

## Comment calculer la durée de vie des satellites artificiels

Dès ce numéro, la rubrique "La calculatrice de l'astronome" sera menée différemment. Dorénavant, nous exposerons les calculs pour un thème donné dans un numéro, et nous donnerons les programmes le mois suivant. Nous espérons ainsi inciter les lecteurs à les chercher eux-mêmes, nul doute que ce sera avec profit pour leur part.

Ce mois-ci, donc, nous ne donnerons que l'idée directrice et un organigramme. Plus tard, nous exposerons des programmes qui, bien entendu, n'auront pas la prétention d'être parfaits mais qui, dans l'ensemble, seront relativement performants. Nous citerons également quelques astuces, adaptées à chaque machine, et nous expliquerons d'une façon plus détaillée le fonctionnement du programme.

A de rares exceptions près (satellites géostationnaires notamment), tous les objets spatiaux placés en orbite autour de la Terre sont condamnés à retomber un jour ou l'autre sur notre planète. Même à plusieurs milliers de kilomètres d'altitude, en effet, la densité de l'atmosphère terrestre est loin d'être nulle, si bien que les satellites rencontrent en permanence une résistance à l'avancement: certes, celle-ci devient ridiculement faible au-delà de 400 km d'altitude mais reste suffisante pour, à la longue, "user" l'orbite et lui faire décrire une spirale qui conduira finalement le satellite dans les couches denses, qui se placent entre 120 et 160 km suivant l'inertie du corps considéré, et suivant le degré de l'activité solaire qui module la densité atmosphérique.

C'est au périhélie — là où la densité de l'atmosphère est évidemment la plus élevée — que le freinage est le plus intense, et l'on assiste ainsi à une lente décroissance du point opposé de l'orbite, c'est-à-dire l'apogée, tandis que le périhélie reste quasiment constant dans un premier temps: il s'ensuit, par conséquent, une "circularisation" de l'orbite, qui fait que le freinage devient alors intense sur l'ensemble du parcours, d'où une accélération rapide du rythme de chute.

En définitive, la durée de vie physique d'un corps satellisé autour de la Terre (généralement plus longue que sa durée de vie "électronique") est essentiellement conditionnée par deux éléments: la densité de l'atmosphère au périhélie de l'orbite initiale et les caractéristiques physiques du satellite considéré, en l'occurrence son rapport section/masse. Intervien-

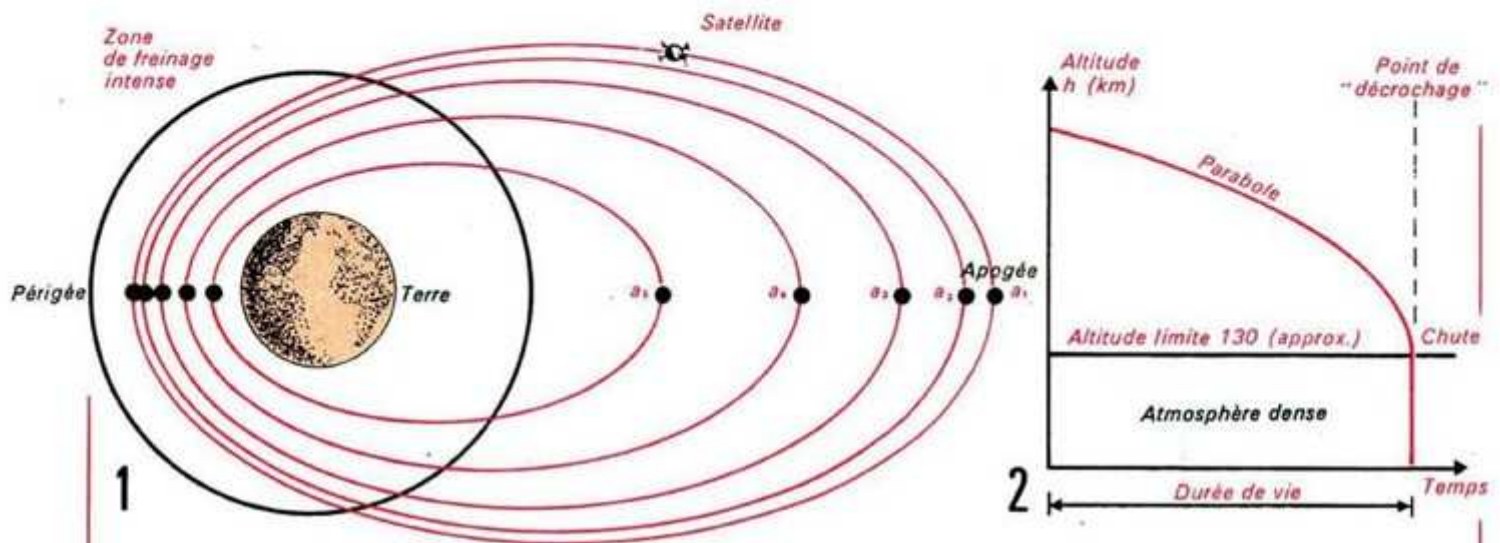
nent également d'autres facteurs comme le coefficient aérodynamique (mais on a coutume de prendre pour ce coefficient la valeur moyenne de 2,3), et un facteur correctif tenant compte de la rotation différentielle de l'atmosphère suivant l'inclinaison de l'orbite. En fait, compte tenu des incertitudes liées à la densité de l'atmosphère, elle-même tributaire de l'activité solaire largement imprévisible, il n'est pas justifié de rechercher un excès de précision. L'essentiel est de pouvoir déterminer l'ordre de grandeur de durée de vie du satellite considéré, afin de pouvoir prévoir sa date de chute approximative dans le cas d'un objet déjà lancé, ou bien d'ajuster en conséquence l'altitude de l'orbite pour obtenir une durée de vie au moins supérieure à la durée de la mission dans le cas d'un projet.

