770	15/05/71	34

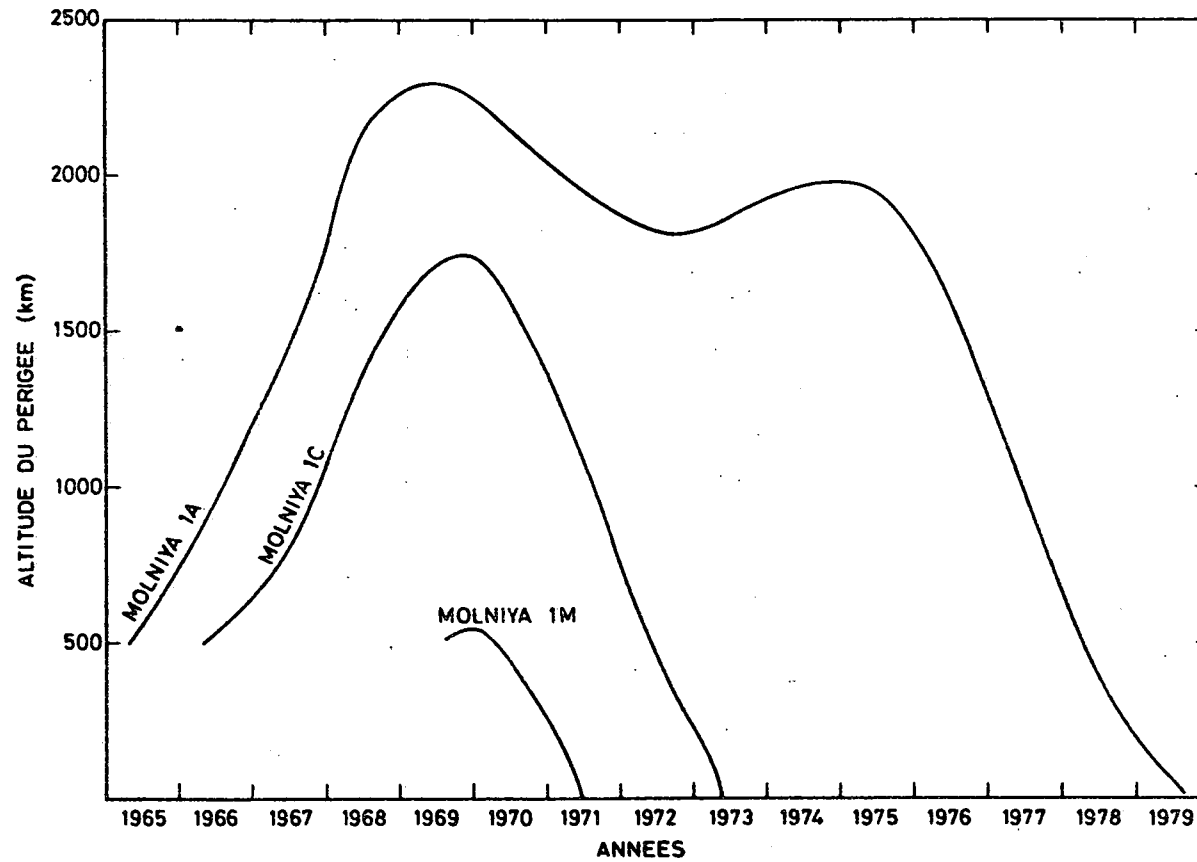


Fig. 10.- Variations à longue période de l'altitude du périégée des satellites Molniya 1A, 1C et 1M.

4.5. La pression de radiation solaire

On désigne par "pression de radiation solaire" l'action mécanique de la lumière solaire exercée sur les satellites ou tout corps absorbant ou réfléchissant. Si l'on néglige la distance Terre-Satellite r par rapport à la distance Terre-Soleil r_{\odot} , un satellite de la Terre est soumis au flux de rayonnement solaire $\phi = L_{\odot} (4\pi r_{\odot}^2)^{-1}$, L_{\odot} désignant l'énergie totale rayonnée par seconde par le Soleil. L'accélération perturbatrice résultante a pour expression :

$$\vec{f} = k \frac{\phi}{c} \frac{S}{m} \vec{N}$$

où

- k est un coefficient qui dépend essentiellement du mécanisme de réflexion
- c est la vitesse de la lumière
- S est la section effective du satellite perpendiculaire au rayonnement incident
- m est la masse du satellite
- \vec{N} est le vecteur unitaire de l'accélération perturbatrice; pour un satellite sphérique ou symétrique par rapport à la ligne Soleil-Satellite, \vec{N} est orienté suivant la direction et le sens du rayonnement incident.

