

50

DOSSIER  
SPOUTNIK


# Lancement !

## MISE À POSTE d'un satellite artificiel

© ESA

### LE CHEMIN A ÉTÉ LONG DANS LA TÊTE DES HOMMES POUR ARRIVER DANS L'ESPACE !

Les hommes semblent s'être très tôt posé des questions sur le monde qui les entourait, et c'est d'abord dans l'imaginaire pur du merveilleux mythologique qu'ils ont trouvé les réponses satisfaisantes qui s'harmonisaient avec leur vie quotidienne. Les mystères de l'univers, le grandiose et le lointain semblent les avoir plus interpellés que les mystères du proche et du petit de leur propre existence physique : les Égyptiens avaient un niveau de connaissance du ciel incomparablement supérieur à celui qu'ils avaient du corps humain, et pourtant ils pratiquaient la momification et ils avaient même inventé la médecine ! Il faudra attendre plusieurs millénaires pour que les cerveaux les plus puissants de l'humanité prennent conscience que l'outil mathématique dont ils disposaient pouvait être utilisé pour modéliser les phénomènes physiques et que la confrontation des calculs et des résultats de l'expérience pouvait satisfaire l'esprit au point de croire qu'on détectait la vérité : c'est-à-dire la preuve de la validité ou de l'invalidité des postulats et de la modélisation.

Pour ce qui concerne les bases de la mécanique rationnelle que les ingénieurs ont utilisées pour mettre en œuvre les techniques spatiales, il faut en reconnaître le mérite au génie extraordinaire de Newton (1642-1727) qui a créé le calcul différentiel, posé

par Manuel Claramonte

Club chavillois d'Astronomie  
manuel.claramonte@free.fr

les postulats de la mécanique rationnelle et formulé la loi de la gravitation universelle ; en appliquant les lois de Newton au Système solaire on a pu vérifier, par le calcul, les lois que Kepler avait établies, on pourrait presque dire expérimentalement, par des mesures astronomiques.

Plus tard, une conception du Système solaire à peu près réaliste, avec les planètes, la Terre et son satellite la Lune, s'étant popularisée, on a naturellement imaginé que la vie pouvait aussi exister sur ces planètes. L'idée d'aller voir sur ces astres est alors née, mais on ne voyait pas tellement comment : la solution du canon et de l'obus était plus littéraire que scientifique parce que même en allongeant démesurément le canon, l'accélération était prohibitive. Il a donc fallu attendre près de deux siècles après Newton pour que le niveau technologique soit suffisant et permette à l'humanité d'oser entrer activement dans la danse des planètes.

On avait besoin de moteurs qui puissent fonctionner dans l'atmosphère et aussi dans le vide, c'est-à-dire **utiliser le principe de la propulsion par réaction et embarquer dans les réservoirs le comburant et le carburant pour assurer la combustion**. Ce moteur, c'était exactement la solution que les artificiers chinois utilisaient depuis plusieurs siècles pour lancer en



l'air leur feu d'artifice : des fusées. Cependant, par une curieuse logique de l'histoire, c'est en Allemagne, dans les années 1940, que le premier moteur-fusée digne de ce nom a vu le jour avec la célèbre fusée V2 (lire encadré I) ; mais comme chacun sait, ce n'était pas pour explorer l'univers !

Cependant, les V2 explosaient souvent et relativement peu arrivaient à leur destination exacte ; un peu plus tard, dans les années 1950, les premières fusées expérimentées aux États-Unis et en Europe continuaient à exploser ou déviaient de leur trajectoire ; les échecs étaient trop nombreux. Le niveau technologique n'était donc pas encore suffisant, pas plus qu'il ne l'était au début de l'aviation pour faire voler de véritables avions. Mais tel est notre destin, les aventures humaines sont toujours des défis. Les Américains emploient le mot *challenge* dont le sens correspond mieux à l'idée exprimée ici, le mot challenge du français ayant une autre signification ! Il a donc fallu faire un gigantesque effort technologique pour réaliser encore une fois le miracle : améliorer considérablement les matériaux et le contrôle de leur qualité ; révolutionner les mesures en vol en remplaçant les transmissions analogiques par le numérique ; miniaturiser toute l'électronique des transistors, développer les ordinateurs pour gérer des milliers de points de mesures effectuées sur le lanceur et analyser en permanence tous les points vitaux aussi bien sur le pas de tir qu'en vol ; contrôler le pilotage pendant la phase de vol ; inventer pratiquement des convertisseurs d'énergie comme les cellules solaires et la pile à combustible ; développer des moyens d'essais au sol considérables

pour simuler aussi exactement que possible les conditions de vol et tout calculer, essayer et qualifier systématiquement sans jamais rien laisser au hasard ; inventer des méthodes de gestion des grands programmes qu'aucune activité humaine n'avait pu imaginer depuis la construction des grandes pyramides. Cinquante ans après le premier Spoutnik, le monde moderne, sans en être bien conscient, est encore largement porté par cette vague !

## ARCHITECTURE D'UN LANCEUR DE SATELLITES

Le rôle du lanceur n'est pas uniquement de déposer un satellite à une altitude donnée. Il doit également lui communiquer une vitesse selon une direction donnée ; le satellite se déplace alors tout seul sur une orbite ; des propulseurs spécifiques le placeront ultérieurement plus précisément sur l'orbite voulue. C'est cette vitesse, disons, pour faire court, tangentielle par rapport à une direction verticale à la Terre, qui fait que le satellite, restant soumis à la force de gravitation, prend une trajectoire curviligne autour de la Terre ; en quelque sorte, il ne cesse de retomber à côté de la Terre. Si cette vitesse tangentielle est insuffisante, la charge utile retombera sur la Terre selon une trajectoire dite balistique ; si elle est trop grande l'engin sortira du champ d'attraction

### I – CARACTÉRISTIQUES DE LA FUSÉE V2 (version A4)

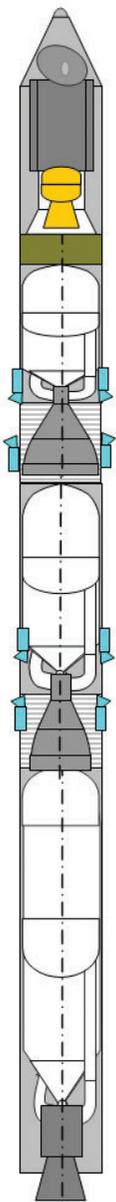
La technologie du groupe turbopompe était très en avance ; par contre la chambre et la tuyère relevaient plutôt de la chaudronnerie des casseroles, du grand art mais pas adapté au problème. Les injecteurs qui alimentaient la combustion dans la chambre étaient réalisés par des inserts rapportés sur la paroi intérieure : l'intersection des jets issus des injecteurs devenait aléatoire en raison des déformations de cette paroi sous l'effet de la pression

et des contraintes thermiques, d'où des points chauds imprévisibles qui provoquaient l'explosion. Une partie de la tuyère et la chambre de combustion étaient cependant refroidies par une circulation d'oxygène liquide. Par ailleurs les échauffements cinétiques dans la couche limite dus à l'aérodynamique externe pendant le vol pouvaient provoquer une élévation de température de surface de l'ordre de 1 200 °C, car on voit que la vitesse approchait Mach 5 ; beaucoup d'échecs pourraient avoir été provoqués par cette élévation de température sous-estimée, car ce n'est que plus tard que l'Américain Monahan a établi les relations qui permettent de calculer les transferts de chaleur dans la couche limite d'un écoulement supersonique sur une paroi cylindrique. Par contre, en ce qui concerne l'aérodynamique supersonique et l'étude théorique des ondes de choc, les Allemands étaient très en avance avec les travaux du professeur Sauer, que le professeur Pierre Carrière a repris en France à la fin de la guerre.

Il faut noter que plus de 4 000 V2 ont été construites et que les modifications ont été continues pour essayer de tenir compte des échecs : mais comme il n'y avait pratiquement pas de mesures en vol, la tâche n'était pas facile ! Il a donc probablement existé en réalité beaucoup de versions. ■

- Moteur-fusée à propergol liquide :
  - a) alcool méthylique : 3 710 kg
  - b) oxygène liquide : 4 900 kg
- masse au départ : 13 000 kg ;
- poussée au décollage : 25 tonnes ;
- durée de combustion : 65 secondes ;
- vitesse maximale : 5 400 km/h ;
- altitude maximale : 96 km ;
- portée : 320 km ;
- charge explosive : 740 kg.

