Zeitschrift: Archives des sciences [1948-1980]

Herausgeber: Société de Physique et d'Histoire Naturelle de Genève

Band: 18 (1965)

Heft: 1

Artikel: Sur les trajectoires des satellites artificiels et d'autres véhicules spatiaux

Autor: Schärlig, Alain

DOI: https://doi.org/10.5169/seals-739165

SUR LES TRAJECTOIRES DES SATELLITES ARTIFICIELS ET D'AUTRES VÉHICULES SPATIAUX

PAR

Alain SCHÄRLIG

Le présent texte n'est pas destiné à faire connaître les résultats d'une recherche scientifique originale. Il doit être compris comme un « article », au sens où peut l'entendre l'auteur, journaliste scientifique. C'est-à-dire qu'au lieu d'être destiné aux spécialistes du domaine traité, il a été écrit en pensant à ceux qui lui sont étrangers, et en faisant appel avant tout à leur intuition. Cette option tient au fait que la technique spatiale ne tardera pas à toucher de très nombreux secteurs de la recherche scientifique, et que les spécialistes des disciplines autres que l'astronomie n'en auront pas moins, sinon à participer à des expériences spatiales, en tout cas à prendre connaissance de résultats obtenus dans leur branche par ce moyen. Une juste idée — tout intuitive qu'elle soit — des conditions dans lesquelles peuvent être établis les laboratoires spatiaux leur sera alors très utile pour la compréhension de ces expériences [1].

Ajoutons que par souci d'élaborer un texte aussi durable que possible, nous avons volontairement renoncé à tous les exemples que nous aurions pu tirer de l'actualité du moment. Les expériences qui seront réussies au cours des vingt prochaines années ne peuvent certes pas être prévues ; mais ce dont on peut être assuré, c'est qu'elles resteront soumises aux antiques lois de la gravitation. En nous limitant à l'exposé de celles-ci et de leurs conséquences, nous pensons avoir pris les précautions nécessaires pour éviter d'être trop rapidement démodés.

PLAN

1. Quelques précurseurs.
2. Notions de mécanique céleste: trajectoire d'un corps attiré par un autre.
3. Mécanique céleste au voisinage de la Terre.

[1] N.D.L.R. Etant donné l'actualité et le développement croissant des recherches spatiales, le Comité de la Société de Physique et d'Histoire Naturelle a retenu avec intérêt cet article d'information générale destiné aux lecteurs non spécialistes de sa revue.

4. Choix et obtention d'une orbite pour un satellite artificiel.
5. Modification de l'orbite d'un satellite artificiel.
6. Résultats.

1. Quelques précurseurs

Avant d'examiner quelles sont les principales lois de la mécanique céleste, et comment elles s'appliquent au cas particulier des satellites de la Terre, il n'est pas sans intérêt de rappeler très brièvement comment ces lois ont été mises au point. La recherche spatiale apparaît en effet trop souvent comme une activité révolutionnaire et ultra-moderne sous tous ses aspects, alors même qu'elle trouve certains de ses fondements dans des travaux qui remontent au XVII^{e} siècle. Nous nous bornerons naturellement à un rappel extrêmement succinct.

Képler a énoncé en 1609, dans son ouvrage « La nouvelle astronomie », les trois lois qui portent son nom. Elles ne s'appliquaient à l'époque qu'aux planètes du système solaire, et elles peuvent être exprimées de la manière suivante:

1. *Les orbites de toutes les planètes sont des ellipses dont le Soleil occupe l'un des foyers.*
2. *Le mouvement des planètes est tel qu'une ligne imaginaire joignant la planète au Soleil balaye des aires égales en des temps égaux.*
3. *Le carré de la période de révolution de chaque planète est dans le même rapport que le cube de sa distance au Soleil.*

Ce sont les très nombreux relèvements, effectués par Tycho Brahé, avec une très grande minutie, qui permirent à Képler d'énoncer ses lois. Ce détail est intéressant, car il permet de constater que Képler est parvenu à ses conclusions sur la base d'un travail expérimental, et non pas théorique.

Newton étendit, un demi-siècle plus tard, les lois de Képler à l'ensemble des systèmes planétaires. Cette fois, le travail fut théorique, beaucoup plus qu'expérimental, ainsi qu'on va le voir.

Si l'on en croit la tradition, les recherches de Newton dans ce domaine commencèrent par une étude du mouvement de la Lune. L'illustre chercheur aurait échafaudé un raisonnement à base d'un canon très puissant sur une montagne très haute, raisonnement qui se trouve être maintenant — chose curieuse — un des plus utilisés par les vulgarisateurs de la recherche spatiale ! En voici l'idée: lorsqu'un canon tire un boulet horizontalement, depuis une colline élevée et aux pentes suffisamment abruptes pour qu'on puisse observer la trajectoire du boulet, le mouvement de celui-ci peut être décomposé en deux: un mouvement horizontal à vitesse constante, à condition de ne pas tenir compte de l'atmosphère terrestre, et un mouvement accéléré vertical, dû à la force d'attraction de la Terre. La combinaison des deux mouvements donne la trajectoire parabolique bien connue, qui se termine au point d'impact du boulet sur le sol. Toujours en négligeant l'atmosphère terrestre — abstraction parfaitement autorisée lorsqu'on fait un raisonnement qui doit s'appliquer à la Lune —

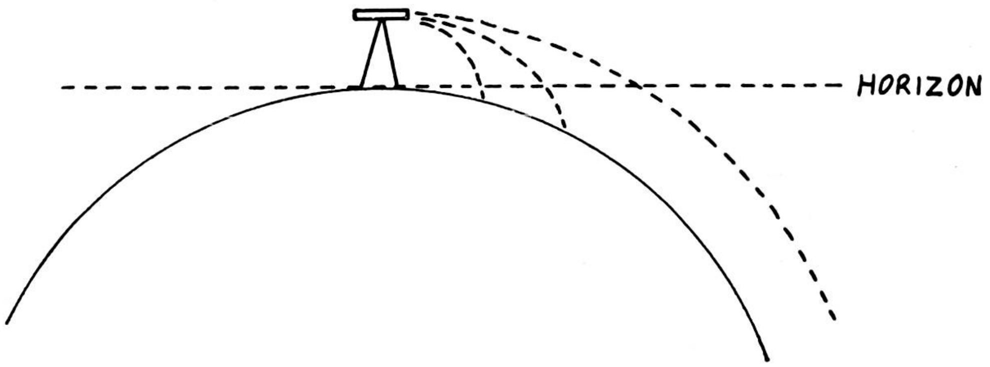

Fig. 1.

on peut alors se dire que la Terre est ronde, et qu'elle s'efface légèrement sous la trajectoire d'un boulet normal; l'effet de cet effacement sera d'autant plus grand que la vitesse à l'origine du boulet, donc sa portée, sera elle aussi plus grande; à la limite, il doit exister une vitesse telle que la Terre s'efface d'une distance toujours égale à la « chute », de telle sorte que le boulet ne touche plus le sol.

Ce raisonnement, de même que les conclusions qu'il permit à Newton de tirer, a été publié par son auteur en 1687 dans son ouvrage « Philosophiae naturalis principia mathematica ». C'était la première théorie d'un satellite artificiel moderne.

En chiffrant son raisonnement du canon, après avoir remplacé le boulet par la Lune, Newton put calculer l'accélération que subit notre satellite naturel; une comparaison avec les résultats de Galilée, sur l'accélération à la surface de la Terre, lui permit de dégager empiriquement la loi qui l'a rendu célèbre:

deux objets matériels s'attirent mutuellement avec une force proportionnelle au produit de leurs masses et inversément proportionnelle au carré de la distance qui les sépare.

La démonstration expérimentale de cette loi, en laboratoire, n'intervint qu'après la mort de Newton et fut réalisée par Cavendish.

Par la suite, ayant créé pour son usage personnel un procédé de calcul infinitésimal, Newton mit en accord sa loi avec les trois lois de Képler: il démontra que les trois dernières sont une conséquence de la première. C'est en cela qu'il accomplit une œuvre fondamentale puisque d'une part il démontra mathématiquement la justesse des lois de Képler, et que d'autre part il leur conféra la plus grande généralité.

2. Notions de mécanique céleste: trajectoire d'un corps attiré par un autre

La loi de Newton, que nous rappelions précédemment, s'exprime mathématiquement de la manière suivante:

$$F = G \cdot \frac{M_1 \cdot M_2}{R^2}$$

F représente la force avec laquelle les deux corps s'attirent; M_1 et M_2 sont les masses de ces corps; *R* est la distance qui les sépare; enfin *G*, appelé constante de gravitation universelle, sert à faire la liaison entre les deux membres et à transformer la proportionnalité en une égalité.

Lorsqu'on particularise le problème, et que l'on envisage deux astres dont l'un a une masse beaucoup plus importante que l'autre — ce qui permet de considérer le plus gros des deux comme fixe — on montre par des relations mathématiques que le « petit » astre a pour trajectoire une cônique, dont le « gros » astre occupe un foyer.

Les côniques sont des courbes simples, que les Grecs connaissaient déjà. Elles tirent leur nom de famille du fait qu'elles peuvent toutes être considérées comme l'intersection d'un cône de révolution avec un plan. Bien qu'elles puissent se définir d'une manière beaucoup plus élégante, mathématiquement parlant, il nous semble utile d'insister quelque peu sur cette propriété, son caractère expérimental présentant certains avantages pour la clarté des explications qui suivent.