Un tel calcul est possible à l'aide d'une calculatrice programmable. Les formules utilisées par les spécialistes sont nombreuses. Nous en proposons deux, accessibles en fixant une clé au début du calcul, suivant que l'on dispose d'observations du satellite permettant de connaître la décroissance de sa période orbitale, ou que l'on désire procéder à un calcul purement théorique dans le cas d'un satellite fictif par exemple.

Dans le premier cas vous pourrez fixer la date de désagrégation dans l'atmosphère d'un satellite connu (on a vu tout l'intérêt de cette opération lors du "retour" de Skylab en juillet 79); dans le second cas vous pourrez tester différents types de satellites et d'orbite en observant même l'incidence de la date de lancement suivant sa position au sein du cycle d'activité solaire.



# LA CALCULETTE DE L'ASTRONOME



Sous l'effet du freinage atmosphérique, l'orbite se transforme en spirale (figure 1) qui progressivement amène le satellite à passer un temps de plus en plus long dans les couches denses de l'atmosphère. Lorsque la résistance à l'avancement devient supérieure à la force centrifuge née de son mouvement orbital, le satellite ne peut plus se maintenir en orbite et "décroche" (figure 2) pour se désagréger, par échauffement, en dessous de 120 à 140 km d'altitude. Si cette orbite est initialement elliptique, l'essentiel du freinage intervient sur un petit arc encadrant le périgée; cela se traduit par un abaissement de plus en plus rapide du point opposé, l'apogée, d'où circulation de l'orbite. Alors le freinage devient important tout au long de la trajectoire et la chute devient imminente, donnant une décroissance d'altitude ayant l'allure représentée sur la figure 2.

## FORMULATION DU CALCUL

**Clé 1.** A partir de la décroissance de période.

Vie (en jours) =

$$3/2 \frac{T}{\Delta T} \frac{H}{a} (1 - \text{Exp}^n)$$

avec

T : période de révolution (en mn)  
 $\Delta T$  : décroissance de la période (en mn/j)

H : "hauteur d'échelle" (voir tableau 1)

a : demi grand-axe de l'orbite  
 ( a = altitude moyenne + rayon terrestre)

$n = -(h - 140)/H$

h étant l'altitude ( $h = a - R$ )

140 correspond à l'altitude dite "limite", en deçà de laquelle le satellite ne peut plus accomplir une révolution complète : cette limite va-

rie suivant les satellites mais se trouve généralement voisine de 140 km, à 10 km près.

**Clé 2.** Calcul théorique.

Vie (j) =

$$\frac{H [\exp^{+H} - \exp^{-140/H}]}{86400 \rho C_d S/M \sqrt{GMR} \exp^{+H}}$$

avec H et h comme ci-dessus

$\rho$  : densité atmosphérique à l'altitude du périgée (tableau 1)

$C_d$  : coefficient aérodynamique ( $C_d = 2,3$  en général)

S/M : rapport section/masse du satellite, se calcule aisément connaissant la section "de choc" (surface moyenne d'une "coupe" de ce satellite, soit la surface du cercle diamétral pour un objet sphérique) et le poids de ce satellite. Le rapport S/M, à exprimer

en m<sup>2</sup> par kg, est le plus souvent voisin de 0,01 (0,006 pour Skylab et d'une manière générale tous les vaisseaux spatiaux, 0,06 pour des étages vides de fusée).

GMR : produit de la constante de gravitation terrestre par le rayon de la Terre.

$$\sqrt{GMR} = 5.04216 \cdot 10^{10}$$

NB : Cette formule ne s'applique qu'à des orbites presque circulaires; il convient donc d'exclure celles pour lesquelles l'écart apogée-périgée excède 100 km.

Les valeurs données correspondent à une activité solaire moyenne, pour laquelle la "température exosphérique" de l'atmosphère est de 900°K. Pour d'autres conditions, un facteur correctif est à apporter, donné dans le tableau 2.