A une certaine altitude dépendant des conditions d'activité solaire (700 km pour un état moyen de l'atmosphère), les forces exercées par la pression de radiation solaire et le frottement atmosphérique sont comparables mais les effets de ces deux forces sont très différents. La figure 11 illustre l'action continue de la radiation solaire sur une orbite initialement circulaire parcourue dans le sens MPNA, le

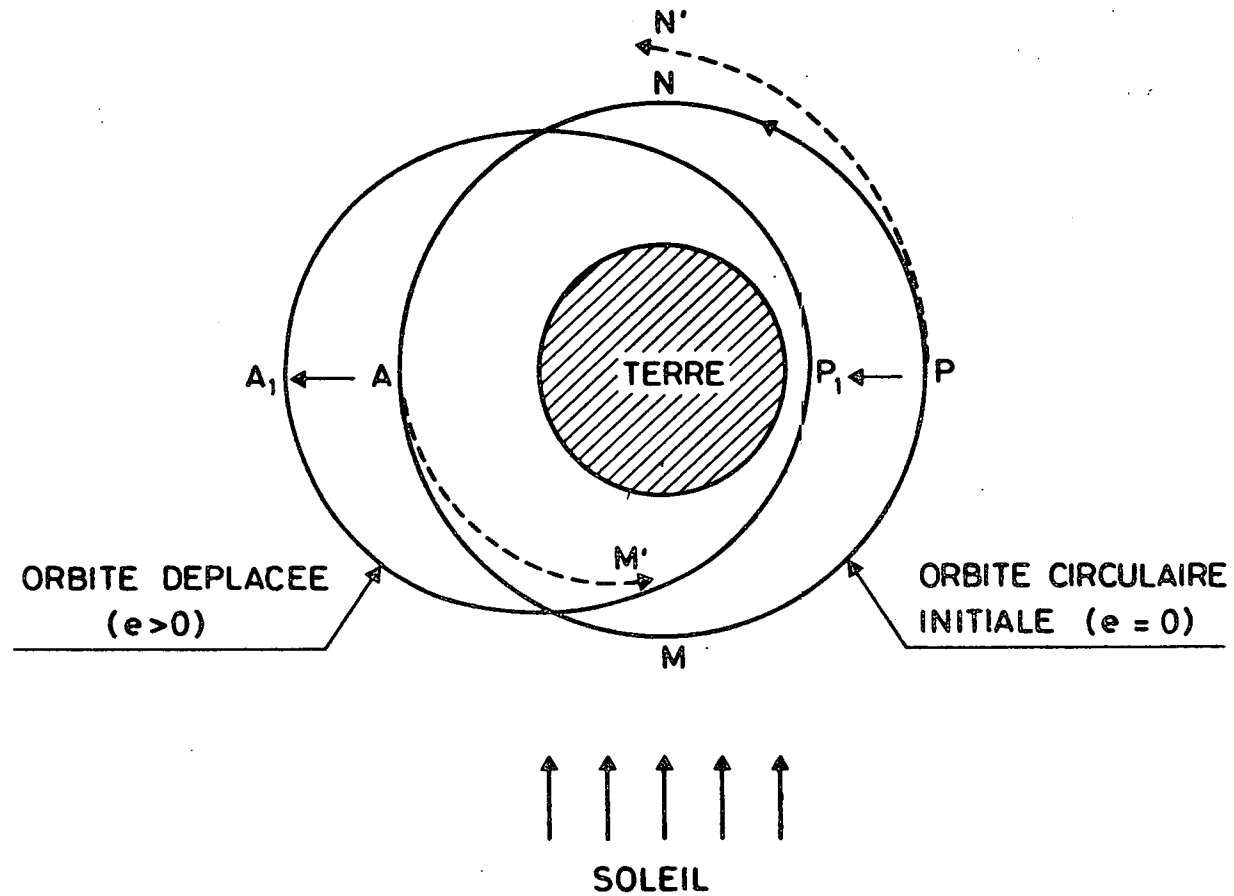


Fig. 11.- Effet de la pression de radiation solaire sur une orbite initialement circulaire.