Lorsque le cône est coupé par le plan perpendiculairement à son axe, l'intersection est un *cercle*. Lorsque la coupure se fait « en travers », peu au-dessous de la précédente, comme le montre notre dessin, l'intersection est une *ellipse*; intuitivement, on peut considérer cette courbe comme un cercle étalé, dont le centre s'est dédoublé; la définition mathématique considérant le cercle comme « le lieu géométrique des points à égale distance d'un point appelé centre » subit alors un dédoublement correspondant et devient « le lieu géométrique des points dont la somme des distances à deux points donnés appelés foyers est constante »; c'est la propriété utilisée lorsqu'on trace une ellipse au moyen d'un cordeau.

Lorsque le plan coupe le cône parallèlement à une génératrice, l'intersection est une *parabole*; par les mêmes considérations intuitives que précédemment, on peut considérer la parabole comme une ellipse dont l'extrémité — et du même coup le centre géométrique — a été rejetée à l'infini; on remarquera encore que cette courbe, la première de la liste à n'être pas fermée, n'a qu'*une direction asymptotique*, ce qui est très important dans le domaine spatial. Enfin, lorsque le plan coupe le cône encore plus « verticalement » — si l'on se reporte à notre dessin — l'intersection est une *hyperbole*, pourvue de *deux asymptotes*.

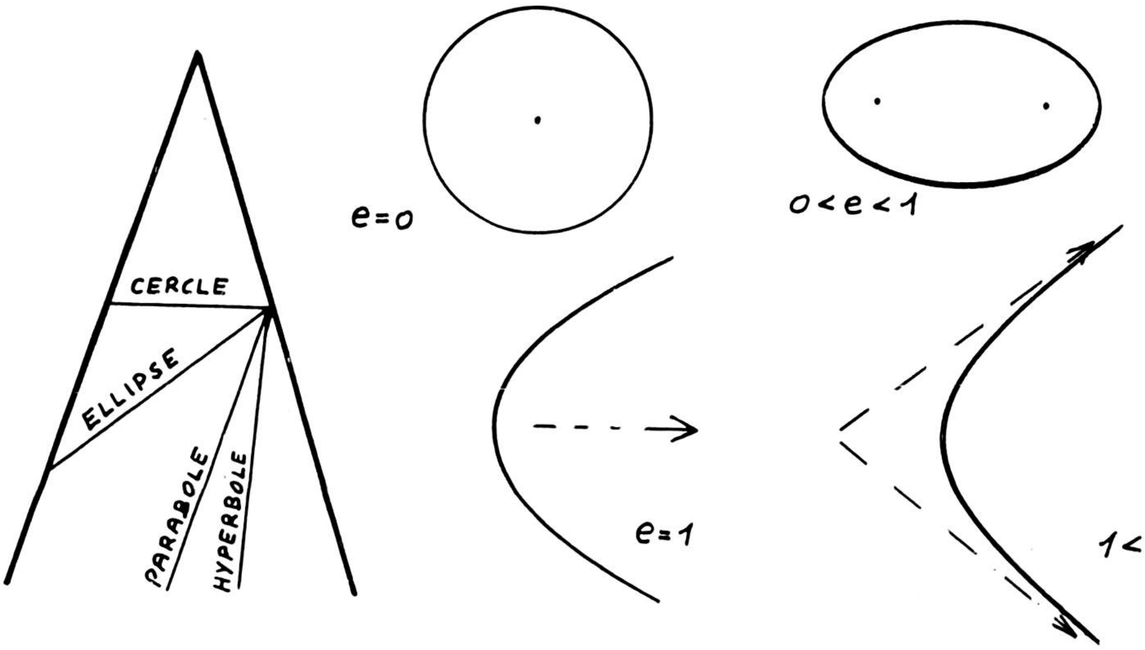

Fig. 2.

La description qui précède permet de remarquer que le cercle et la parabole sont des cas particuliers, correspondant à une seule orientation du plan; tandis que l'on peut obtenir une large gamme d'ellipses par des intersections comprises entre le cercle et la parabole, et une aussi large gamme d'hyperboles par des intersections situées « au-delà » de la parabole. Il en va de même dans le domaine spatial, où l'on a souvent le choix, pour l'orbite d'un engin se trouvant dans certaines conditions, entre un seul cercle, une infinité d'ellipses, une seule parabole, et une infinité d'hyperboles. Cela peut être mis en parallèle avec le fait mathématique que le cercle et la parabole — orientation mise à part — dépendent d'un paramètre de moins que l'ellipse et l'hyperbole.

Remarquons encore que lorsque les relations de Newton nous amènent à parler de côniques, ou quand la première loi de Képler parle d'ellipses, il s'agit chaque fois de courbes *planes*. En d'autres termes, les trajectoires que nous considérons se déroulent *dans un plan*. Ce fait a une grande importance, comme on le verra par la suite.

Les ellipses et les hyperboles pouvant avoir des « formes » diverses, on décrit leur aspect au moyen d'un paramètre appelé l'*excentricité*, paramètre auquel on assigne, par continuité, une valeur fixe dans le cas du cercle et de la parabole: l'excentricité du cercle est zéro, celle de l'ellipse varie de zéro à un, celle de la parabole est un, et celle de l'hyperbole varie de un à l'infini.

L'excentricité est importante, dans le domaine spatial, avant tout pour ses valeurs allant de zéro à un; c'est pourquoi il nous semble intéressant d'en donner une définition — elle non plus très élégante mathématiquement — limitée à ces valeurs : l'excentricité peut être considérée comme le quotient de la distance entre le centre géométrique de l'ellipse et l'un des foyers, par le demi-grand-axe de l'ellipse. Notre dessin représente deux ellipses, dont l'une est assez proche d'un cercle et l'autre très « allon-

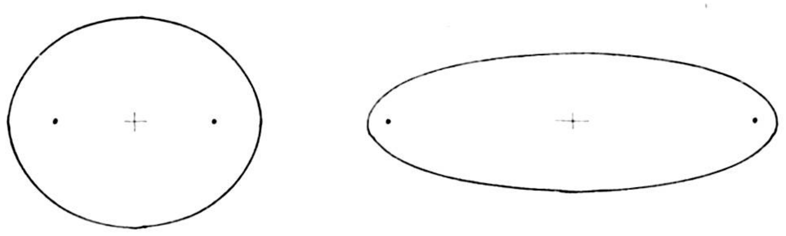

Fig. 3.

gée ». On constate que dans la première le rapport permettant de calculer l'excentricité est plus proche de zéro que dans le second. L'excentricité de la première ellipse est donc relativement faible ; on dit que cette ellipse est « peu excentrique » ou que son excentricité est peu marquée. L'excentricité de la deuxième ellipse est beaucoup plus forte, on dit alors que cette ellipse est « très excentrique ».

Ce qui précède permet de comprendre qu'on ait attribué au cercle une excentricité nulle, puisque la confusion entre le centre géométrique et les deux foyers implique une distance nulle entre le premier et le second. On comprend également qu'on ait assigné à la parabole une excentricité égale à un, puisque la parabole est la forme limite vers laquelle tendent les ellipses de plus en plus étalées, dont l'excentricité tend par ailleurs vers l'unité.

Le genre de la cônique décrite par un engin céleste, considéré à un instant donné, dépend de sa *vitesse* — en valeur absolue et en direction — de l'endroit où il se trouve, c'est-à-dire de la *distance* qui le sépare du « gros » astre, et enfin de la *masse* de ce dernier. Pour des raisons que nous exposerons avec plus de détail par la suite, nous nous limitons au cas où la vitesse, au moment considéré, est perpendiculaire à la direction du point d'attraction. C'est le cas du canon de Newton, dont l'image va nous permettre d'imaginer ce qui se passe.

Supposons notre canon à une certaine distance de l'astre attirant, braqué perpendiculairement à la direction de ce dernier. On conçoit intuitivement que s'il tire « très fort », la trajectoire de son boulet, bien que courbée par l'attraction, s'en ira vers l'infini ; ce sera un arc d'hyperbole. Au contraire, dans le cas d'un tir à plus faible vitesse, on obtiendra une orbite conforme au raisonnement attribué à Newton, l'astre attirant « rattrapant » en quelque sorte le boulet et lui faisant adopter une trajectoire elliptique.

La géométrie permet de prévoir que la limite entre les deux genres de courbes est une parabole. Il existe donc une vitesse-limite, dite *vitesse parabolique*, pour laquelle l'engin échappe tout juste à l'astre attirant: la composante « horizontale » de sa vitesse reste constante, et celle qui correspond à l'attraction diminue de plus en

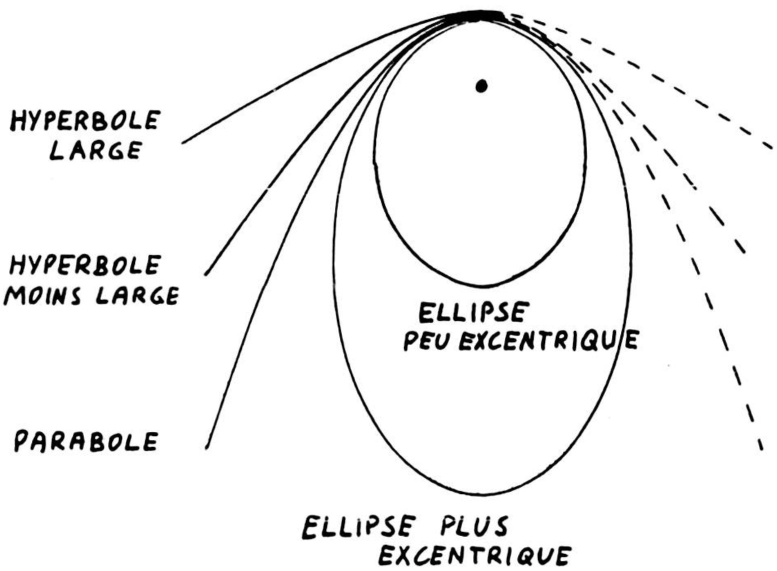

Fig. 4.

plus; il s'ensuit une courbe ayant la « verticale » pour direction asymptotique. (Cette vitesse-limite est proportionnelle à la racine carrée du quotient de la masse attirante divisée par la distance qui la sépare du corps attiré).