50



**1 – Lanceur classique avec 3 étages.** On voit les tuyères des étages supérieurs avec de grands divergents optimisés pour la haute altitude : elles sont logées dans les structures cylindriques d'inter-étage qui seront larguées avec l'étage lorsqu'il est vide. Le satellite est sous la coiffe, équipé d'un propulseur qui le placera sur son orbite finale.

de la Terre pour se placer sur une orbite héliocentrique, car, si la gravitation est présente dans tout l'univers, quoi qu'on fasse on tourne toujours autour de quelque chose !

Pour communiquer le maximum de vitesse à la charge utile en dépensant le moins possible de propergol (carburant et comburant) on voit que la relation mathématique qui exprime la vitesse acquise par le lanceur dépend à chaque instant du rapport de la masse de propergol consommée par les moteurs à la masse totale (lire encadré II) ; l'idéal serait donc de pouvoir se débarrasser à chaque instant de la masse de réservoir devenue inutile ! À défaut, **on fractionne donc le lanceur en plusieurs étages** (fig.1) : ainsi les étages supérieurs sont délestés de la masse des réservoirs vides après séparation.

Le premier étage est allumé sur la plateforme de lancement ; il accélère progressivement le lanceur avec une poussée des moteurs légèrement supérieure au poids total. L'accélération initiale doit en effet être assez faible au départ car la poussée des moteurs reste pratiquement constante. Par contre la masse diminuant au fur et à mesure que les réservoirs se vident,

l'accélération ne cesse d'augmenter. Cependant il ne faut pas qu'elle dépasse le niveau qui a servi à dimensionner les structures, les équipements et le satellite. C'est la raison pour laquelle on peut être étonné de la majestueuse lenteur avec laquelle le lanceur s'élève, droit, au milieu d'un enfer de feu : droit parce que, bien qu'on ne puisse pas le voir, des micro-braquages des tuyères des moteurs contrôlent l'attitude du lanceur. **Les premiers étages des anciens lanceurs étaient en général propulsés par des moteurs à liquides**, ce qui posait des problèmes délicats pour la pose du lanceur sur la table de lancement car la structure des réservoirs était dimensionnée pour supporter les étages supérieurs dans les conditions de vol, donc pressurisés. Comme, pendant l'assemblage du lanceur dans la tour, il était impossible de maintenir plusieurs semaines des réservoirs vides sous pression, il fallait que la tour supporte la charge supérieure pour qu'elle ne repose pas sur le premier étage ; ce n'est que quelques heures avant le tir, quand les réservoirs du premier étage avaient été remplis et pressurisés qu'il était en mesure de supporter le poids des étages supérieurs. Pendant le compte à rebours, en cas de panne nécessitant une intervention humaine, il fallait alors

**II – Forces agissant sur le lanceur**  
**Montée et basculement du lanceur**

Il est commode et simple de partir de l'équation du mouvement de la phase de trajectoire verticale ; elle est d'ailleurs parfaitement représentative pendant les premiers instants lorsque la fusée s'élève au-dessus du pas de tir. Trois forces s'exercent :

– La force propulsive,  $F$ , générée par le débit de propergol. En désignant par  $q$  ce débit (en kg/s),  $g$  la pesanteur au sol, et  $Is$ , l'impulsion spécifique, caractéristique du propergol (lire encadré 3) et exprimée en unité de temps (s), on a :

$$F = q \times g \times Is$$

–  $P$ , le poids total du lanceur ou force de gravitation qui s'oppose au mouvement vertical (voir flèche) ;  $M_0$  désignant la masse initiale, on a :

$$P = (M_0 - q \times t) \times g$$

–  $T$ , la résultante des forces de traînée aérodynamiques qui s'opposent également au mouvement.



L'équation du mouvement vertical du centre de gravité s'écrit :

$$F - P - T = M \times \gamma$$

ou encore :

$$\gamma = \frac{dv}{dt} = \frac{1}{M} [q \times g \times Is - M \times g - T]$$

En écrivant le débit sous la forme de la variation de masse :  $q = \frac{dM}{dt}$

$$\Delta v = \int_{M_0}^M \frac{dM}{M} \times g \times Is - \int_0^t g \times dt - \int_0^t \frac{T}{M} \times dt$$

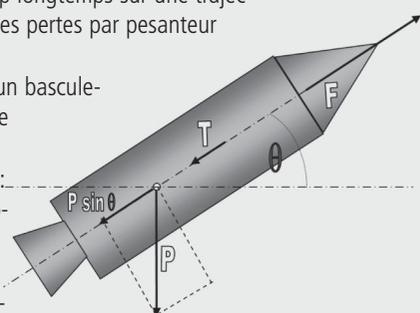
$$D'où : \Delta v = g \times Is \times \text{Log} \frac{M_0}{M_0 - q \times t} - g \times t - \frac{T}{M} t$$

Cette simple formule montre clairement les effets des trois forces qui déterminent le mouvement du lanceur. On voit donc qu'il y a intérêt à ne pas maintenir le lanceur trop longtemps sur une trajectoire verticale afin de réduire les pertes par pesanteur (terme  $g \times t$ ).

Le dessin ci-contre montre qu'un basculement de l'assiette,  $\theta$ , permet de réduire la composante de pesanteur pour le mouvement :

$P \sin \theta$  s'oppose à la force propulsive  $F$ .

Par contre, un basculement prématuré augmenterait le parcours dans les couches denses de l'atmosphère et donc les pertes aérodynamiques. ■

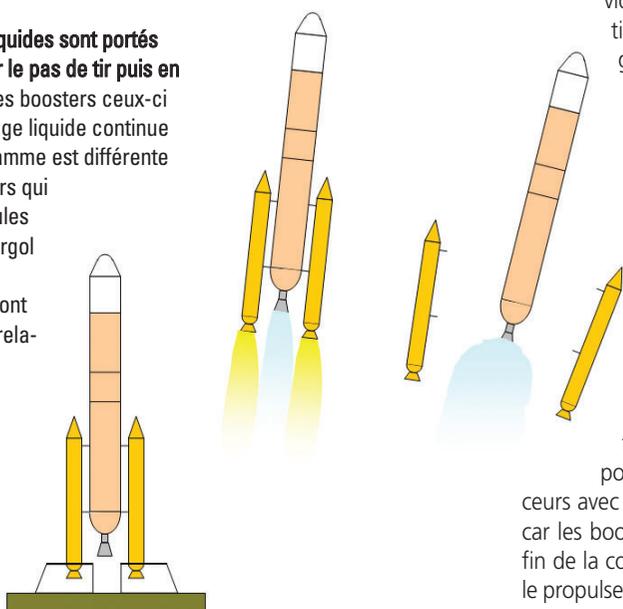


vider les réservoirs ; on imagine facilement les complications, les risques et le temps perdu ! Sur le *Blue Strike*, 1<sup>er</sup> étage du lanceur Europa II de l'ELDO\*, lancé le 5 novembre 1971, le réservoir ressemblait à du papier à chocolat, à tel point qu'il fallait installer des barricades autour, partout où il était stocké, pour éviter que du personnel non averti, passant devant, n'ait la tentation d'y enfoncer le doigt !

\* – ELDO (*European Launcher Development Organisation*), organisation européenne qui a précédé l'ESA.

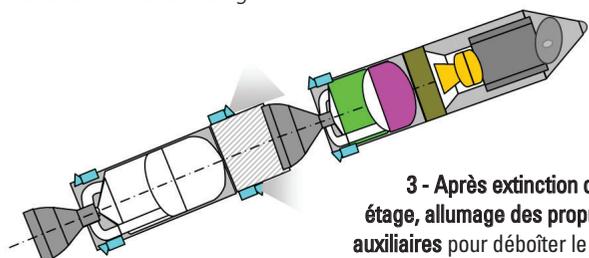
## 2 – Les étages à liquides sont portés par les boosters sur le pas de tir puis en vol.