Soleil étant supposé dans le plan de l'orbite. Au point P, le satellite s'éloigne du Soleil et la pression de radiation le soumet à une accélération qui le propulse sur une orbite supérieure PN'. Au point A, la pression de radiation freine le mouvement de sorte qu'elle conduit le satellite sur une orbite plus basse AM'. Aux points M et N, la vitesse n'est pas perturbée. Le résultat final est un déplacement du centre géométrique de l'orbite dans la direction perpendiculaire à la ligne Terre-Soleil de telle manière que le périégée apparaisse dans la région où le satellite s'éloigne du Soleil : la nouvelle orbite a son périégée en P₁ et son apogée en A₁. La symétrie dans le cas traité implique l'invariance de l'énergie totale de sorte que le demi-grand axe reste constant. Ainsi, dans ce cas, la décroissance monotone de l'altitude du périégée sous l'action de la pression de radiation solaire résulte exclusivement d'une augmentation de l'excentricité. Mais, le comportement de l'excentricité présente en réalité un caractère périodique car les positions relatives du périégée et de la direction Terre-Soleil varient au cours du temps. Il faut, en effet, non seulement tenir compte de la révolution de la Terre autour du Soleil (se traduisant par une variation $\frac{\Delta\lambda_{\odot}}{\Delta t}$ de la longitude moyenne du Soleil dans l'écliptique de l'ordre de 0,98 degré par jour) mais également de la régression du noeud ascendant ($\frac{\Delta\Omega}{\Delta t}$) et du mouvement de la ligne des apsides ($\frac{\Delta\omega}{\Delta t}$) résultant essentiellement de l'action de l'harmonique J₂. La théorie montre que la variation de l'altitude du périégée est en fait la résultante de six composantes périodiques dont les périodes et amplitudes respectives sont liées aux valeurs des combinaisons ($\frac{\Delta\omega}{\Delta t} \pm \frac{\Delta\Omega}{\Delta t} \pm \frac{\Delta\lambda_{\odot}}{\Delta t}$) et ($\frac{\Delta\omega}{\Delta t} \pm \frac{\Delta\lambda_{\odot}}{\Delta t}$) fixées par l'inclinaison, le demi-grand axe et l'excentricité de l'orbite, les amplitudes dépendant également du rapport $\frac{S}{m}$. La combinaison ayant la valeur la plus petite donne généralement lieu à la composante périodique la plus importante. Dans les cas dits de "résonance", une de ces combinaisons s'annule. Les conditions de résonance ont une interprétation physique simple; l'égalité $\frac{\Delta\omega}{\Delta t} = \frac{\Delta\lambda_{\odot}}{\Delta t} - \frac{\Delta\Omega}{\Delta t}$ implique, par exemple, que l'aplatissement terrestre maintient approximativement constante l'orientation du périégée par rapport à la

projection de la ligne Terre-Soleil dans le plan orbital. Dans ce cas, la pression de radiation solaire peut engendrer une variation monotone de l'excentricité.

Dans une situation proche d'une résonance, les effets de la pression de radiation sont amplifiés et l'impact sur la durée de vie peut être considérable; il a été montré que la longévité d'un satellite dans le cas d'une résonance peut varier d'un facteur 10 suivant l'heure de lancement, les autres paramètres caractérisant les conditions de lancement étant identiques. En cette matière, on peut affirmer plus généralement que l'époque et l'heure de lancement jouent un rôle essentiel car, pour une inclinaison donnée, elles fixent par exemple l'angle initial que fait la ligne Terre-Soleil avec le plan orbital. La question fondamentale est de savoir dans quel sens ces conditions de lancement permettent à la pression de radiation solaire d'agir sur l'altitude du périhélie : dans les deux cas extrêmes, celle-ci peut osciller soit au-dessous de sa valeur initiale pour éventuellement plonger très rapidement dans les couches denses de l'atmosphère entraînant de ce fait une chute rapide du satellite, soit au-dessus de sa valeur initiale en permettant ainsi une durée de vie beaucoup plus longue.