En recherche spatiale, c'est le plus souvent l'ellipse qui se présente, avec diverses excentricités. La parabole n'intervient que pour le calcul théorique, car sa réalisation absolue est impossible: il y aura toujours une décimale sur laquelle la vitesse de l'engin sera en désaccord avec la vitesse théorique. En fait, dans les cas où l'on cherche à obtenir le départ irrémédiable d'un engin, c'est l'hyperbole qu'on choisit, en ajoutant une certaine marge à la vitesse parabolique théorique. C'est le cas des sondes spatiales, dont nous reparlerons à la fin de cet article.

Les ellipses elles-mêmes, que peut parcourir le corps considéré ci-dessus, se divisent théoriquement en deux familles. Correspondant aux vitesses immédiatement inférieures à la vitesse parabolique, on trouve des ellipses très excentriques, qui s'éloignent beaucoup du corps attirant. Si l'on descend dans la gamme des vitesses, les ellipses sont de moins en moins excentriques, jusqu'à une seconde vitesse limite qui correspond à une ellipse d'excentricité nulle, c'est-à-dire à un cercle. Cette seconde vitesse limite est dans le rapport $\sqrt{2}$ avec la vitesse parabolique; on l'appelle la *vitesse circulaire*. Au-dessous de cette vitesse, on trouve de nouveau des ellipses, et l'évolution de l'excentricité se fait alors en sens contraire: les ellipses sont de plus en plus excentriques — la position relative du corps attirant, comme foyer, ayant été inversée — jusqu'à ne plus se réduire qu'à une ligne droite, correspondant à une chute simple, c'est-à-dire à une vitesse horizontale nulle au « point de départ ».

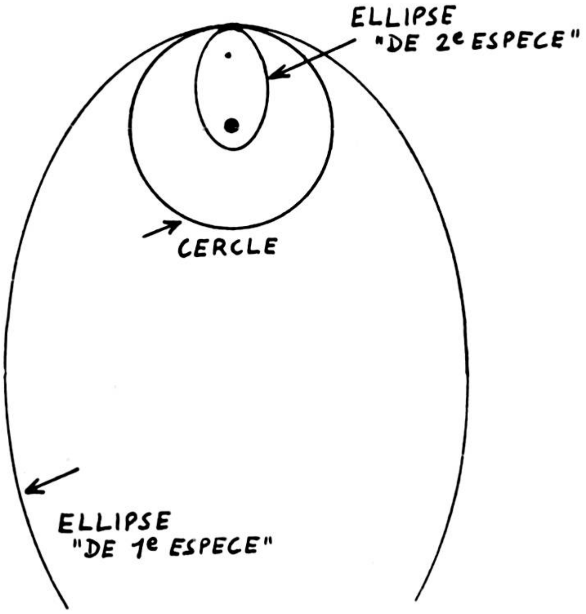

Fig. 5.

L'orbite elliptique, par l'importance qu'elle revêt dans la recherche spatiale — puisque c'est la trajectoire de loin la plus pratiquée — mérite que l'on s'arrête à ses particularités pour bien les fixer dans l'esprit du lecteur. Bien que nous en restions pour

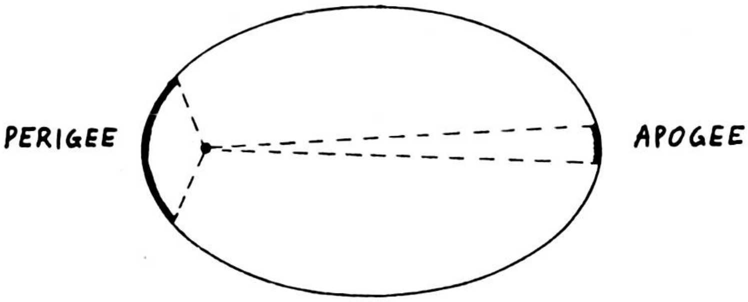

Fig. 6.

l'instant aux considérations de mécanique générale, on nous permettra de particulariser les appellations, et de définir les deux points extrêmes de ces ellipses comme si la Terre se trouvait à l'un des foyers. Nous appellerons *apogée* le point le plus éloigné du foyer attirant, et *périgée* celui qui en est le plus proche. La deuxième loi de Képler, — celle qui touche aux aires balayées — nous enseigne que la vitesse linéaire, décrite par l'objet le long de sa trajectoire, doit être variable: en effet, puisqu'il doit balayer des aires égales en des temps égaux, il ira moins vite à l'apogée qu'au périgée, puisqu'à l'apogée une plus grande hauteur du « triangle » implique de plus petites « bases » (nous raisonnons sur des triangles très petits, mais le fait est intuitivement compréhensible, même sur les « triangles arrondis » de notre dessin).

D'autre part, si l'on imagine observer le corps céleste en mouvement depuis le foyer qui l'attire, la diminution de la vitesse lorsque l'engin se dirige vers l'apogée sera encore plus sensible: à la vitesse linéaire qui diminue s'ajoutera l'effet de l'éloignement, de telle façon que l'objet, par rapport au fond du ciel, paraîtra diminuer de vitesse beaucoup plus que dans la réalité.

3. Mécanique céleste au voisinage de la Terre

Les planètes en général — aussi bien celles du système solaire que tous les corps planétaires de l'univers — répondent aux lois que nous venons d'exposer. Leurs orbites sont parfois légèrement modifiées, par rapport aux côniques pures, par des éléments perturbateurs tels que par exemple la présence d'un troisième corps, ou des effets secondaires relevant de la relativité. Mais on peut dire qu'en première approximation, leurs orbites sont des côniques.

Il n'en va pas de même au voisinage de la Terre, où quelques suppositions simplificatrices que nous avons faites implicitement ci-dessus ne sont plus valables. Les orbites, tout en conservant l'allure générale des côniques, subissent de beaucoup plus grosses transformations que celles des planètes, transformations dont on est alors obligé de tenir compte, même dans les toutes premières approximations.

Les suppositions simplificatrices qui ne conviennent plus sont essentiellement les deux suivantes. Tout d'abord, nous avons admis qu'une des deux masses était beaucoup plus importante que l'autre, ce qui nous a permis de ne pas considérer l'effet de la petite sur la grosse, mais uniquement celui de la grosse sur la petite. Si l'on se reporte au système solaire, on peut constater que cette manière de procéder est parfaitement admissible: la masse du Soleil équivaut à quelques 300.000 fois celle de la Terre. D'autre part, nous avons admis que le plus petit corps évoluait à une très grande distance du plus gros, ce qui nous a permis de ramener ce dernier à un point; et par voie de conséquence, nous a évité de considérer comment se répartissaient les masses dans son intérieur. Pour en rester au système solaire, rappelons que la distance moyenne du Soleil à la Terre est de quelque 150.000.000 de kilomètres, le rayon du Soleil étant d'environ 700.000 kilomètres; le rapport du rayon de l'orbite terrestre au rayon du Soleil est donc de l'ordre de 200. Pour Neptune, ce rapport passe à 6.000, puisque le diamètre de l'orbite de cette planète vaut environ 30 fois celui de l'orbite terrestre.

Citons enfin — bien que cela s'applique autant aux planètes qu'aux satellites de la Terre — le fait que nous n'avons pas envisagé la présence, à une distance relativement proche, d'un troisième corps dont l'attraction, si légère soit-elle, pouvait perturber les orbites considérées.

La Lune, déjà, ne se soumet pas à nos lois, dans l'état très simple où nous les avons exposées. Au vu de ce qui précède, il est facile de comprendre pourquoi. Le rapport de la masse de la Terre à celle de la Lune n'est que de l'ordre de 100 (cf 300.000 pour celle du Soleil par rapport à celle de la Terre); le rayon de l'orbite lunaire, d'autre part, ne vaut que 60 fois le rayon de notre globe (contre 200 pour le cas Terre-Soleil). On doit donc considérer, pour la Lune déjà, l'influence du « petit » astre sur le « gros », et la répartition des masses à l'intérieur de ce dernier. Enfin, le Soleil n'est pas très loin — si l'on considère l'importance de sa masse — et les perturbations qu'il implique dans l'orbite de la Lune viennent encore en compliquer le calcul.

On pourrait encore, à propos de notre satellite naturel, mentionner quelques autres causes secondaires de perturbation. Comme la Lune n'était citée ici qu'à titre d'exemple, et que ces causes de perturbation se retrouvent dans la liste de celles qu'il faut prendre en considération pour les satellites artificiels, nous arrêtons ici cette énumération.

Les satellites artificiels donnent lieu à des calculs très compliqués lorsqu'on veut établir avec grande précision leurs trajectoires. Par rapport aux lois simples qui s'appliquent aux planètes, voyons donc ce qui complique ou transforme les calculs nécessaires. Nous nous limitons au cas des satellites artificiels de la Terre, les autres planètes pouvant présenter des conditions différentes, le jour où l'on déciderait de placer autour de l'une d'elles quelque sonde spatiale qui en deviendrait pour l'occasion le satellite artificiel.

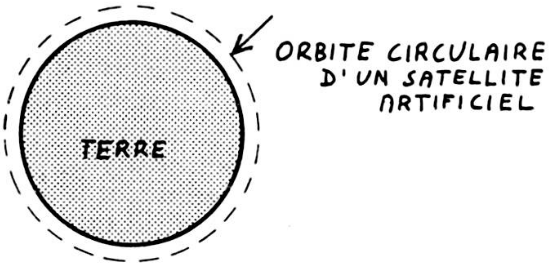

Fig. 7a.