À l'extinction des boosters ceux-ci sont largués et l'étage liquide continue à fonctionner. Sa flamme est différente de celle des boosters qui contient des particules d'alumine : le propergol est souvent de l'hydrogène-oxygène dont la flamme rayonne relativement peu. Le jet éclate car la pression est déjà très faible.



La conception des lanceurs a évolué pour diverses raisons techniques. **Sur les lanceurs modernes, le premier étage se trouve constitué de plusieurs propulseurs à propergol solide disposés latéralement par rapport à l'étage à liquides** au centre (fig. 2) ; ce sont les **boosters**. La combustion, dans ce type de propulseur à propergol solide, s'effectuant dans le réservoir lui-même, l'épaisseur des parois est alors suffisante pour supporter le poids du lanceur ; ils peuvent donc reposer directement sur la table de lancement. Ces boosters ont une poussée fixe, mais, selon la mission du lancement, on peut disposer de boosters de tailles différentes ; par ailleurs l'étage liquide est allumé presque en même temps que les boosters et son moteur permet de faire varier la poussée, ce qui correspond aussi à une technologie qui n'était pas encore maîtrisée sur les premiers lanceurs.

Dès que le réservoir d'un étage est vide, il est séparé des étages supérieurs et largué en emportant avec lui un maximum de masse inutile pour alléger la phase de vol suivante, comme par exemple la structure intermédiaire qui n'est, la plupart du temps, qu'une structure cylindrique assurant la liaison mécanique et abritant la tuyère du moteur de l'étage supérieur. L'extinction d'un 1<sup>er</sup> étage de lanceur sans boosters a lieu, selon les lanceurs, environ un peu plus de deux minutes après le départ à une vitesse déjà supersonique et à une altitude où la pression atmosphérique est très faible ; il faut bien comprendre qu'on se trouve alors pratiquement dans des conditions d'apesanteur. Par conséquent il ne suffit pas de découpler l'inter-étage pour qu'il se sépare et tombe immédiatement de lui-même. Il faut donc allumer des petits propulseurs auxiliaires solidaires de l'étage



## 3 - Après extinction du 2<sup>e</sup> étage, allumage des propulseurs auxiliaires pour déboîter le divergent du 3<sup>e</sup> étage, l'inter-étage reste solidaire du

2<sup>e</sup> étage. Le 3<sup>e</sup> étage est en situation d'apesanteur et les ergols flottent à l'intérieur des réservoirs dans une configuration indéterminée : il faudra allumer les petits propulseurs auxiliaires à propergol solide fixés sur le 3<sup>e</sup> étage pour plaquer les liquides sur les fonds arrière.

vide en assurant la plus parfaite simultanéité de fonctionnement pour déboîter sans heurter le grand divergent de la tuyère optimisée pour fonctionner en haute altitude (lire encadré III). Pour les mêmes raisons d'apesanteur, il est impossible de savoir *a priori* où sont les surfaces libres des ergols dans les réservoirs du nouvel étage qui va être allumé (fig. 3) ; or il faut que dans chacun des deux réservoirs de l'étage les ergols soient bien plaqués sur les fonds arrière pour amorcer correctement les pompes qui vont alimenter la chambre de combustion avec le niveau de pression nécessaire à la bonne combustion. Il faut donc encore allumer des petits propulseurs auxiliaires solidaires de l'étage pour créer une accélération suffisante qui remplace l'effet de pesanteur qui au sol plaque naturellement les ergols sur le point bas des fonds arrière des réservoirs. Pour les lanceurs avec des boosters latéraux, le problème se simplifie un peu car les boosters sont éjectés latéralement par des ressorts dès la fin de la combustion, qui ne dépasse généralement pas 100 s, et le propulseur à liquide central qui a été allumé dès le départ continue à fonctionner ; sa durée de combustion peut être très variable selon les cas étant donné que la poussée est variable. Sur le lanceur Delta IV par exemple la poussée du moteur RS-68 est modulée en fonction de la diminution de la masse d'ergols restant dans les réservoirs, de telle sorte que l'accélération reste inférieure à la valeur retenue pour le dimensionnement des structures, soit environ 5 g ; le moteur est éteint au bout d'environ 4 minutes, le lanceur a alors une vitesse de l'ordre de 4 000 m/s. Sur Ariane, l'étage HM7 avec le moteur Vulcain 2 présente des caractéristiques analogues. On comprend par cet exemple que les lanceurs modernes avec boosters et moteurs à liquides à poussée variable puissent réaliser des performances supérieures aux lanceurs classiques quant au rapport masse de charge utile/masse initiale du lanceur.

### III – VITESSE DES GAZ D'ÉJECTION EN SORTIE DE TUYÈRE ET IMPULSION SPÉCIFIQUE

La mécanique des fluides permet de calculer l'écoulement supersonique dans la tuyère ; dans l'hypothèse d'un écoulement par tranche, on calcule la vitesse dans la section de sortie de la tuyère,  $V_e$  :

$R$  = constante des gaz  
 $\gamma$  = rapport des chaleurs spécifiques  
 $\mu$  = masse molaire du gaz  
 $p$  = pression ( $e$ , section de sortie ;  $i$ , chambre de combustion)  
 $T_i$  = température de combustion  
 $S_e$  = section de sortie du divergent de la tuyère  
 $q$  = débit de propergol

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \times \sqrt{\frac{RT_i}{\mu}} \times \sqrt{1 - \left[\frac{p_e}{p_i}\right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

On détermine la poussée en faisant l'intégrale des pressions qui s'exercent sur le moteur et la somme des quantités de mouvement ; on voit que c'est la variation des quantités de mouvements,  $qV_e$ , qui est déterminante :  $F = qV_e + (p_e - p_a) S_e$ .

Enfin, pour caractériser les propriétés énergétiques du propergol, on utilise l'impulsion spécifique qui s'exprime en secondes :

$$I_s = F / q \cdot g.$$

Remarque : l'utilisation de l'accélération de la pesanteur  $g$  n'est qu'un artifice qui transforme le débit masse en débit poids afin d'exprimer l'impulsion spécifique,  $I_s$  en unités de temps (secondes). ■

50

Le déroulement du vol des étages supérieurs est comparable à ce qui vient d'être décrit pour le premier étage, si ce n'est qu'il s'effectue totalement en absence d'atmosphère, ce qui ne change pratiquement rien sur les modalités de séparation des étages et de l'allumage des moteurs dans des conditions d'apesanteur. Par contre l'atmosphère devenant moins dense, les **échauffements cinétiques**, après être passés par un maximum, vont avoir tendance à diminuer ainsi que la pression dynamique ; c'est ce phénomène de friction de l'air à grande vitesse qui génère dans la couche limite une forte élévation de température, plusieurs centaines de degrés, qui se transmet aux parois du lanceur. C'est au sommet du lanceur, dans la zone du point d'arrêt où l'onde de choc est droite, que se trouvent les points les plus chauds. Ce phénomène d'échauffement cinétique semble avoir été sous-estimé sur la V2.

Mais le satellite est protégé contre ces effets par une coiffe qu'il faut impérativement larguer dès que les échauffements et la pression dynamique sont devenus assez faibles ; sur Delta IV la coiffe est larguée à environ 140 km d'altitude, 10 s après l'allumage du 2<sup>e</sup> étage. Le largage de la coiffe est encore une opération délicate car il faut s'assurer que dans son mouvement relatif par rapport au lanceur elle ne puisse pas heurter le satellite ; c'est aussi une des raisons pour lesquelles il est préférable, dans la mesure du possible, de s'affranchir des effets aérodynamiques pour effectuer cette opération. Sur les anciens lanceurs les coiffes étaient constituées de deux demi-coquilles qui s'ouvraient un peu comme une noix, mais une fois ouvertes ces coquilles perdent de leur rigidité et peuvent alors être animées de mouvements propres de grande amplitude susceptibles de provoquer des chocs sur le satellite ; il faut donc prendre des gardes entre le satellite et l'intérieur de la coiffe. Dans les lanceurs modernes la tendance consisterait à déboîter la coiffe par le haut sans l'ouvrir selon une technique comparable à la séparation des étages ; il faut dans ce cas éloigner latéralement la coif-

fe dès que le satellite a été déboîté, pour éviter que le lanceur ne la rattrape.