Dans le cas plus général d'une orbite initiale excentrique, la symétrie disparaît lorsqu'il est tenu compte de l'ombre de la Terre. Le satellite peut entrer ou sortir de la zone d'ombre dans des conditions qui lui permettent soit de gagner ou perdre de l'énergie. Le demi-grand axe cesse d'être constant et par conséquent la période de révolution en vertu de la troisième loi de Képler. Alors que le frottement atmosphérique ne le permet en aucune manière, la période d'un satellite peut croître sous l'action de la pression de radiation lorsqu'il y a apport d'énergie au cours d'une révolution. Il convient de remarquer que la variation du demi-grand axe due à la pression de radiation n'est jamais très importante et ne peut exercer une action déterminante sur la durée de vie semblable à celle de l'excentricité. Précisons enfin que parmi les

éléments orbitaux autres que a et e , seul l'argument du périhélie peut subir une variation à longue période significative, le taux de variation étant particulièrement important lorsque l'excentricité est petite.

C'est l'observation du mouvement du satellite Vanguard 1 qui révéla pour la première fois l'action de la pression de radiation solaire sur les satellites artificiels. Mais c'est le lancement du satellite-ballon Echo 1, le 12 août 1960 sur une orbite inclinée à 47° , qui offrit la première occasion réelle de tester expérimentalement cette action. D'un diamètre de 30 mètres pour une masse de 70 kg, Echo 1 présentait un rapport $\frac{S}{m}$ élevé, ce qui le rendait particulièrement sensible à l'effet de la pression de radiation d'autant qu'avec un périhélie initial à 1500 km d'altitude, l'action du frottement atmosphérique sur l'excentricité était peu importante. La figure 12 montre le comportement du périhélie d'Echo 1 au cours de son existence; de 1960 à 1968, l'oscillation due à la pression de radiation solaire est très apparente : elle se caractérise par une période moyenne de l'ordre de 320 jours avec une amplitude d'environ 550 km au cours des premières années. Le caractère régulier de cette variation périodique témoigne de la supériorité manifeste d'une des six composantes citées plus haut. L'accroissement sensible de l'activité solaire au cours des années 1966 et 1967 a permis au frottement atmosphérique d'annihiler progressivement cette oscillation provoquant de ce fait une chute du satellite assez rapide bien qu'entravée quelque peu au cours des premiers mois de 1968 par une activité solaire à nouveau moins intense.

La figure 13 montre la variation de l'altitude du périhélie d'Echo 2, lancé le 25 janvier 1964 sur une orbite inclinée à 81° . Une comparaison avec la figure 12 nous amène à constater que cette variation est moins régulière et moins importante en amplitude : à une composante principale caractérisée par une amplitude de l'ordre de 150 km et une période d'environ 540 jours se superposent d'autres composantes d'amplitudes plus faibles encore et de périodes plus courtes.