1. *La dimension de la Terre*, relativement à celle des orbites des satellites artificiels, est une des principales causes du tourment des calculateurs: le rayon de notre globe représente rarement moins des 9/10 du rayon des orbites plus ou moins circulaires;

et ce rapport est encore largement valable pour les orbites elliptiques, quand on considère le passage des satellites artificiels à leur périgée. On conçoit bien, même intuitivement, que le passage d'un rapport 1/200 (rayon du Soleil sur rayon de l'orbite terrestre) au rapport 9/10 (rayon de la Terre sur rayon de l'orbite des satellites arti-

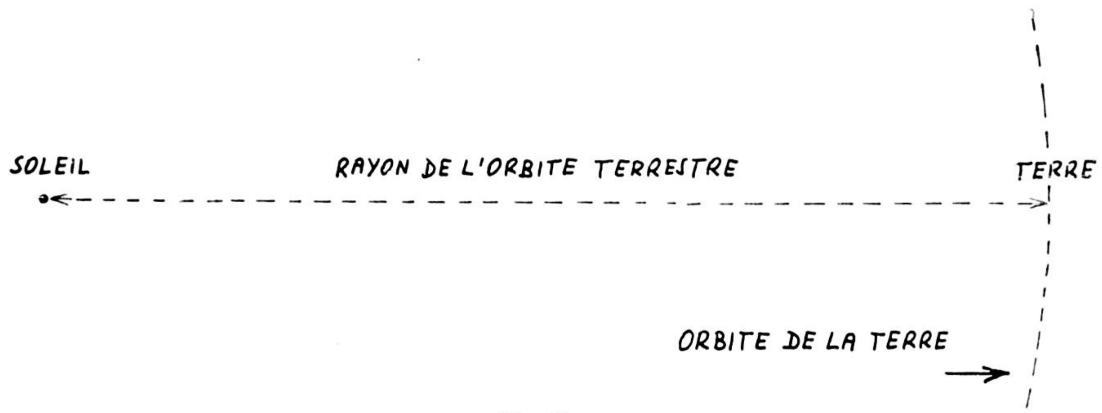

Fig. 7b.

ficiels) représente un changement considérable dans l'optique du problème. Même si les progrès de la technologie devaient amener les lanceurs de satellites, au cours des prochaines années, à choisir systématiquement des orbites plus hautes, la question resterait la même: des engins ayant une orbite quasiment circulaire à 6.000 kilomètres d'altitude ne représenteraient jamais qu'un rapport 1/2, ce qui reste dans le même ordre de grandeur.

La conséquence de ce changement dans les données du problème est concrétisée par deux phénomènes principaux. Tout d'abord, la Terre ne peut pas être ramenée à un point dans les calculs, et il faut tenir compte de sa forme; nous en reparlerons ci-dessous. D'autre part, la moitié des ellipses que nous avions envisagées dans le cas général ne peut pas être réalisée: en effet, toutes celles qui correspondent à une vitesse inférieure à la vitesse circulaire doivent être éliminées, parce qu'elles rencontrent la Terre; ou alors — pour les quelques-unes qui pourraient tout juste se glisser entre la surface terrestre et l'orbite circulaire — parce qu'elles passeraient dans des couches trop denses de l'atmosphère. Et encore, tout cela n'est-il valable que pour un lancement effectué perpendiculairement à la verticale, cas particulier auquel nous nous sommes limité dans l'exposé de la théorie générale. Cette limitation s'explique maintenant par notre dessin, représentant les orbites possibles lors d'un lancement oblique: comme on le voit, toutes les orbites passent par l'intérieur de la Terre; ce genre de lancements est donc totalement impossible. Le fait que la Terre ne puisse pas être considérée comme un simple point limite donc dans une très large mesure le choix des orbites, dans la gamme des trajectoires théoriquement possibles.

2. *La forme de la Terre* est également une cause de soucis: non seulement notre globe n'est pas sphérique, mais il ne peut même pas être considéré comme un ellip-

soïde de révolution, les deux hémisphères n'étant pas symétriques. Comme de plus les masses n'y sont pas réparties d'une manière parfaitement homogène, l'application des équations classiques ne peut se faire que moyennant un très grand nombre de correctifs. A tel point que certains chercheurs travaillent en sens contraire, et tentent de déduire la forme et la composition de la Terre de l'orbite de certains satellites artificiels.

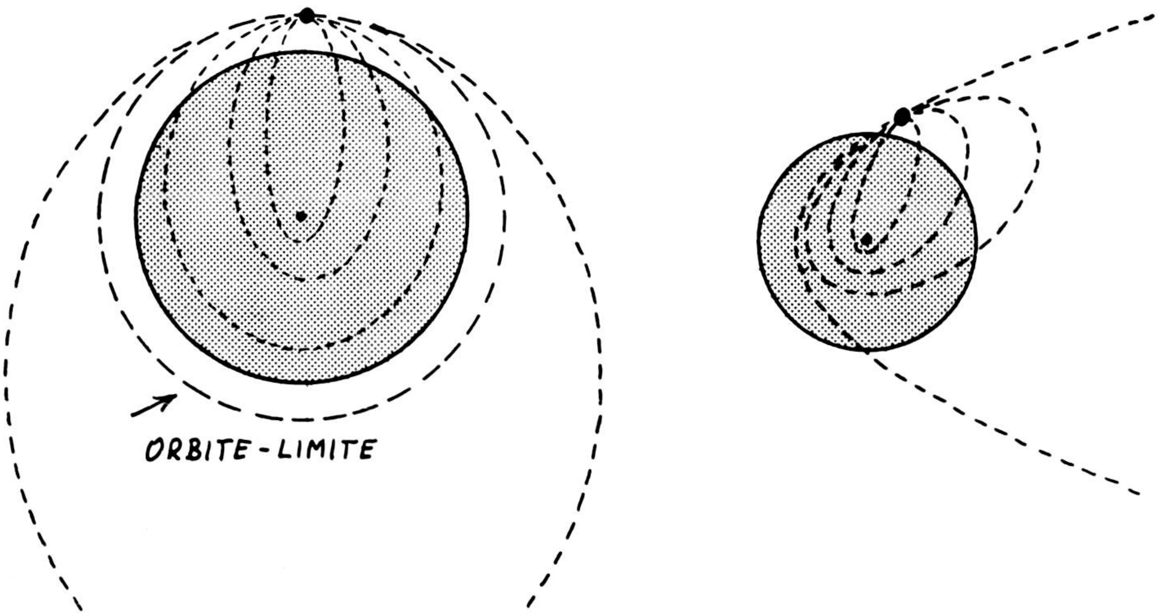

Fig. 8.

3. *L'atmosphère terrestre*, elle aussi, complique sérieusement le problème. Elle implique, plus ou moins nettement selon l'altitude, des freinages qui ont à leur tour pour conséquence de modifier les orbites. En effet, la forme de celles-ci dépend de la vitesse qu'a le satellite à un certain moment; or si cette vitesse varie, il est évident que l'orbite va également varier. Ces freinages peuvent être mis en parallèle avec les accélérations supplémentaires, que l'on déclenche parfois pour augmenter les dimensions de certaines orbites. Nous en reparlerons en traitant un peu plus loin le problème général de la modification des orbites.

4. *La Lune et le Soleil*, par leur relative proximité, sont également la cause de certaines perturbations. A l'effet de leurs masses il faut encore ajouter, en ce qui concerne le Soleil, la pression de radiation de son rayonnement. Elle est particulièrement sensible sur les satellites de grande dimension et de faible masse, comme les ballons lancés dans le cadre d'expériences radio-électriques.

Les vitesses-limites, correspondant à une trajectoire parabolique et à une trajectoire circulaire, dont nous avons parlé dans le cas général, sont également significatives pour les satellites artificiels de la Terre. A la surface du globe, la vitesse circulaire théorique — sans tenir compte ni des montagnes, ni de l'atmosphère — est de 7,9 kilomètres/seconde; la vitesse parabolique, dans les mêmes conditions, est de 11,2 kilomètres/seconde. A l'altitude de 235 kilomètres — ainsi choisie pour des raisons de commodités techniques — les deux vitesses sont respectivement de 7,8 kilomètres/seconde et 11,0 kilomètres/seconde.

4. Choix et obtention d'une orbite pour un satellite artificiel

Ce qui précède représente l'essentiel de ce qu'il faut savoir pour comprendre les satellites artificiels de la Terre. La réalisation d'un tel satellite pose naturellement bien d'autres problèmes, d'une complication sans commune mesure avec nos explications, mais il s'agit là des spécialités de la recherche spatiale elle-même, dans lesquelles nous n'avons pas le but d'entrer. Pour les mêmes raisons, nous ne nous arrêterons pas aux détails techniques des lancements proprement dit; nous nous contenterons d'en dégager une certaine philosophie, lorsque nous parlerons de la modification des orbites.

Pour l'instant, où nous voulons nous limiter à passer en revue les différentes orbites que l'on peut obtenir depuis les différents points du globe, nous considérerons un satellite qui a été amené à une altitude suffisante pour éviter le freinage atmosphérique en première approximation, et qui est prêt à prendre *horizontalement*, dans la direction que l'on veut, la vitesse que l'on veut. Il n'est pas utile d'envisager des altitudes variables car les injections sont effectuées le plus souvent assez bas, le cas des orbites volontairement lointaines étant réglé ensuite par une « modification » dont nous reparlerons. Le premier problème est donc de savoir quelle vitesse il faut lui donner — en direction et en valeur absolue — pour obtenir l'orbite que l'on désire. Un second problème, traité un peu plus loin, sera de choisir le point de lancement.