Sur les lanceurs modernes le 2<sup>e</sup> étage à liquides assure approximativement l'accroissement de vitesse que fournissait une partie du vol du 2<sup>e</sup> et du 3<sup>e</sup> étage des anciens lanceurs. Quand l'assiette du lanceur est telle qu'il se trouve pratiquement à l'horizontale, la poussée n'a plus à s'opposer au poids et son rôle est alors essentiellement d'accélérer et de placer la charge utile dans le plan de l'orbite de transfert désirée ; le lanceur Delta IV avec son 2<sup>e</sup> étage équipé du moteur Pratt & Whitney optimise cette opération avec plusieurs réalumages sur un temps de combustion total d'environ 9 minutes.

Enfin une remarque d'ordre économique : si vous voulez envoyer une charge utile d'environ 4 tonnes sur orbite, un lanceur comme la Delta IV Médium vous coûtera entre 80 et 100 millions de dollars ; mais il est conseillé de négocier.

## TRAJECTOIRES DES ÉTAGES DU LANCEUR

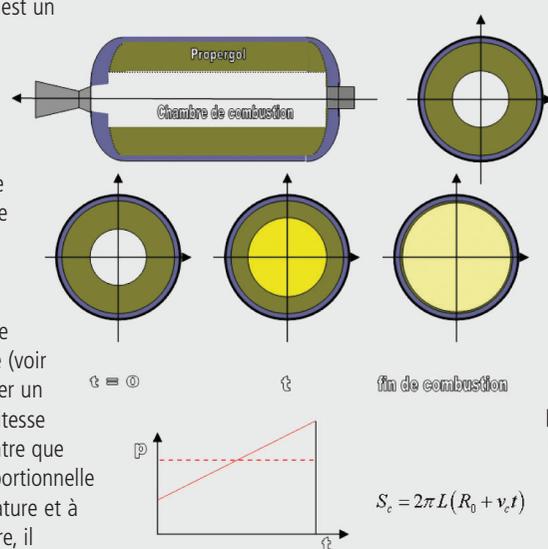
Après avoir vu l'architecture d'un lanceur, il est intéressant de se représenter d'une façon générale les trajectoires que vont suivre ces étages quand ils ont été séparés, en prenant comme exemple un lanceur classique à trois étages à propulsion liquide.

On voit que le premier étage va devoir suivre une trajectoire où il aura à vaincre essentiellement les forces de pesanteur et de traînée aérodynamique dans les couches denses de l'atmosphère. Outre l'intérêt d'optimiser les pertes par pesanteur et les pertes par traînée aérodynamique pour commander le basculement, ce qui est un peu théorique, ce sont des contraintes prioritairement plus pratiques liées au champ de tir qui s'imposent. En effet, il faut que le premier étage, après avoir été séparé normalement du 2<sup>e</sup> étage, puisse retomber dans une zone sécurisée, mais aussi qu'en cas de panne entraînant la perte de contrôle du pilotage on puisse commander la destruction du lanceur sans que la retombée des débris cause trop de dommages dans l'environnement

## IV – DEUX PRINCIPALES FAMILLES DE MOTEURS

Le moteur fusée également appelé propulseur fonctionne selon le principe de réaction. En éjectant une masse avec une quantité de mouvement, le moteur fusée génère une force qui lui donne une accélération ; ce qui permet de dire, au basculement et à l'effet de sol près, que quand le vol est terminé le centre de gravité du lanceur est toujours sur le pas de tir ! En général cette masse éjectée est un

gaz, qui peut être froid, obtenu à partir d'un réservoir sous pression ou chaud obtenu à partir d'une combustion. Sur les petits satellites on a utilisé des moteurs à gaz froid, tel que l'azote, de quelques newtons de poussée pour le contrôle d'attitude ; mais, comme la poussée est donnée par le produit du débit de propergol par la vitesse d'éjection en sortie de la tuyère (voir encadré II), il y a intérêt à utiliser un gaz qui donne la plus grande vitesse d'éjection. La théorie nous montre que cette vitesse d'éjection est proportionnelle à la racine carrée de la température et à l'inverse de la masse moléculaire, il faut donc rechercher un propergol qui donne une température de combustion élevée et des gaz de faible masse moléculaire (voir encadré IV). On a vu que le lanceur comportait



**Fig. a – Sur ce propulseur à propergol solide la surface de combustion est cylindrique du début jusqu'à la fin et augmente linéairement (courbe continue), la pression a la même allure, ce qui est défavorable car il faut dimensionner la structure à la pression maximale : ce qui serait défavorable pour le devis de masse.**

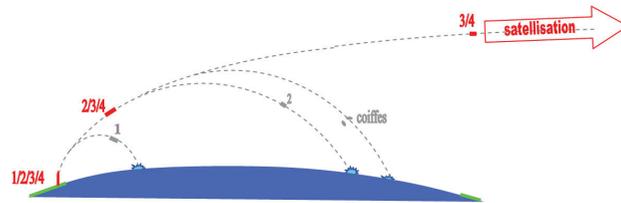
des moteurs à propergol liquide et des moteurs à propergol solide. Avec les propergols solides la combustion s'effectue directement dans le réservoir, mais les parois du réservoir ne sont pas exposées au feu de la combustion, c'est le propergol qui joue le rôle de protection thermique tant qu'il se consume ; ce n'est qu'à l'extinction, quand il ne reste plus de propergol, que la paroi du réservoir est exposée au gaz chaud (fig. a).

La tuyère par contre doit être protégée des gaz chauds qui peuvent dépasser 2 000 °C. Le front de combustion progresse dans le propergol solide, comme le front de combustion du tabac dans une cigarette : la vitesse de combustion,  $v_c$  est de quelques centimètres par seconde. La poussée et la pression varient en suivant la loi d'évolution de la surface de combustion. Sur l'exemple (fig. a) la surface de combustion est un cylindre dont le diamètre varie linéairement avec le temps : dans la réalité on préfère trouver des profils qui donnent une surface de combustion à peu près constante pour ne pas avoir à dimensionner la structure à une trop forte pression. Il existe plusieurs sortes de propergols solides, mais pour les boosters des lanceurs on utilise les plus performants dits composites parce qu'ils sont constitués d'un mélange de perchlorate d'ammonium (l'oxydant), de poudre d'aluminium (le réducteur), et de polybutadiène (le carburant qui joue également le rôle de liant). Pour la fabrication, l'ensemble est malaxé comme une pâte à pain puis moulé dans l'enveloppe du propulseur selon la forme désirée pour fournir la loi de poussée nécessaire. Le produit fini a l'aspect et la consistance d'une gomme à encre. C'est la poudre d'aluminium devenue particules d'alumine portée à 2 000 °C qui rend les jets des boosters si lumineux au décollage.

du champ de tir. Selon les cas, la durée de combustion est de l'ordre de 2 minutes, l'altitude atteinte comprise entre 20 et 40 km et le nombre de Mach compris entre 3 et 6. Après la séparation, l'étage vide va suivre une trajectoire balistique jusqu'à son point de chute situé dans l'océan pour les tirs d'Ariane à partir de Kourou. Le 2<sup>e</sup> étage va compléter le basculement, accélérer le mouvement et ajuster la direction de la vitesse pour placer la charge utile dans le plan d'orbite voulue ; après extinction du moteur et séparation, il suivra une trajectoire balistique pour retomber également dans l'océan (fig. 4). Mais compte tenu de sa vitesse il arrivera au sol partiellement désintégré par la chaleur des flux cinétiques de la rentrée dans l'atmosphère. Le 3<sup>e</sup> étage va finir de réaliser les conditions d'injection de la charge utile sur l'orbite d'attente, par exemple pour une mission géostationnaire. Par contre ce 3<sup>e</sup> étage, après séparation de la charge utile, ne retombe pas car il est piégé en orbite ; seul le satellite sera transféré ultérieurement sur une orbite définitive généralement plus haute. Le 3<sup>e</sup> étage pourra rester sur cette orbite où il finira par être freiné par les quelques rares molécules d'atmosphère encore présentes à ces altitudes, puis retombera complètement volatilisé au cours de la rentrée. Mais, pour ne pas laisser ce retour sur la Terre au hasard, on peut avoir disposé des rétrofusées dont on commande l'allumage pour diminuer la vitesse et contrôler la trajectoire de rentrée.