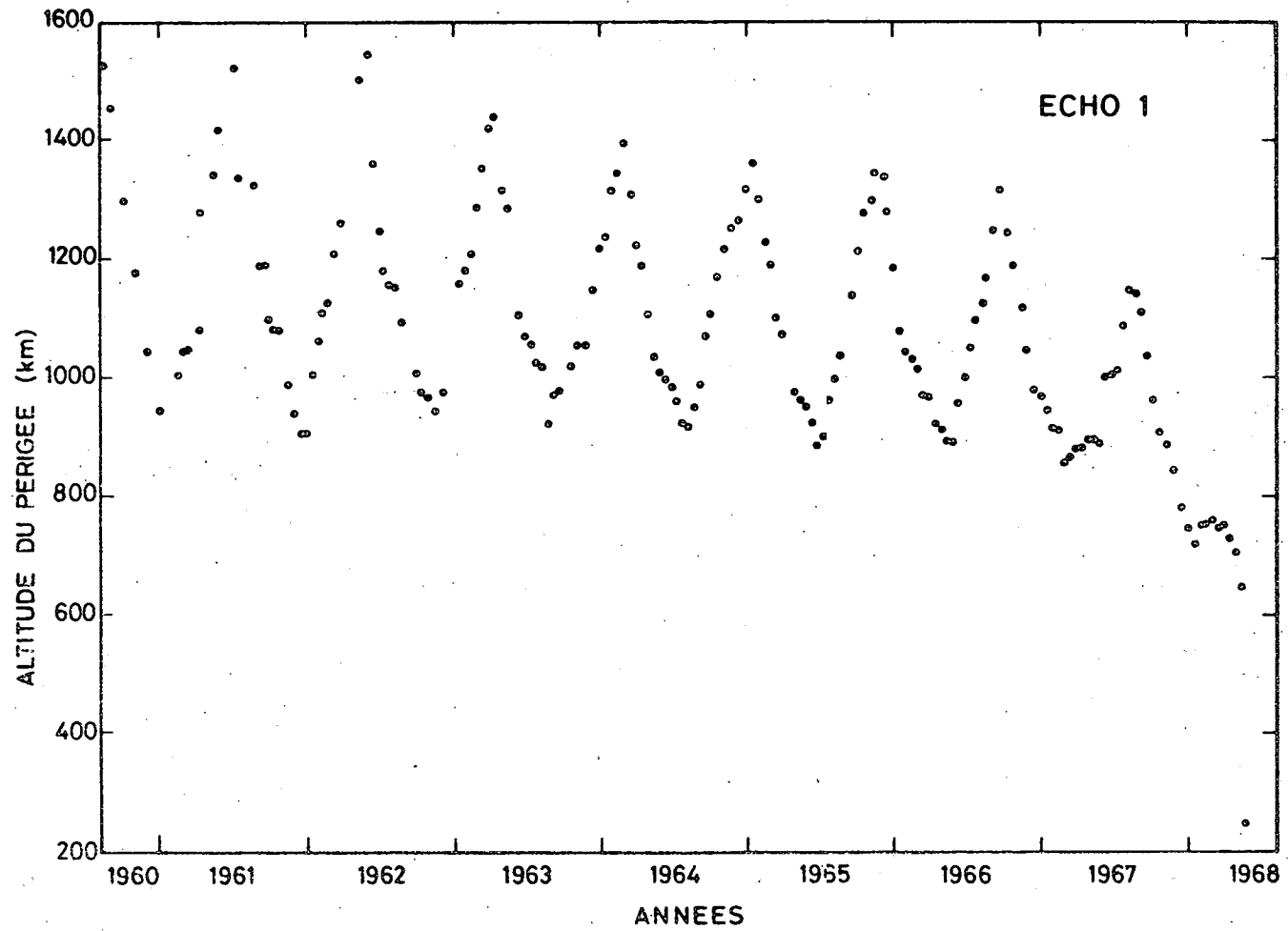


Fig. 12.- Evolution de l'altitude du périgée d'Echo 1.