La valeur de la vitesse avec laquelle le satellite entamera sa ronde autour de la Terre — on parle parfois de vitesse d'injection — doit être comprise entre la vitesse circulaire et la vitesse parabolique. En effet, la vitesse parabolique est une limite supérieure logique, puisque nous parlons de *satellite*s: toute vitesse supérieure déterminerait une hyperbole, c'est-à-dire, comme nous l'avons vu, que l'engin partirait le long de la direction asymptotique correspondante, et ne reviendrait jamais; il se comporterait donc comme une sonde spatiale. Quant à la limite inférieure que nous assignons à la vitesse, elle est également logique: tout engin doué d'une vitesse plus faible passera plus près de la Terre à l'opposé du point de lancement, c'est-à-dire que le point de lancement jouera le rôle de l'apogée. Dans ces conditions, il serait beaucoup plus économique d'effectuer le lancement, avec une vitesse légèrement supérieure, à l'altitude du périgée; c'est en effet à cet endroit-là de la trajectoire qu'il est le plus économique de lancer un satellite artificiel: toutes proportions gardées, il coûte moins cher de le lancer plus vite et moins haut, que plus haut et avec une vitesse moindre.

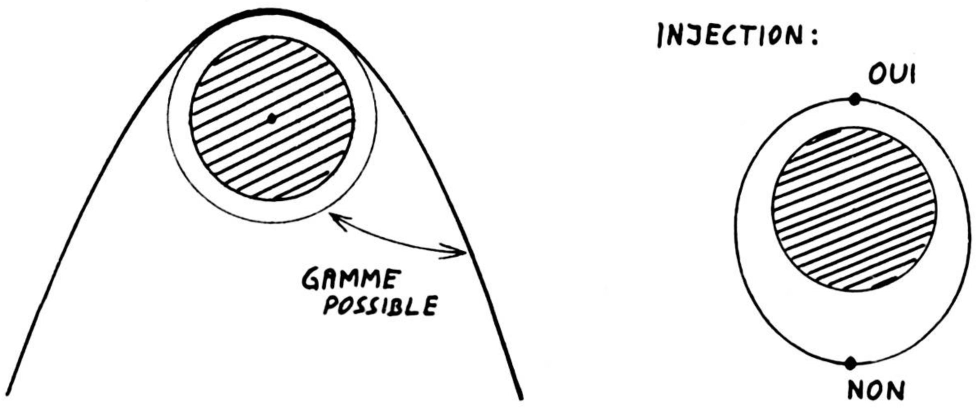

Fig. 9.

La valeur de la vitesse d'injection — étant toujours admis que le lancement est fait perpendiculairement à la verticale — détermine donc le plus ou moins grand allongement de l'orbite; elle agit, en d'autres termes, sur l'excentricité; c'est-à-dire qu'elle commande à la *forme* de l'ellipse. Quant à sa « grandeur », elle est fixée par la distance séparant le point d'injection (périgée) du centre de la Terre (foyer).

La direction de la vitesse détermine une autre caractéristique de l'orbite: l'orientation du *plan* dans lequel celle-ci est décrite. Nous avons attiré l'attention sur l'existence de ce plan lorsque nous parlions des côniques; on en voit maintenant l'utilité. La relation entre plan et direction de la vitesse est facile à imaginer, si l'on remarque qu'une fois lancé, le satellite est indépendant de la rotation de la Terre: son orbite est décrite dans un plan fixe par rapport au fond étoilé (sous réserve, toujours, des modifications qui pourraient intervenir du fait des perturbations). Il devient alors évident que ce plan ne peut être fixé que par la direction du vecteur-vitesse au moment de l'injection, et par la position du centre de la Terre puisque le foyer d'une ellipse se trouve dans son plan.

L'orbite d'un satellite artificiel est donc définie complètement si l'on connaît la dimension — sous forme par exemple de l'altitude de l'apogée et du périgée, d'où découle l'excentricité — et l'orientation de son plan par rapport à l'espace.

En ce qui concerne la seconde de ces données, on peut encore faire intervenir une propriété qui en simplifie l'expression. Du fait que l'axe de la Terre, dans les ordres de grandeur qui nous intéressent, a une direction fixe par rapport à l'espace, le plan de l'équateur a lui aussi une orientation fixe par rapport à celui-ci. Il peut donc servir de référence, et l'on indique en fait l'orientation de l'orbite des satellites par la simple donnée de l'angle que forment leur plan avec l'équateur terrestre.

La latitude du point de lancement est un élément important pour choisir l'orientation de l'orbite par rapport à l'équateur. Comme on le verra, toutes les orientations ne sont pas possibles, et leur choix diminue à mesure que l'on se rapproche des pôles.

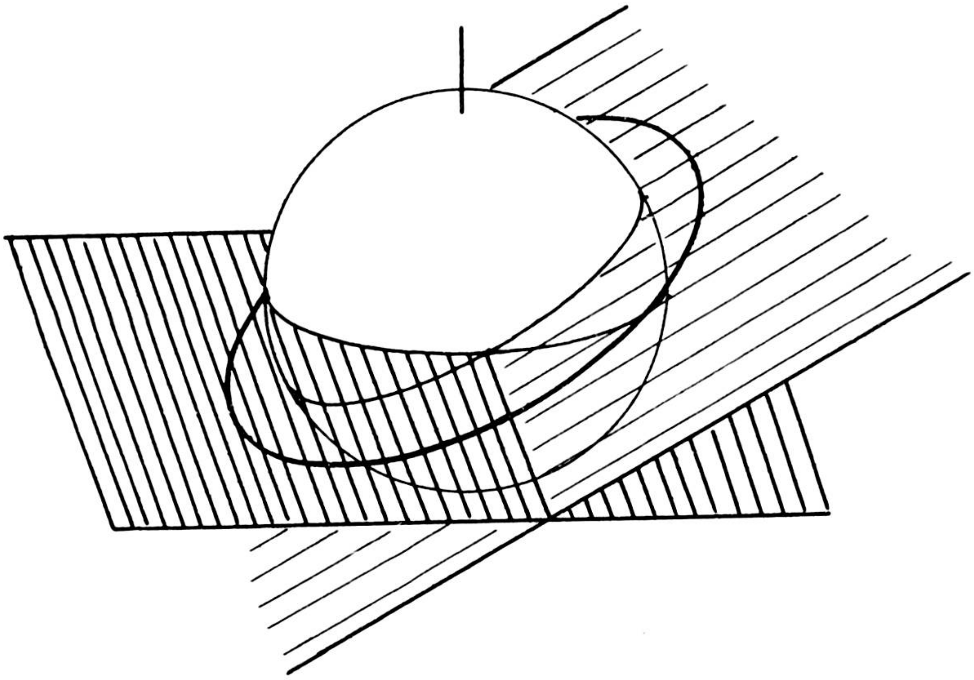

Fig. 10.

Pour fixer les idées, considérons un satellite sur le point d'être injecté à la verticale d'un lieu situé par 30 degrés de latitude N. Nous admettons que cette injection est techniquement possible dans toutes les directions du plan horizontal. Et nous allons chercher à voir ce qu'il advient de l'orientation de l'orbite, selon la direction dans laquelle est effectuée l'injection.

Comme nous ne nous préoccupons que des orbites proprement dites, et non pas du sens dans lequel elles sont décrites, il n'est pas nécessaire de considérer les 360 degrés représentant la constellation des directions possibles : un seul quadrant — nous choisirons arbitrairement celui qui est compris entre la direction N et la direction E — suffit à fournir toutes les orientations possibles. En effet, les injections effectuées dans le quadrant S-W vont fournir des orbites absolument identiques, à ceci près qu'elles seront décrites à sens opposé ; et les orbites provenant des deux quadrants N-W et S-E, liés par le même lien de parenté, seront les symétriques des premières par rapport au plan passant par le méridien du lieu de lancement. Or il ne faut pas oublier que la Terre tourne, et qu'une orbite observée à un certain moment par un habitant de l'équateur comme allant du S-W au N-E apparaîtrait douze heures plus tard comme allant du N-W au S-E, c'est-à-dire comme la symétrique de la précédente et pourtant même orbite.

Dans le quadrant N-E, considérons alors les deux directions d'injection extrêmes, à savoir le N d'une part et l'E d'autre part. La conséquence d'une direction quelconque à l'intérieur de ce quadrant découlera logiquement des conclusions auxquelles nous amèneront ces deux cas.

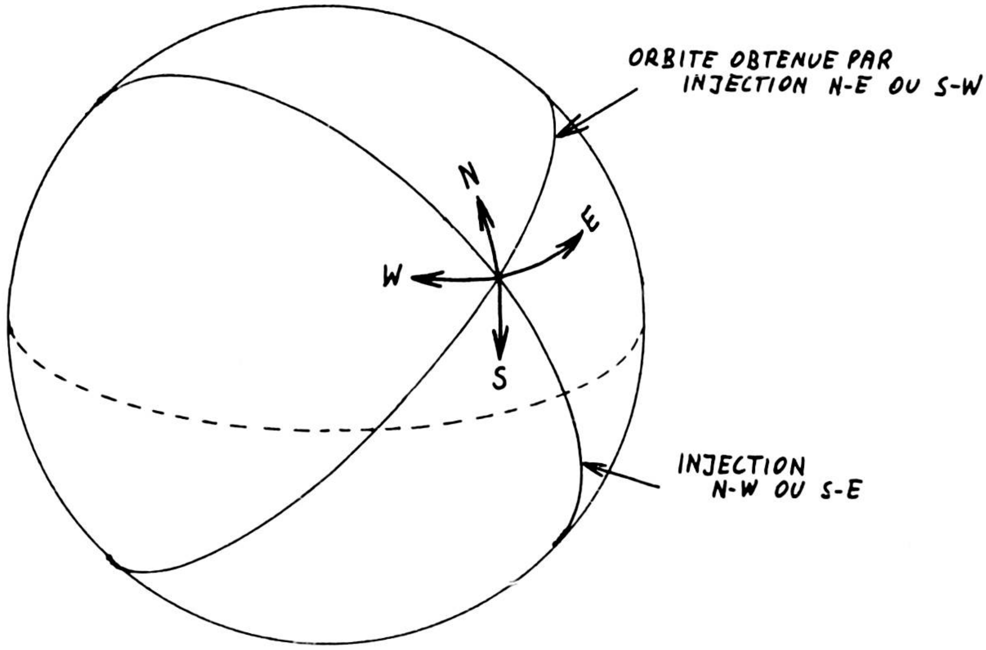

Fig. 11.