## INJECTION DU SATELLITE SUR SON ORBITE

La stratégie de mise à poste d'un satellite à partir de l'orbite d'attente où l'a laissé le 3<sup>e</sup> étage dépend du lanceur et de la mission. Avec les lanceurs modernes équipés de moteurs à poussée variable et permettant des réallumages, la décomposition des opérations apparaît moins distinctement qu'avec les lanceurs classiques qui n'étaient pas encore équipés de ces moteurs. On prendra donc comme exemple la stratégie était prévu d'utiliser avec le lanceur Europa II de l'ELDO pour une mis-



4 – les deux premiers étages et la coiffe suivent des trajectoires balistiques avant de retomber dans l'océan ; selon la situation géographique du champ de tir.

sion géostationnaire : c'est-à-dire pour placer un satellite dans une situation fixe par rapport à la Terre, soit sur une orbite circulaire de 36 000 km d'altitude. Le 3<sup>e</sup> étage du lanceur achevait sa trajectoire en plaçant la charge utile sur une orbite d'attente circulaire assez basse, environ 200 km, et effectuait une manœuvre pour placer l'axe longitudinal de la charge utile tangentielle à l'orbite circulaire. Après séparation du 3<sup>e</sup> étage, un petit moteur à propergol solide placé dans la charge utile était allumé (lire encadré IV) ; il fournissait un  $\Delta V_1$  qui faisait passer la charge utile sur une orbite elliptique de 200 km de périégée et 36 000 km d'apogée. Après avoir largué ce moteur et laissé tourner la charge utile plusieurs fois sur cette nouvelle orbite afin de vérifier depuis la Terre la précision de l'orbite, un nouveau moteur était allumé quand la charge utile passait à l'apogée pour fournir un  $\Delta V_2$  qui plaçait alors le satellite sur son orbite finale circulaire de 36 000 km donc tournant à la même vitesse angulaire que le point choisi au-dessus de l'équateur. Cette stratégie de mise à poste par orbites de transferts porte le nom de transfert d'Hohmann (fig. 5).  $\Delta V$  signifie accroissement de vitesse et se prononce "delta vé" ; employé dans une discussion du Café du commerce ça peut toujours faire de l'effet !

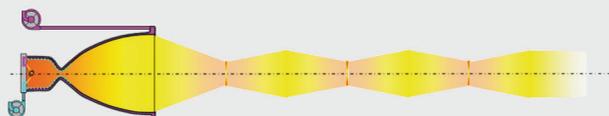
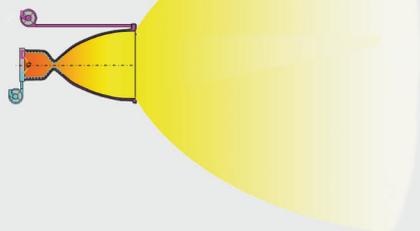


Fig. b – Ici la pression extérieure est faiblement supérieure à la pression statique dans la section de sortie, il se forme donc une légère onde de choc oblique qui referme le jet.

Fig. c – Ici au contraire la pression extérieure est plus faible que la pression de sortie et le jet éclate à travers un faisceau d'ondes de détente.



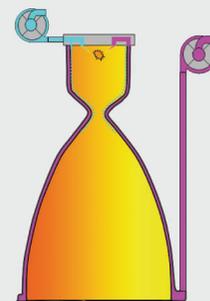
Sur les moteurs à propergol liquide les réservoirs de carburant et de comburant sont légèrement pressurisés pour assurer la tenue mécanique de la structure et c'est la turbopompe qui élève la pression pour injecter les ergols dans la chambre de combustion. La V2 était déjà équipée d'un tel moteur dont la turbopompe reste un modèle du genre.

Tous les types de moteurs comportent une tuyère dans laquelle les gaz de combustion sont accélérés, d'abord dans le convergent subsonique, puis après le col, dans le divergent supersonique. Pour les moteurs ayant à fonctionner à basse altitude, la pression des gaz en sortie du divergent est proche de la pression atmosphérique, d'où un jet de forme relativement cylindrique (fig. b). Par contre pour les moteurs ayant à fonctionner en haute altitude, voire dans le vide, les divergents sont très grands pour détendre le plus possible les gaz et augmenter ainsi la vitesse d'éjection ; mais, quand la pression de sortie des gaz est malgré tout supérieure à la pression extérieure, comme dans le vide, le

jet éclate avec une forme de paraboloïde (fig. c). Comme l'écoulement est supersonique dans le divergent de la tuyère, la pression de sortie n'est pas influencée par la pression extérieure, sauf si celle-ci est trop élevée, auquel cas il se forme une onde de choc qui remonte dans le divergent.

Enfin la tuyère et la chambre sont refroidies par un des ergols qui circulent dans une double paroi (fig. d). De plus, le long de la paroi intérieure, le carburant, sous forme d'un film d'ergol, est injecté pour refroidir la couche limite. Les propergols liquides les plus utilisés sont, l'acide nitrique/UDMH (diméthylhydrazine asymétrique), mais le plus performant est l'hydrogène/oxygène qui, avec une chambre haute pression, donne une impulsion spécifique de plus de 400 secondes : l'hydrogène et l'oxygène sont stockés dans les réservoirs à l'état liquide à une pression voisine de la pression atmosphérique, donc à température très basse. Ainsi la température de l'hydrogène est de l'ordre de 2 K, soit près du zéro absolu,  $-273$  °C. Seul ces moteurs permettant de réaliser des combustions à haute température, ils sont, aujourd'hui et pour longtemps encore, capables de fournir des poussées de 600 tonnes et plus pour faire décoller un lanceur. La propulsion ionique, très performante, utilisée pour des missions planétaires est à peine de l'ordre du Newton de poussée. ■

Fig. d – Les deux ergols, provenant des pompes, sont injectés au niveau du fond de chambre et l'allumage hypergolique se produit à l'intersection des jets (la figure ne fait apparaître que deux jets). Le refroidissement de la chambre est réalisé d'une part à l'aide d'une circulation d'un des ergols dans la double paroi, et d'autre part en injectant un film d'ergol (le réducteur) le long de la paroi interne.



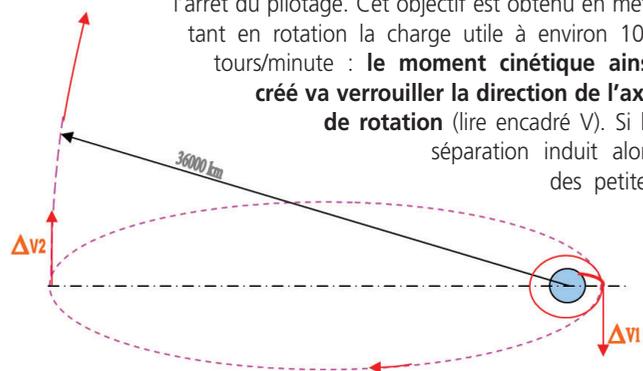


Les opérations de séparation qui ont lieu au cours de la mise à poste sont très délicates, c'est-à-dire exigent beaucoup de calculs et beaucoup d'essais de simulation. La moindre erreur d'alignement par rapport à la trajectoire, quand on allume les moteurs de périégée ou d'apogée, entraîne des écarts par rapport à l'orbite nominale. Au pire, ceux-ci peuvent rendre le satellite inexploitable, ou nécessiter des corrections excessives avec le système de contrôle d'attitude du satellite, donc consommer des ergols dont la conséquence est de diminuer la durée d'exploitation.

Sur les lanceurs modernes plus puissants, qui permettent des charges utiles de plusieurs tonnes, le système de contrôle d'attitude du satellite peut être largement dimensionné pour l'assurer dans toutes ses phases propres de vol la séparation du dernier étage du lanceur.