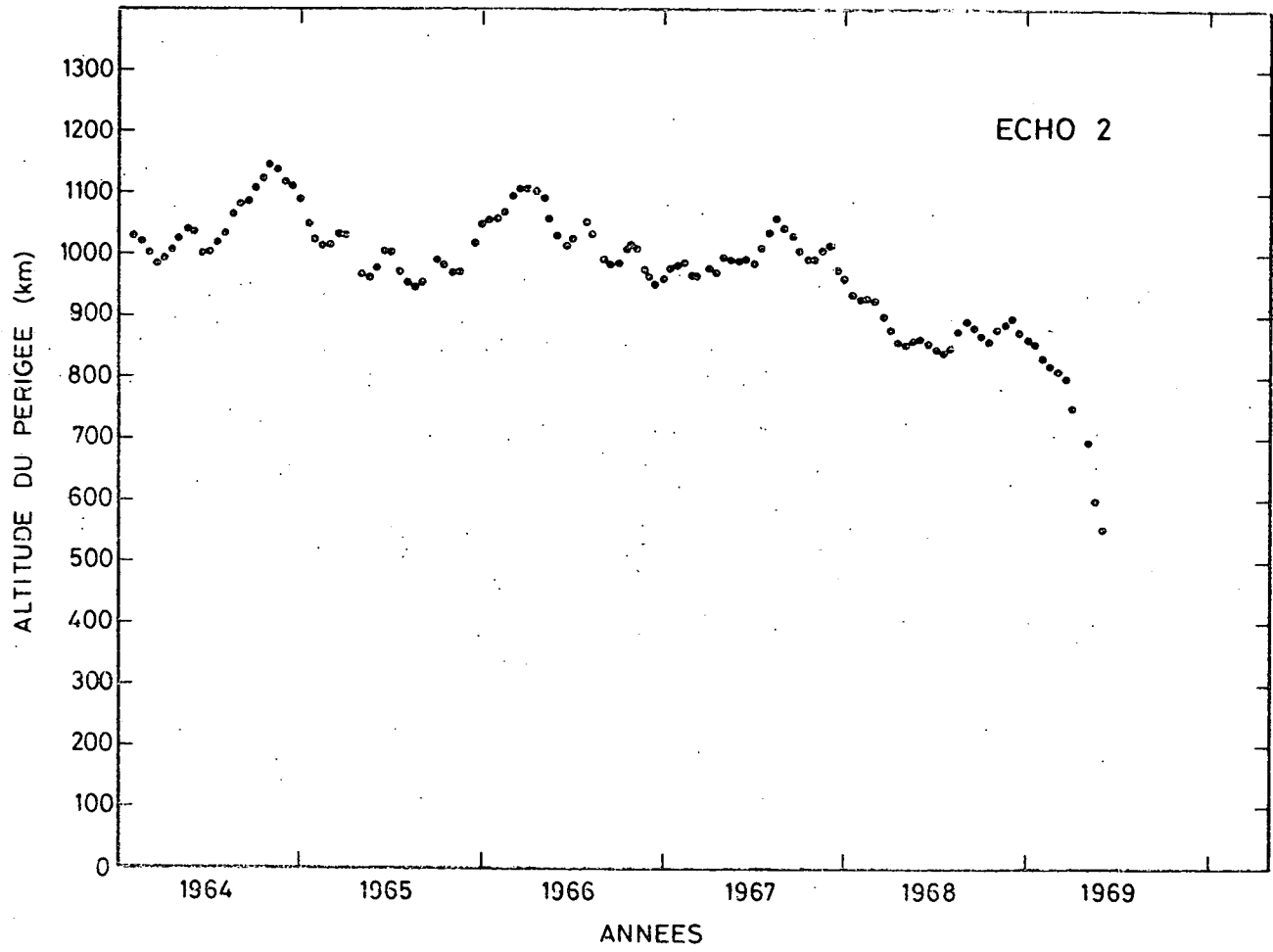


Fig. 13.- Evolution de l'altitude du périgée d'Echo 2.

L'explication de cette différence de comportement doit être recherchée dans la différence d'inclinaison des deux satellites (47° et 81°). D'autre part, Echo 2 présentant un rapport $\frac{S}{m}$ deux fois plus petit que celui d'Echo 1, l'action de la pression de radiation solaire aurait déjà été deux fois moindre pour des orbites initiales identiques. Echo 2 est retombé après 5.5 ans à une époque où l'activité solaire passait par un maximum.

5. CONCLUSIONS

Les considérations exposées dans cet article révèlent la complexité du comportement orbital des satellites soumis aux actions combinées des principales forces perturbatrices que sont le frottement atmosphérique, les irrégularités du potentiel gravitationnel terrestre, les perturbations luni-solaires et la pression de radiation solaire. Les satellites évoluent sur des orbites sans cesse changeantes et la grande diversité des variations orbitales observées résulte du nombre élevé de paramètres décrivant les données propres aux satellites (masse, section efficace), les éléments de l'orbite initiale, les conditions de lancement et les conditions géophysiques; la durée de vie dépend très étroitement de ces mêmes paramètres.

Pour être complet, il convient d'observer qu'un certain nombre d'effets perturbateurs secondaires n'ont pas été évoqués. Citons ceux associés à la pression de radiation solaire réémise par la surface terrestre, le freinage de Poynting-Robertson (effet relativiste), le freinage de Coulomb et le freinage magnétohydrodynamique.