L'injection vers le nord aura pour conséquence que notre engin deviendra un satellite polaire: le plan de son orbite, qui doit contenir la direction de la vitesse et passer par le centre de la Terre, fera un angle de 90 degrés avec l'équateur. Autrement dit, l'axe de la Terre sera contenu dans le plan de l'orbite du satellite; et celui-ci survolera les pôles à chacune de ses révolutions. Si l'on admet que la période de celles-ci est de deux heures, l'engin survolera des « bandes » allant du pôle nord au pôle sud et vice versa, distantes de deux fuseaux-horaires. Du fait de la rotation de la Terre, les bandes en question ne seront pas des lignes directes nord-sud — c'est-à-dire des méridiens — mais des lignes sinueuses, rappelant une hélice.

L'injection vers l'est est faite le long du 30^{e} parallèle. Le vecteur vitesse est donc tangeant à ce parallèle. Comme le plan de l'orbite doit contenir ce vecteur et passer par le centre de la Terre, on constate immédiatement que ce plan formera avec l'équateur un angle de 30 degrés. Au contraire du précédent satellite, qui survolait toutes les latitudes, celui-ci ne passera qu'au-dessus des régions comprises entre 30 degrés de latitude N et S.

Les deux cas particuliers précédents permettent de constater qu'une injection effectuée par 30 degrés de latitude N — le cas S étant évidemment pareil — peut déterminer, selon sa direction, des orbites formant avec l'équateur un angle compris entre 90 et 30 degrés.

En d'autres termes, et pour reprendre le langage de la généralité, on peut dire que depuis un point de latitude φ, seules des orbites formant avec l'équateur un angle égal ou supérieur à φ peuvent être obtenues. C'est ainsi que les orbites équatoriales, qui peuvent revêtir une certaine importance dans plusieurs domaines de la recherche spatiale, ne peuvent être réalisées que par une injection effectuée au-dessus de l'équateur.

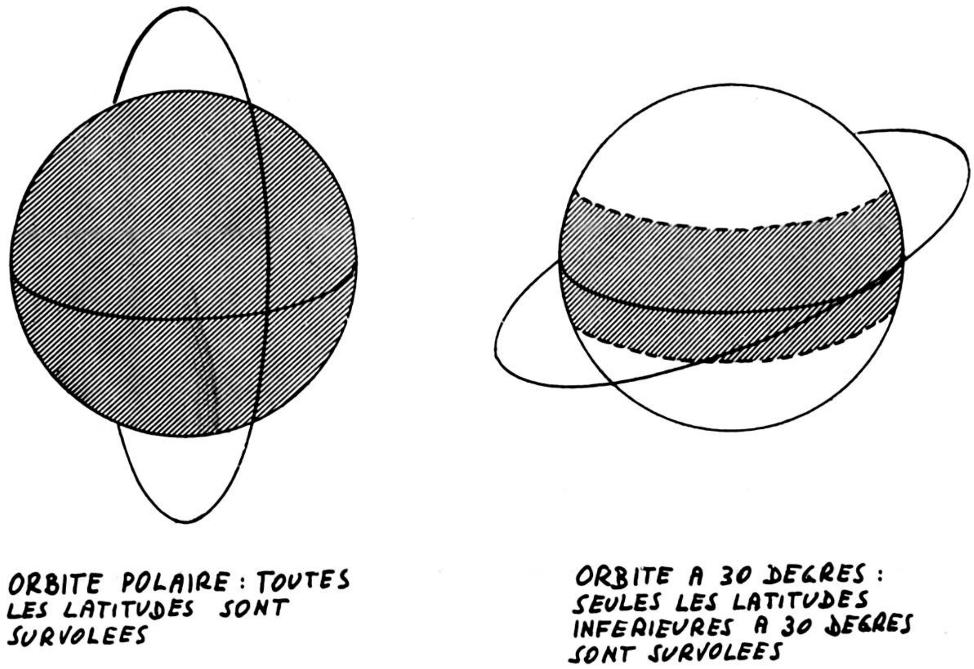

Fig. 12.

Ajoutons que dans la pratique, deux quadrants sont beaucoup plus utilisés que les deux autres: il s'agit de ceux de l'est, car les injections effectuées dans les directions qu'ils comprennent bénéficient d'un appoint non négligeable, constitué par la vitesse de rotation de la Terre sur elle-même. Au contraire, une injection effectuée vers l'ouest non seulement ne bénéficierait pas d'un tel appoint, mais encore obligerait à une dépense d'énergie supplémentaire pour rattraper cette vitesse.

5. Modification de l'orbite d'un satellite artificiel

L'orbite d'une planète est quasiment immuable; il n'en va pas de même pour les satellites artificiels, qui subissent presque tous l'influence de l'atmosphère terrestre dans une proportion beaucoup plus considérable que pour les autres agents perturbateurs auxquels ils sont soumis en tant que corps célestes en général. De plus, leurs orbites sont modifiées volontairement, dans de nombreux cas, par les expérimentateurs qui les ont lancés; certaines expériences exigent en effet de transformer l'orbite de l'engin, et cela de diverses manières dont nous allons parler. Mais qu'il s'agisse de transformations naturelles (dues à l'atmosphère) ou volontairement provoquées, le problème est le même; c'est pourquoi nous le traiterons dans son ensemble.

Les modifications dans le plan de l'orbite sont les plus simples, car elles ne font appel qu'à une transformation de la valeur absolue de la vitesse. Imaginons un satellite gravitant sur une orbite elliptique, et considérons-le au moment où il passe à son apogée, c'est-à-dire où il est le plus éloigné de la Terre. Partant de ce cas particulier, nous montrerons tout à l'heure comment on peut en étendre les conclusions à un point quelconque de l'orbite.

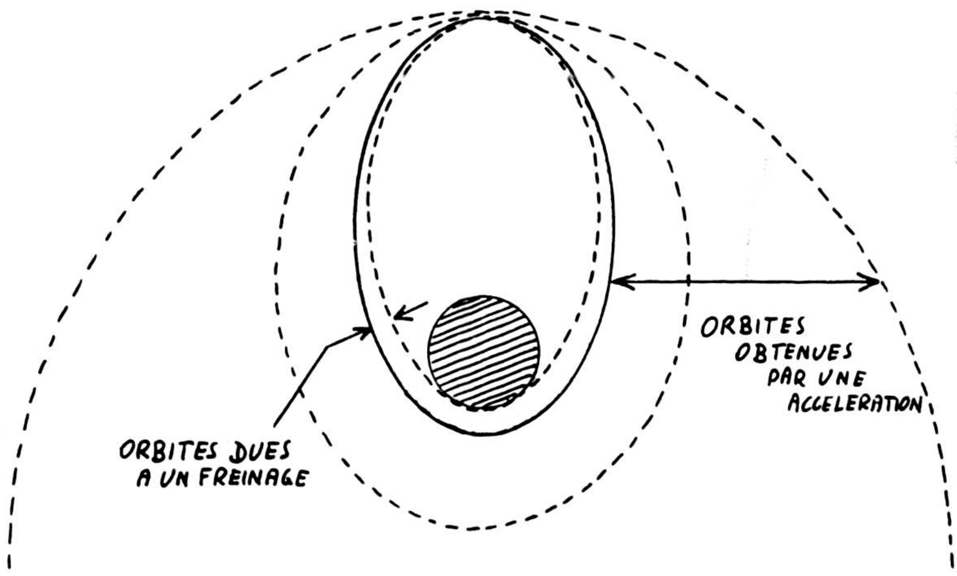

Fig. 13.

Notre satellite est doué d'une certaine vitesse, qui correspond à l'orbite qu'il est en train de décrire. Si l'on ne donnait que cette vitesse, il serait relativement facile de calculer l'orbite qu'elle va déterminer, puisque les équations de mécanique rationnelle dues à Newton assignent une orbite *et une seule* à un engin doué d'une certaine vitesse, en un certain point, par rapport à un certain astre.

Dessinons donc l'orbite que parcourrait notre satellite si sa vitesse ne subissait aucune modification, et appliquons le raisonnement du canon de Newton, dont nous avons déjà fait état précédemment. Si l'on diminue la vitesse du satellite, il « tombera » plus près de la Terre; sa trajectoire sera plus courbée; on en conclut qu'*un freinage correspond à un rapetissement de l'orbite*. De même, on imagine parfaitement qu'une augmentation de vitesse va faire « tomber » notre engin plus loin que ce n'est le cas avec son orbite normale; sa trajectoire sera plus tendue; on constate qu'*une accélération détermine un agrandissement de l'orbite*.

Toujours en restant dans le cas particulier d'un changement de vitesse à l'apogée, on peut remarquer qu'il existe là encore deux vitesses-limites. Dans le cas d'une *accélération* du satellite, un dépassement de la vitesse parabolique au point considéré impliquerait que l'engin ne revienne jamais à son point de départ. Et dans le cas d'un *freinage* du satellite, il faudrait veiller à ne pas tomber en-dessous de la vitesse correspondant à l'orbite tangente à la surface terrestre, faute de quoi l'appareil irait s'écraser quelque part sur la Terre. Quant à la vitesse circulaire, elle n'intervient pas ici, comme on peut s'en rendre compte en examinant le dessin.