Par contre, sur les lanceurs classiques, la masse des charges utiles étant plus faible et très onéreuse on cherchait à faire porter le poids du dispositif nécessaire à la mise en attitude de la charge utile par le dernier étage du lanceur. D'où le principe qui a prévalu longtemps et qui est encore utilisé : il consiste à **positionner avec le dernier étage la charge utile**, mais, comme dans l'espace l'immobilité absolue n'existe pas, il faut impérativement que la charge utile conserve l'orientation que lui ont donnée les moteurs du dernier étage et ce malgré les perturbations causées par les mécanismes de séparation et la dérive naturelle après

l'arrêt du pilotage. Cet objectif est obtenu en mettant en rotation la charge utile à environ 100 tours/minute : **le moment cinétique ainsi créé va verrouiller la direction de l'axe de rotation** (lire encadré V). Si la séparation induit alors des petites



**5 – Transfert d'Hohmann pour faire un changement d'orbite**, ici pour placer le satellite sur une orbite géostationnaire à 36 000 km ;  $\Delta V_1$  au périégée de l'orbite de transfert et  $\Delta V_2$  à l'apogée.

forces dissymétriques, la charge utile prendra un petit mouvement de précession, mais, quand on allumera le moteur pour changer d'orbite, même plusieurs heures plus tard, la poussée et le  $\Delta V$  seront bien appliqués dans la direction fixée : celle conservée par le moment cinétique. Quand la mise à poste sera achevée et qu'il faudra supprimer le mouvement de rotation, on augmentera le moment d'inertie en déployant (comme un Yo-Yo) deux masselottes symétriquement reliées chacune par un fil : le moment cinétique se conservant, c'est donc la vitesse de rotation qui va diminuer, comme la patineuse sur glace qui déploie ses bras pour s'arrêter de tourner... alors tous les techniciens de la salle de contrôle au sol se lèveront pour applaudir la fin du tir, la réussite du lancement et tout le travail accompli.

## MISE À POSTE FINALE

Ayant été mis sur son orbite qui doit respecter certaines tolérances contractuelles de précision, l'altitude par exemple, le satellite va figurer sa mise à poste avec le système propulsif de son contrôle d'attitude puis déployer ses panneaux solaires.

Cependant avec les anciens lanceurs, peu puissants, la masse des satellites n'était que de quelques centaines de kilogrammes : pour être commercialement rentables on ne pouvait donc pas embarquer un lourd système de contrôle d'attitude, un contrôle thermique actif et des panneaux solaires déployables. Les satellites avaient une forme cylindrique allongée (fig. 6) ; les cellules solaires étaient donc implantées sur le pourtour du cylindre et l'attitude était maintenue en donnant un mouvement de rotation, donc un moment cinétique qui stabilisait la direction dans l'espace avec une petite précession (comme la Terre, si ce n'est que le moment d'inertie selon l'axe de rotation étant supérieur aux moments d'inertie selon les deux axes perpendiculaires, la précession était directe et non rétrograde).

Les satellites modernes peuvent avoir des masses de plusieurs tonnes, donc un grand nombre d'équipements électriques qui nécessitent **une importante surface de panneaux solaires qu'il faut replier sous la coiffe du lanceur et déplier pendant la mise à poste**. On a souvent entendu parler d'échec à cause de panneaux qui se sont incomplètement déployés ; on se souvient peut-être même de panneaux expérimentaux qui avaient été fixés sur la station Mir et des images montrant le cosmonaute Jean-Loup Chrétien essayant vainement d'aider à l'ou-

## V – Un peu de mécanique simplement pour mieux comprendre

### Montée et basculement du lanceur

Le lancement et la mise à poste d'un satellite font appel à quelques concepts peu habituels dans la vie courante mais qui sont inévitables pour aborder ce sujet : le moment cinétique et le moment d'inertie.

La mécanique est fondée sur quelques postulats, c'est-à-dire des affirmations indémonstrables comme en géométrie les postulats d'Euclide. Par exemple le fait que deux droites distinctes parallèles se coupent à l'infini : on ne peut pas le démontrer et ceux qui ont voulu aller voir ne sont jamais revenus !

Pour la mécanique, Newton a eu le génie de poser par principe que, si un objet était animé d'une vitesse  $V$  dans un mouvement rectiligne et que, si aucune force n'agissait sur cet objet, il conservait indéfiniment cette vitesse : c'est-à-dire que la grandeur et la direction de cette vitesse se conservaient, car la vitesse est un vecteur. En conséquence la quantité de mouvement  $Q$ , qui est le produit de la masse de l'objet par la vitesse, se conserve aussi puisque la masse (en dehors de la mécanique relativiste) se conserve.



Par exemple si on veut changer le plan de l'orbite d'un satellite sans modifier la grandeur de sa vitesse, il faut seulement modifier sa direction : donc il faut allumer un moteur qui va produire une force orientée de telle sorte qu'elle donne un  $\Delta V$  pour que la vitesse résultante ait toujours la même grandeur, mais dont la direction va déterminer le nouveau plan d'orbite. Maintenant si l'objet est uniquement animé d'un mouvement de rotation autour d'un point fixe, les choses se compliquent un peu, car la vitesse de tous les points de l'objet n'est pas la même : plus on s'éloigne du centre de rotation fixe et plus la vitesse augmente comme sur un manège. Mais, en vertu du postulat de Newton, toutes ces différentes vitesses se conservent si aucune force n'intervient. On ne peut cependant pas définir aussi simplement une quantité de mouvement comme pour le mouvement rectiligne puisqu'il n'y a pas qu'une vitesse. On définit alors ce qu'on appelle le moment cinétique : si on décompose l'objet en

petits éléments de masse qui seraient collés les uns aux autres et qu'on associe à chacun sa distance " $r$ " au centre de rotation et sa vitesse " $v$ " le moment cinétique  $J$  est donné par la somme des produits :  $m_1.r_1.v_1 + m_2.r_2.v_2 + m_3.r_3.v_3 + m_4.r_4.v_4 + \dots$ . Sans entrer dans les détails,  $J$  est aussi un vecteur et si l'objet est un solide indéformable on voit que, comme la quantité de mouvement, il doit se conserver si aucune force n'est appliquée à l'objet. On est maintenant tout près de faire apparaître le moment d'inertie. En effet, tous ces vecteurs vitesses associés aux éléments de masse résultent du produit de la vitesse de rotation " $\omega$ " par la distance " $r$ "; c'est-à-dire que ;  $v = r.\omega$ . Donc :

$$J = (m_1.r_1^2 + m_2.r_2^2 + m_3.r_3^2 + m_4.r_4^2 + \dots) \omega$$

Cette somme entre parenthèse est ce qu'on appelle le moment d'inertie  $I$

$$I = (m_1.r_1^2 + m_2.r_2^2 + m_3.r_3^2 + m_4.r_4^2 + \dots)$$

Si on prend un exemple simple d'une couronne circulaire constituée de petites masses collées les unes aux autres et tournant autour du centre du cercle, on peut écrire que :

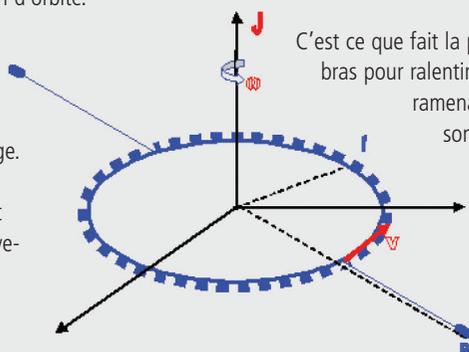
$$I = (m_1.r_1^2 + m_2.r_2^2 + m_3.r_3^2 + m_4.r_4^2 + \dots) = M.r^2$$

et  $J = I.\omega$

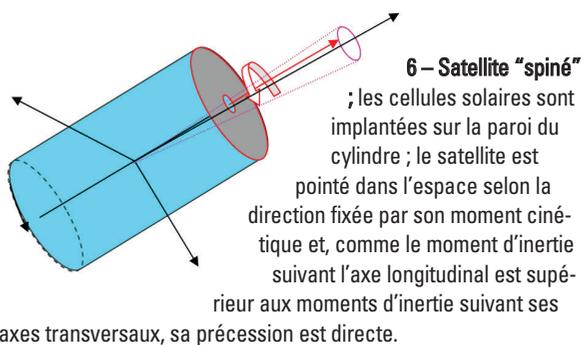
On comprend alors qu'en détachant deux petites masses symétriques tel le Yo-Yo, tout en restant solidaire de la couronne par un fil, on puisse considérablement augmenter le moment d'inertie puisque c'est le carré de la longueur du fil qui va intervenir.