**TABLEAU 1**  
Valeurs de H  
suivant l'altitude

km	H	$\rho$
150	23	$2.0 \cdot 10^{-12}$
200	36	$2.4 \cdot 10^{-13}$
250	43	$6.0 \cdot 10^{-14}$
300	48	$1.8 \cdot 10^{-14}$
350	52	$6.4 \cdot 10^{-15}$
400	55	$2.4 \cdot 10^{-15}$

**TABLEAU 2**  
Facteur correctif à appliquer à H et  $\rho$   
en % suivant la température exosphérique considérée

	700°K	800°K	900°K	1000°K	1100°K	1200°K
150 km	-12/-15	-6/-7	0	+5/+6	+9/+11	+13/+15
200	16/32	8/15	0	7/14	14/27	20/38
250	17/46	9/23	0	8/24	16/47	23/69
300	18/57	9/30	0	9/34	17/69	25/105
350	18/66	9/37	0	9/44	15/95	26/150
400	15/72	8/43	0	9/56	18/125	27/204



# LA CALCULETTE DE L'ASTRONOME

La température exosphérique à utiliser est donnée par la formule empirique :  $TE = 436 + 3.7 F$   
 $F$  étant le flux solaire radio moyen durant la vie du satellite.

**TABLEAU 3**  
**Flux solaire radio**  
*(servant au calcul de la température exosphérique suivant l'époque.*  
*(valeurs mesurées jusqu'en 1980, extrapolées jusqu'en 1986)*

1958	233
1959	208
1960	161
1961	112
1962	89
1963	81
1964	72
1965	76
1966	102
1967	143
1968	149
1969	152
1970	156
1971	118
1972	121
1973	93
1974	87
1975	76
1976	73
1977	87
1978	144
1979	192
1980	200
1981	(181)
1982	(150)
1983	(114)
1984	(94)
1985	(81)
1986	(72)

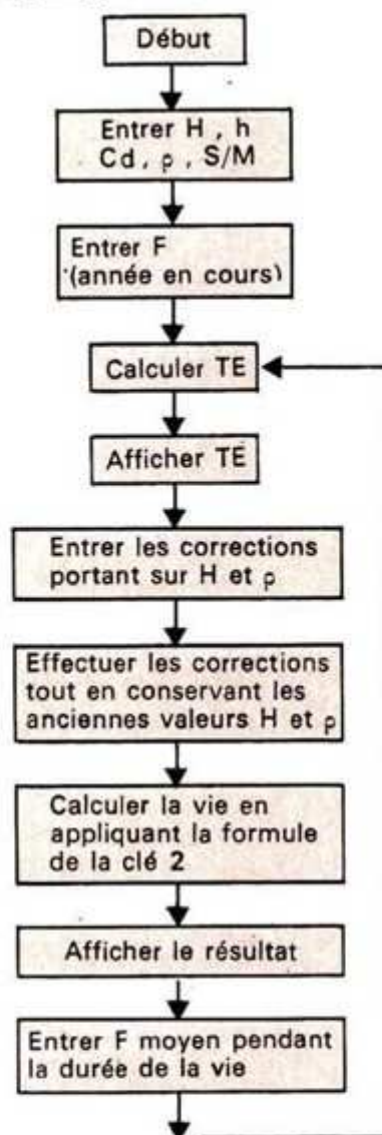
## INDICATIONS

Pour plus de simplicité, il conviendra de distinguer les deux clés suivant deux programmes différents. Le premier sera d'ailleurs des plus simples et un organigramme nous paraît inutile.

Pour la clé 2, une remarque importante doit être faite.  $\rho$ , au départ, tout comme  $H$ , ne peut être connu que pour la date de référence. Le calcul fournira une vie qui pourra être assez longue pour dépasser 1 an. Il conviendra alors de faire une moyenne de  $TE$  pendant la vie du satellite, afin d'obtenir une valeur plus précise. Le calcul sera donc itératif, c'est-à-dire qu'il faudra le refaire un certain nombre de fois, jusqu'à ce que l'on observe un résultat qui varie peu, et l'on pourra s'arrêter à ce moment-là. Toute la difficulté consistera à entrer continuellement les données

des tableaux dans la machine, au fur et à mesure que le résultat évoluera. Les possesseurs de TI-59 pourront, bien entendu, enregistrer toutes ces données sur carte, ainsi qu'un programme entièrement automatique. Si la place nous le permet, nous donnerons un tel programme, mais ce mois-ci, l'organigramme sera commun aux TI-58 et HP.

## Organigramme



Le calcul de la valeur moyenne de  $F$  (dernière étape de l'organigramme) se fera à la main... Le plus simple sera d'additionner les différentes valeurs de  $F$  correspondant aux années pendant lesquelles le satellite tournera, et à diviser cette somme par le nombre d'années. Un calcul plus rigoureux portera, non pas sur les années, mais sur les jours. Ce sera au lecteur de choisir.

Pierre KOHLER  
 Programmation Daniel FERRO □