Les conclusions auxquelles nous sommes parvenus ci-dessus, quant aux conséquences du freinage ou de l'accélération, sont applicables à tous les endroits de l'orbite. On peut s'en persuader, crayon en main, en raisonnant sur la troisième loi de Képler (« le carré des temps de révolution est proportionnel au cube du rayon moyen des orbites »): on remarque alors qu'une diminution de la vitesse est liée à une diminution correspondante du rayon moyen, et vice versa. Ce qui varie selon l'endroit de la courbe où l'on se trouve, entre le périgée et l'apogée, ce sont les vitesses-limites. La vitesse parabolique prend des valeurs différentes, puisqu'elle est calculée pour des distantes différentes du point d'attraction.

Les modifications brusques proviennent de l'intervention d'une fusée: en dirigeant le jet vers l'avant ou vers l'arrière on ajoute, respectivement on retranche, des mètres/seconde à la vitesse de l'engin. L'opération est purement arithmétique, puisqu'elle s'effectue sur un seul et même axe. Ce genre de modification intervient dans différents cas: par exemple pour corriger la trajectoire, soit pour la rendre plus circulaire qu'elle n'est, soit pour l'amener plus près d'une orbite désirée; ou encore pour agrandir l'orbite et faire passer l'engin beaucoup plus loin de la Terre; ou enfin pour transformer le satellite en sonde spatiale, en lui faisant dépasser la vitesse parabolique.

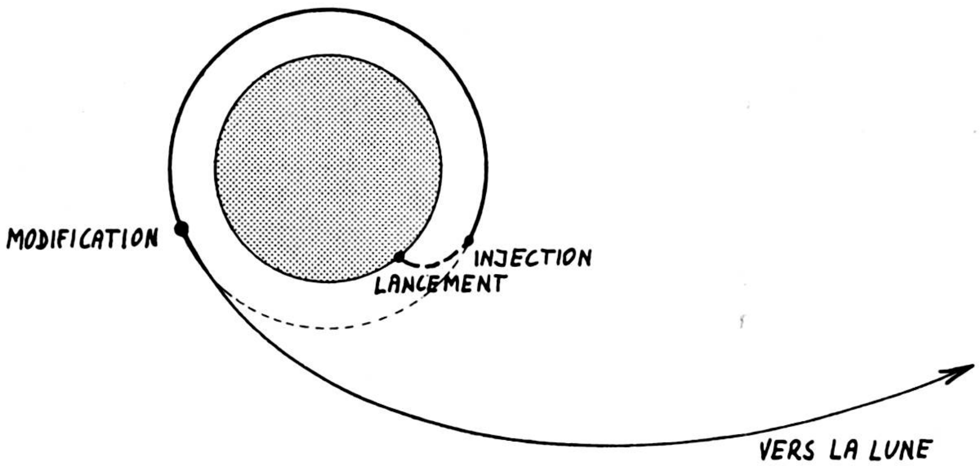

Fig. 14.

Remarquons à propos du dernier cas qu'il s'agit d'une méthode très usitée pour les engins lancés vers d'autres corps célestes comme la Lune ou les planètes. Ce démarrage en deux temps (orbite d'attente, puis trajectoire parabolique) permet d'obtenir une plus grande précision dans la direction du tir.

Quant à l'agrandissement de la trajectoire, cité plus haut, il représente la méthode la plus économique pour éloigner un engin de la Terre. Un théoricien nommé Hohmann l'avait calculée bien avant qu'on lance les premiers satellites; c'est la raison pour laquelle cette méthode porte son nom. Pour l'illustrer, considérons un astre qui ressemblerait à la Terre en tous points, sauf qu'il n'aurait pas d'atmosphère. Imaginons un satellite qui effectuerait du rase-motte, c'est-à-dire qui graviterait sur une orbite circulaire à une altitude à peu près nulle. Sa vitesse serait de 7,9 kilomètres/seconde. Accélérons alors ce satellite de 0,1 kilomètre/seconde; lorsqu'il aura fait la moitié du tour de la « Terre », il se trouvera à quelque trois cents kilomètres d'alti-

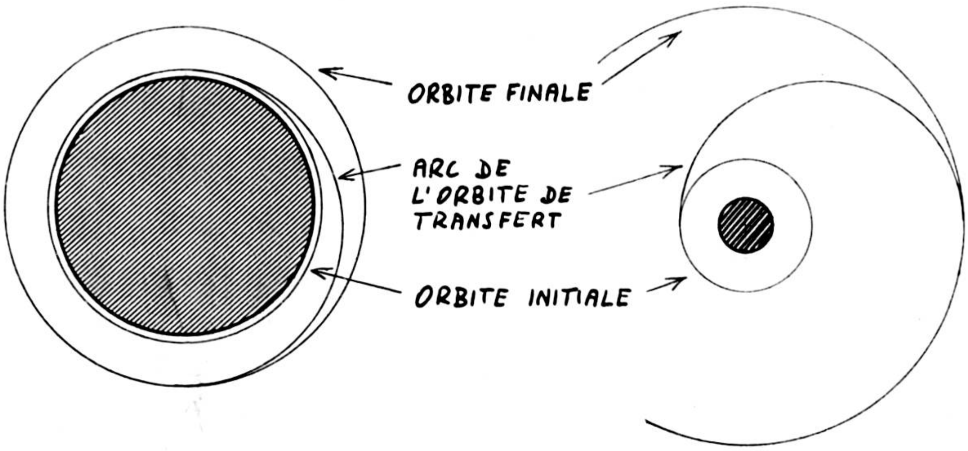

Fig. 15.

tude, ce qui représentera son apogée pour l'orbite du moment. Accélérons-le encore une fois de 0,1 kilomètre/seconde; sa trajectoire sera à nouveau circulaire, mais restera cette fois à trois cents kilomètres d'altitude. La dépense totale d'énergie, chiffrée en vitesse, représente dans ce cas 8,1 kilomètres/seconde, alors qu'un lancement direct sur une orbite circulaire à trois cents kilomètres d'altitude, nécessite une dépense d'énergie correspondant à la vitesse théorique de 8,3 kilomètres/seconde. Cet exemple, rappelé ici parce qu'il s'agit d'un de ceux cités par Hohmann, se transpose aisément dans le cas d'un engin qu'on fait partir d'une orbite circulaire quelconque, pour en atteindre une autre de plus grand diamètre; et d'une manière plus générale, au cas de tous les engins dont on veut agrandir l'orbite.

Les modifications continues doivent être divisées en deux cas principaux. Il faut citer tout d'abord, parce qu'il est inévitable et touche presque tous les satellites, le freinage dû à l'atmosphère terrestre. Chaque kilomètre parcouru par un satellite dans l'atmosphère détermine un certain frottement, donc une perte d'énergie, qui se répercute à son tour sous forme d'une perte de vitesse, dont découle enfin un rapetissement de l'orbite. La trajectoire du satellite prend alors la forme d'une spirale, décrite vers le centre de la Terre, et dont les branches sont relativement serrées dans les zones supérieures de l'atmosphère, pour s'écarter assez rapidement au-dessous d'une certaine altitude.

Remarquons, toujours à cause de la troisième loi de Képler, que lorsqu'un satellite est freiné, il semble aller plus vite aux observateurs terrestres: à un rayon plus court correspond une vitesse plus élevée, d'autant plus sensible sur le fond étoilé qu'elle se déroule plus près de l'observateur.

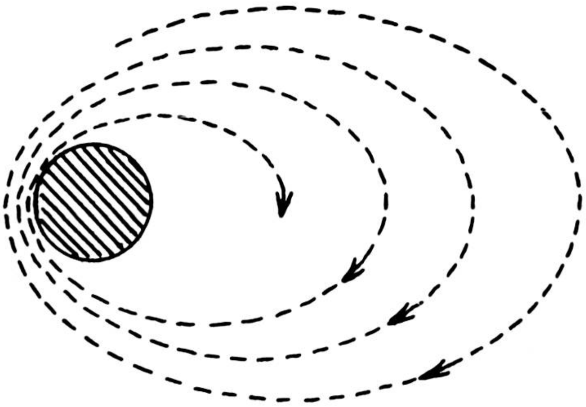

Fig. 16.

L'atmosphère terrestre a été proposée par Hohmann comme un moyen de freiner progressivement des engins à très grandes orbites en vue de les récupérer. Tout comme on pourrait concevoir d'ajouter à un satellite artificiel une fraction de kilomètre-seconde à chacun de ses passages au périgée, ce qui aurait pour conséquence d'éloigner toujours plus son apogée, on pourrait utiliser l'atmosphère terrestre pour donner un « coup de frein » à chaque passage au périgée, ce qui aurait pour effet de rapprocher l'apogée, petit à petit, de la Terre.

Un autre genre de modification continue, qui ne tardera certainement pas à être réalisé, consisterait en l'emploi d'une fusée à faible jet mais de longue durée (plusieurs heures au moins). La trajectoire en spirale se développerait alors vers l'extérieur, ce qui pourrait permettre une étude continue du milieu entourant la Terre.

Les modifications du plan de l'orbite coûtent beaucoup plus cher en énergie, ce qui explique qu'elles ont été réalisées plusieurs années après les modifications de forme évoquées ci-dessus. Au contraire de ces dernières, qui ne touchent qu'à l'arithmétique, elles sont du ressort du calcul vectoriel: au moment considéré pour la transformation, le satellite est doué d'une certaine vitesse, dont le vecteur est situé dans le plan de son orbite; pour le faire sortir de ce plan, il faut lui appliquer un autre vecteur, et la résultante de deux déterminera l'orientation de la nouvelle orbite, le centre de la Terre jouant le rôle du troisième point pour la définition du nouveau plan.