Par ce simple artifice on peut multiplier le moment d'inertie par 100 sans changer pratiquement la masse  $M$  et réduire d'autant la vitesse de rotation  $\omega$  étant donné que le moment cinétique  $J$  est resté constant.

$$\omega_1 = \frac{J}{100 \times I} = \frac{\omega}{100}$$



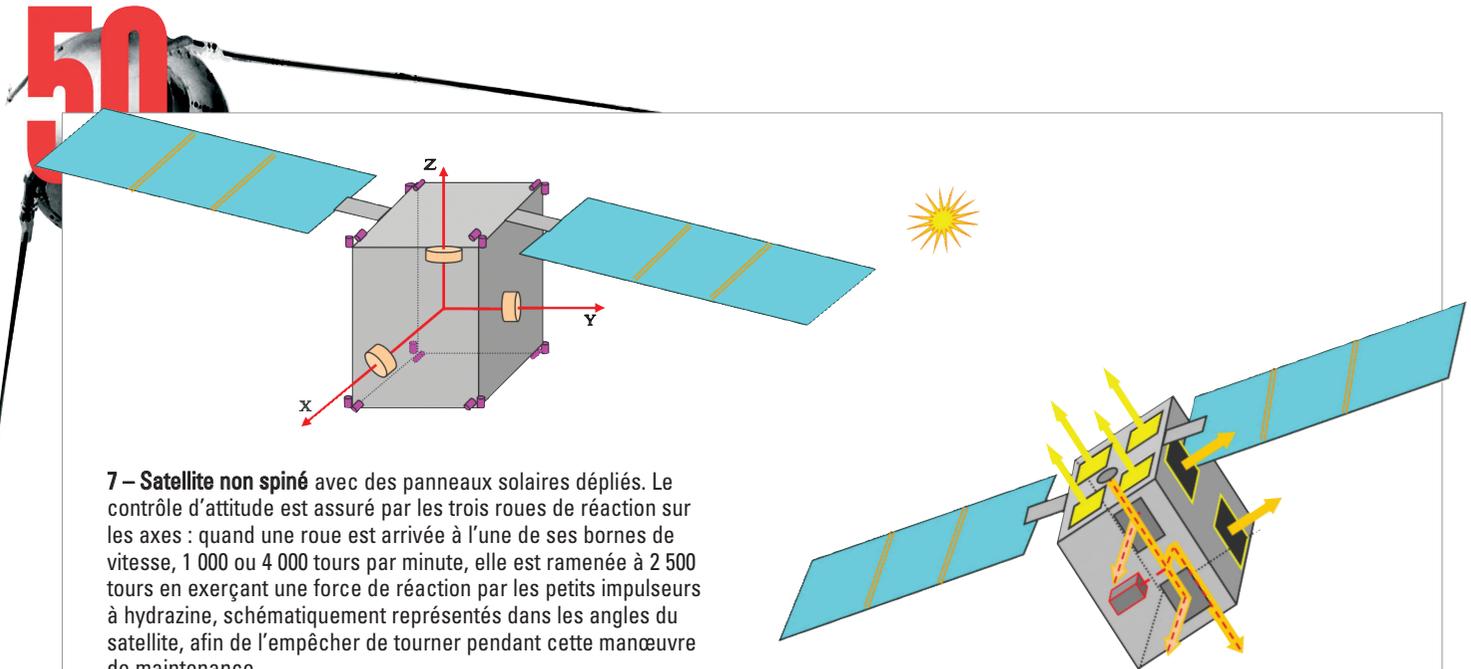
C'est ce que fait la patineuse sur glace en étendant les bras pour ralentir sa vitesse de rotation, puis en ramenant ses bras le plus près possible de son corps pour diminuer son moment d'inertie, et augmenter à nouveau sa vitesse de rotation. Remarque : pour simplifier, les produits vectoriels qui interviennent dans les différentes opérations ont été négligés. ■



ouverture de ces panneaux, à grands coups de pied lors d'une sortie dans l'espace !

Il faut noter que le problème n'est pas trivial, car, outre le fait que la simulation au sol sans l'effet de pesanteur est évidemment impossible, ce sont les coefficients de frottement mécanique qui sont totalement différents dans le vide et au sol en présence

d'atmosphère. En effet dans l'air il y a toujours une pellicule de gaz qui est adsorbée par les surfaces et qui joue un peu le rôle de lubrifiant, dans le vide cette pellicule disparaît, on dit qu'elle désorbe ; alors non seulement le coefficient de frottement augmente, mais les surfaces en contact peuvent arriver à se coller ; dans le jargon du métier certains parlent même de soudure froide. Comme le graissage des mécanismes est interdit pour des raisons techniques, il a fallu développer des traitements de surface et des mécanismes adaptés à ces traitements ; aujourd'hui, l'ouverture des immenses panneaux solaires reste encore une angoisse, car ces mécanismes sont incontournableement des *single point of failure* : c'est-à-dire qu'on ne peut pas pallier le bas niveau de fiabilité intrinsèque de ces mécanismes par la redondance. En ce qui concerne l'attitude, elle peut être maintenant contrôlée et maintenue avec une très grande précision grâce à un ensemble de trois roues de réaction, une sur chaque axe, tournant entre 4 000 et 1 000 tours par minute (fig. 7). En accélérant ou en ralentissant une roue on fait tourner le satellite autour de son axe de rotation : selon le principe d'action et de réaction qui fait par



**7 – Satellite non spiné** avec des panneaux solaires dépliés. Le contrôle d'attitude est assuré par les trois roues de réaction sur les axes : quand une roue est arrivée à l'une de ses bornes de vitesse, 1 000 ou 4 000 tours par minute, elle est ramenée à 2 500 tours en exerçant une force de réaction par les petits impulseurs à hydrazine, schématiquement représentés dans les angles du satellite, afin de l'empêcher de tourner pendant cette manœuvre de maintenance.

exemple que, pour que l'hélicoptère ne tourne pas autour de son rotor, on met une hélice de queue qui fait une réaction aérodynamique. Enfin, ayant l'avantage opérationnel de pouvoir être maintenus dans une certaine immobilité dans l'espace, ces satellites présentent, en contrepartie, l'inconvénient d'avoir une face exposée au rayonnement solaire pendant de longues périodes ; cette face s'échauffe alors que les autres faces au contraire rayonnent vers l'extérieur, donc se refroidissent. L'écart de température pourrait atteindre rapidement plusieurs centaines de degrés ; le satellite serait alors rapidement hors d'usage. Il faut donc un système actif qui assure l'équilibre thermique du satellite en évacuant, d'une part le trop de calories entrant par la face exposée au soleil et d'autre part la chaleur dégagée par le fonctionnement des équipements électriques, vers les faces froides qui peuvent rayonner librement vers l'extérieur (fig. 8).

## PRINCIPAUX TYPES DE MISSIONS

Les missions s'inventent au fur et à mesure que les problèmes se posent et que le financement en est décidé. Mais on peut distinguer les missions à caractère commercial, scientifique ou militaire, encore que la mission d'origine puisse évoluer et devenir mixte, comme le GPS initialement uniquement militaire et aujourd'hui également commercial.

**Les missions commerciales** sont essentiellement destinées aux télécommunications et ces satellites sont alors sur orbite à 36 000 km dans le plan équatorial, ce qui leur permet de tourner à la même vitesse angulaire que la Terre et donc d'apparaître fixe au-dessus d'un point sur la Terre. L'altitude de 36 000 km permet par ailleurs de couvrir une bonne partie de la planète (fig. 9). La mise à poste peut s'effectuer par un transfert d'Hohmann avec un léger changement de plan pour les champs de tir voisins de l'équateur. Certains champs de tir proches de l'équateur possèdent aussi l'avantage de bénéficier "gratuitement" de la vitesse initiale de 400 m/s par la rotation de la Terre, à condition de tirer dans la bonne direction !