A cause du gaspillage d'énergie qu'il implique, ce genre de modification devrait servir avant tout à *corriger* les trajectoires, plutôt qu'à les *transformer* fondamentalement. Toutefois, il pourrait arriver que certains lanceurs de satellites doivent recourir à ce moyen pour placer un engin sur une orbite équatoriale, faute de pouvoir le lancer, pour des raisons politiques ou techniques, depuis un point situé sur l'équateur. Dans ce cas, en effet, le lancement devrait intervenir en un lieu de latitude non nulle, et l'orbite primaire ferait avec l'équateur un angle au moins équivalent à la latitude de ce lieu. Au moment où l'orbite du satellite couperait l'équateur, on lui ferait « prendre le virage » grâce à une fusée de correction, pour atteindre son orbite définitive longeant l'équateur.

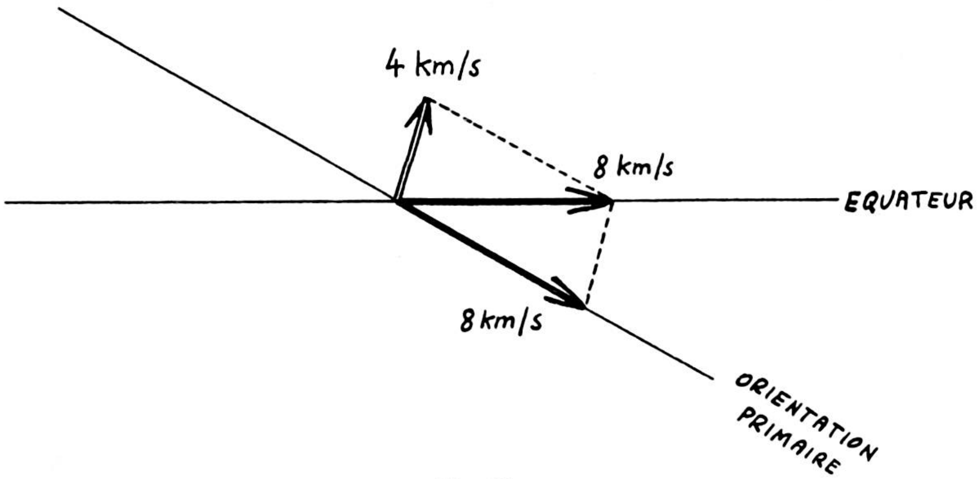

Fig. 17.

Pour illustrer la dépense d'énergie que représenterait un tel processus, reprenons l'exemple du lancement par 30 degrés de latitude N. L'orbite primaire formera un angle de 30 degrés avec l'équateur, si le lancement est fait exactement vers l'est. Une représentation vectorielle montre que pour changer la direction de la vitesse de 30 degrés sans en changer la valeur absolue, il faut faire intervenir une correction équivalent à la moitié de cette vitesse. Si l'on admet, pour fixer les idées, le chiffre de 8 kilomètres/seconde pour ce satellite, il faudrait développer 4 kilomètres/seconde supplémentaires pour lui conférer une orbite équatoriale, alors qu'un appoint de 3 kilomètres/seconde seulement suffirait à lui faire atteindre la vitesse parabolique, pour l'envoyer à tout jamais dans l'espace. La disproportion des dépenses, par rapport au résultat, illustre clairement l'affirmation selon laquelle une modification du plan de l'orbite d'un satellite est proportionnellement très coûteuse en énergie.

Les sondes spatiales, auxquelles nous avons fréquemment fait allusion à propos de leur départ de la Terre, peuvent être considérées exactement de la même manière que les satellites artificiels en ce qui concerne les modiffcations de leurs orbites, une fois qu'elles ont « échappé » à la Terre. Il suffit de remplacer la Terre par le Soleil dans les raisonnements, de faire abstraction des remarques concernant l'atmosphère terrestre, et de considérer que l'orbite « à transformer » coïncide avec celle de la Terre.

Par exemple, pour atteindre Mars avec une sonde lancée de la Terre, il faut tout d'abord conférer à l'engin une vitesse supérieure à la vitesse parabolique, pour le détacher de notre globe; puis, considérant le problème autour du Soleil et non plus de la Terre, veiller à ce que la vitesse de la sonde ait juste la valeur qu'il faut ajouter à la vitesse de la Terre sur son orbite pour « allonger » celle-ci jusqu'à la rendre

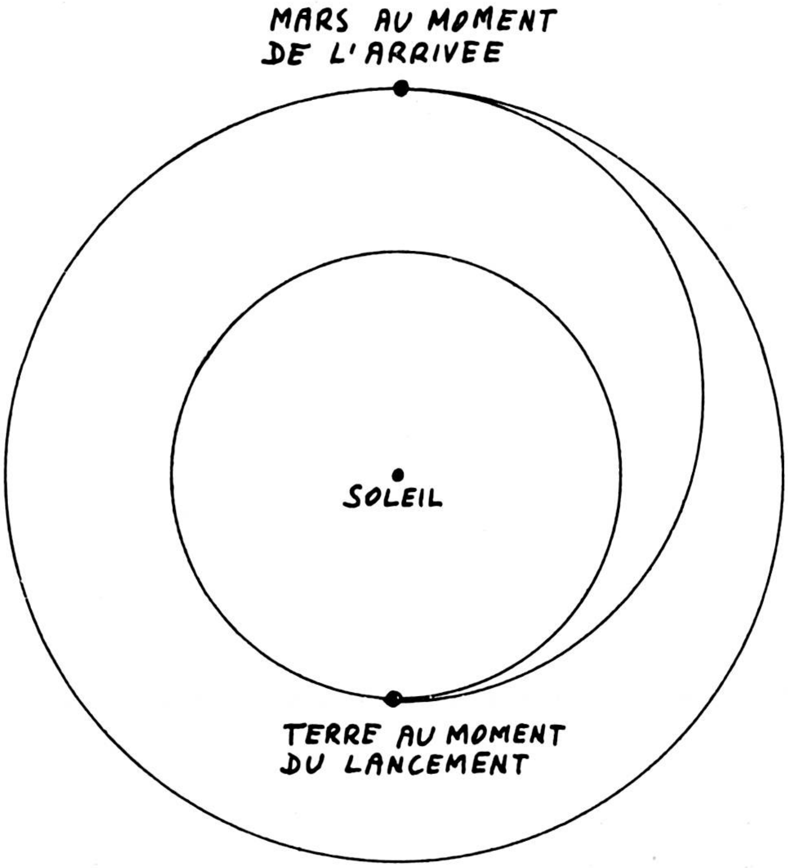

Fig. 18.

tangente à celle de Mars. La date du lancement sera choisie de telle manière qu'au moment où la sonde touche l'orbite de Mars, la planète se trouve au même endroit.

6. Résultats

Les chiffres entre parenthèses renvoient aux numéros des chapitres

(1) ● Les équations qui régissent les mouvements planétaires remontent au XVII^e^ siècle.

(2) ● La trajectoire d'un astre « petit » attiré par un astre « gros » est une cônique, dont ce dernier occupe un ou le foyer; la trajectoire se déroule donc dans un plan.

● Le genre de cônique décrite dépend, à un endroit donné et pour une masse du « gros » astre donnée, de la vitesse du « petit » astre.

● Il existe deux vitesses-limites, pour le « petit » astre, correspondant l'une à une trajectoire circulaire, l'autre à une trajectoire parabolique.

- Dans le cas d'une orbite elliptique en particulier, il est intéressant de considérer la « loi des aires » due à Képler, régissant la vitesse linéaire de l'astre sur sa trajectoire.

(3) ● Un certain nombre de suppositions simplificatrices doivent être éliminées dans le cas des satellites artificiels de la Terre; en effet:

— le rayon de la Terre n'est pas très petit par rapport au rayon moyen des orbites considérées;
— la forme de la Terre n'est pas régulière, et les masses n'y sont pas réparties de manière homogène;
— l'atmosphère terrestre intervient comme un facteur de freinage continu;
— la Lune et le Soleil impliquent des perturbations non négligeables.

- La vitesse circulaire théorique, dans le cas des satellites artificiels de la Terre, est de 7,9 km/sec à l'altitude nulle, et de 7,8 km/sec à 235 km d'altitude; la vitesse parabolique est dans les mêmes conditions de 11,2 km/sec, respectivement de 11,0 km/sec.

(4) ● Les caractéristiques de l'orbite d'un satellite artificiel terrestre, injecté horizontalement à une altitude raisonnable pour limiter l'effet de l'atmosphère, dépendent:

— de la valeur absolue de la vitesse d'injection, qui détermine, en fonction de l'altitude de l'injection, l'excentricité de l'orbite;
— de l'orientation de la vitesse d'injection, qui détermine l'angle du plan de l'orbite avec l'équateur terrestre;
— de la latitude du point d'injection, qui limite cet angle à une valeur comprise entre celle de la latitude et 90°.

(5) ● La forme de l'orbite d'un satellite artificiel terrestre est modifiée par un changement apporté à la vitesse du satellite, soit freinage soit accélération; une modification brusque détermine un changement de forme immédiat et une nouvelle cônique; une modification continue donne à la trajectoire l'aspect d'une spirale.

- L'angle du plan de l'orbite avec l'équateur est modifié par l'adjonction, à un certain moment, d'une vitesse n'ayant pas la même direction que celle du satellite (addition vectorielle).

- La modification des orbites des sondes spatiales est possible dans les mêmes conditions; il suffit de considérer le Soleil au lieu de la Terre comme centre attractif; et de prendre pour orbite de départ celle de la Terre, la vitesse à ajouter ou à déduire tenant compte du fait que la sonde doit d'abord échapper à l'attraction terrestre.

Manuscrit reçu le 6 février 1964.