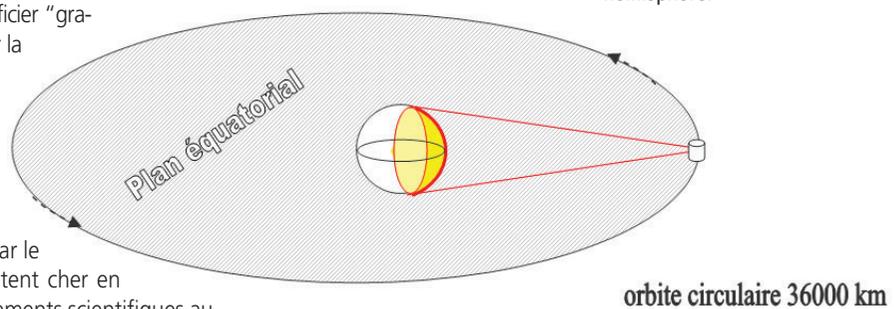
**Les missions scientifiques** sont beaucoup plus variées mais elles s'effectuent généralement sur des orbites de basse altitude, de 300 km à 600 km, et dans des plans proches du plan équatorial car le plus souvent les changements de plan coûtent cher en " $\Delta V$ " donc en masse perdue pour les équipements scientifiques au profit de masse de propergol ; c'est par exemple le cas des orbites

**8 – Le satellite doit maintenir son équilibre thermique** en réfléchissant un maximum de rayonnement du Soleil et en évacuant le trop de calories entrant, ainsi que la chaleur dégagée par les équipements électriques, vers les faces froides qui peuvent rayonner librement dans l'infrarouge vers l'extérieur. À l'intérieur du satellite l'équilibre thermique est réalisé par des caloducs qui transportent par conduction les calories des points chauds vers les zones où elles pourront donc être évacuées par rayonnement.

dités polaires dont le plan d'orbite est perpendiculaire au plan équatorial. Ces orbites sont assez souvent presque circulaires et de basse altitude ; la période est d'environ 2 heures et facilement calculable (lire encadré VI). Les exemples sont très nombreux, mais les plus connus sont la station ISS (*International Space Station*) et le télescope spatial Hubble.

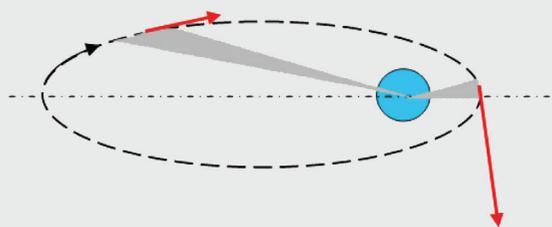
La plupart **des missions militaires** sont classifiées, sauf le réseau de satellites GPS et certaines missions d'observation comme Hélios. **Les satellites d'observation** sont également sur des orbites basses et nécessitent des systèmes de contrôle d'attitude d'une très grande précision pour l'imagerie. Ce sont les "roues de réaction" qui permettent de suivre le point visé sur la Terre le plus longtemps possible afin d'obtenir un maximum de détails sur l'image ; sur Hélios on utilise des roues de réaction sur palier magnétique à deux axes, de façon à s'affranchir du "bruit" des paliers à roulements à billes.

**9 – Les satellites sur l'orbite équatoriale à 36 000 km** sont en général des satellites de télécommunication. Ils couvrent à peu près un hémisphère.



## VI – ORBITES DE SATELLISATION DANS LE PROBLÈME DES DEUX CORPS

Pour mémoire : le mouvement des satellites obéit à la loi des aires de Kepler, c'est-à-dire que c'est la vitesse de la surface balayée qui est constante et non la vitesse du satellite lui-même.



Par contre, dans le cas d'une orbite circulaire, la loi des aires se simplifie puisque les foyers sont confondus : la surface balayée est constante, donc la vitesse du satellite également.

Par un calcul très simplifié la vitesse s'obtient facilement puisqu'il suffit d'écrire l'égalité des forces qui agissent sur le centre de gravité du satellite : la force de gravité d'une part et la force centrifuge d'autre part.

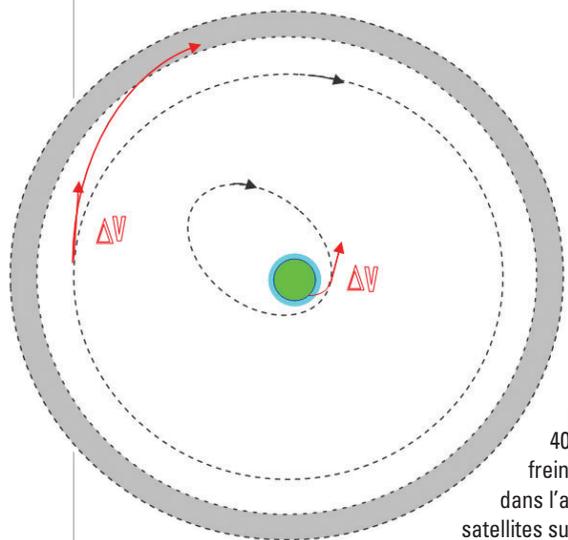
$$G \times \frac{M \times m}{r^2} = m \times \omega^2 \times r$$

En supposant l'astre central sphérique de densité  $d$  uniforme on peut écrire :

$$M = \frac{4}{3} \times \pi \times R^3 \times d$$

On voit que dans ces conditions la période  $T$  du satellite est indépendante des dimensions de l'astre autour duquel il gravite, mais uniquement de sa densité et du rapport  $r/R$  :

$$T = \frac{2\pi}{\omega} = \sqrt{\frac{3 \times \pi}{G \times d} \left( \frac{r}{R} \right)^{3/2}}$$



**10 – Les satellites en fin d'exploitation** ayant au moins un périhélie à moins de 400 km pourraient être freinés et se désintégrer dans l'atmosphère, quant aux satellites sur des orbites hautes ils pourraient être placés sur une orbite poubelle plus haute, à une altitude et dans un plan bien définis.

Enfin la durée de vie d'un satellite fonctionnant normalement est dans la plupart des cas déterminée par la durée de vie de ses batteries : au début la durée de vie n'était que de 3 ans puis, grâce au progrès apporté par les batteries au lithium, on est passé à 5 ans et maintenant on tend vers 10 ans. Mais outre le fait que le satellite peut emporter des produits qu'il est impossible de maintenir dans l'état très longtemps, comme de l'hélium liquide, la technologie en quelques années peut avoir tellement évolué

que le satellite n'est commercialement plus rentable ; il faut alors, sans doute, l'abandonner même si la durée de vie des batteries n'est pas atteinte !

## L'ENCOMBREMENT DE L'ESPACE PROCHE DE LA TERRE

Le nombre d'objets, satellites morts, étages supérieurs de lanceurs, débris divers, tournant autour de la Terre, est devenu tellement énorme que des règlements internationaux doivent progressivement se mettre en place pour éviter que la situation ne s'aggrave. Les probabilités de collision soit avec des satellites en état de marche, soit avec des vols habités, sont prises au sérieux, et certaines pannes interve-



nues brutalement sur des satellites peuvent être attribuées à de telles causes. La Nasa tient à jour et publie un catalogue de tous les objets tournant autour de la Terre avec l'orbite sur laquelle ils se trouvent.

En ce qui concerne les satellites qui sont déjà en orbite, il n'est pas envisageable dans l'état actuel de la technologie de faire le ménage ; les objets en orbite basse subissent un freinage qui finira par les ralentir suffisamment pour qu'ils rentrent dans l'atmosphère où ils se désintégreront. Par contre les objets qui sont sur des orbites supérieures à 400 km ne pourront pas rentrer naturellement dans l'atmosphère pour se détruire.

Il faudra sans doute envisager que tous les objets placés en orbite soient équipés d'un moteur qui pourra, en fin d'exploitation, les envoyer sur une orbite poubelle plus haute et bien déterminée, s'ils sont sur une orbite haute, ou bien les freiner pour les faire rentrer dans l'atmosphère, s'ils sont sur une orbite basse (fig. 10). Encore faudra-t-il trouver un propergol dont la durée de vie, stocké dans l'espace, soit au moins égale à celle du satellite. Pour les propergols solides la durée de vie est d'environ 10 ans ! ■