LA CALCULETTE DE L'ASTRONOME

Comment prévoir les passages de satellites artificiels

Qui, aujourd'hui, n'a pas eu l'occasion d'apercevoir au moins une fois un satellite artificiel, petit point lumineux se déplaçant parmi les constellations ? Depuis un pays de latitude moyenne, comme la France, il n'est pas rare d'en voir passer une dizaine en une heure de guet, par une belle nuit d'été ; l'hiver est moins favorable car le cône d'ombre terrestre, plus haut dans le ciel, les éclipse sur la plus grande partie de leur trajectoire à la vue de l'observateur.

Pour qu'un satellite soit visible à l'œil nu il faut en effet que soient réunies un certain nombre de conditions. L'éclairement, d'abord, car ces astres artificiels ne sont pas lumineux par eux-mêmes et ne brillent que s'ils sont éclairés par le Soleil. Des satellites bas (moins de 200 km) cesseront ainsi d'être éclairés plus de deux heures après le coucher du Soleil ; en revanche un satellite très élevé, s'il est suffisamment incliné sur l'équateur, restera visible presque en permanence, mais son éclat sera souvent trop faible compte tenu de sa distance : la luminosité est inversement proportionnelle au carré de celle-ci : en passant de 1 000 à 2 000 km, l'éclat se trouve divisé par quatre.

Il faut aussi, c'est une évidence, que la culmination s'effectue au-dessus de l'horizon de l'observateur si l'inclinaison sur l'équateur est inférieure à la latitude du lieu d'observation, il n'y aura jamais de passages au zénith mais seulement des culminations de plus en plus basses au sud, à mesure que l'inclinaison diminuera. C'est pourquoi un grand nombre de satellites américains, pour lesquels cette inclinaison est généralement voisine de 30° (conditions optimales de lancement depuis Cap Canaveral) ne sont pas visibles depuis la France. Par contre, les satellites soviétiques, toujours inclinés à plus de 50°, sont systématiquement amenés à nous survoler.

Pour répondre à une question souvent posée, indiquons que les satellites géostationnaires calés au-dessus de l'Atlantique, de l'Afrique ou de l'océan Indien, sont au-dessus de l'horizon pour la France, entre 31,5 et 41,5° sur l'horizon sud dans le meilleur des cas (verticale du golfe de Guinée), respectivement pour le Nord et le Sud du pays. Mais pour cette grande distance (38 000 km à l'observateur) leur éclat se situe aux alentours de la magnitude 14 ; il est par conséquent plusieurs milliers de fois inférieur à celui des plus faibles étoiles observables à l'œil nu.

Autre condition de visibilité : la position de l'orbite. Celle-ci peut être assimilée à un anneau immatériel entourant la Terre, le satellite parcourant cet anneau à raison d'un tour toutes les 90 à 120 mn pour la plupart de ceux qui sont facilement observables. Tout serait simple si cet anneau était fixe dans l'espace, mais il n'en est rien, et le point d'intersection de l'orbite (ou plus exactement sa projection) avec l'équateur glisse lentement le long de celui-ci, à raison de 5°/jour environ. Ce mouvement de précession est dû à la présence du « bourrelet » équatorial terrestre, et s'ajoute d'ailleurs à une précession d'environ 1°/jour due au mouvement de révolution de la Terre autour du Soleil. La précession propre au satellite dépend essentiellement de l'inclinaison de l'orbite et s'annule dans le cas d'une orbite polaire ; mais si l'inclinaison est supérieure à 90° (cas des satellites rétrogrades) elle reprend, en sens inverse, c'est-à-dire vers l'Est. Il y a ainsi une inclinaison « critique », pour laquelle la précession inverse d'un satellite rétrograde compense la précession apparente due au Soleil : cette égalisation intervient pour 98° (82° rétrogrades) et correspond aux orbites dites héliosynchrones, utilisées notamment par les satellites d'études des ressources terrestres, car le survol des différents pays s'effectue toujours à la même heure locale.

Ce phénomène de précession des orbites peut sembler complexe, mais il est d'une très grande importance car il conditionne les périodes de visibilité des satellites depuis un lieu donné. Dans le cas le plus courant le satellite commence par être visible le matin, un peu avant l'aube. Puis, au fil des jours, ses passages surviennent de plus en plus tôt dans la nuit pour se produire ensuite en soirée et finalement se perdre dans le crépuscule, où il devient inobservable. Puis les passages se font dans la journée et l'on retrouve le satellite à l'aube : le cycle est bouclé. Ces cycles sont de l'ordre de 60 jours dans le cas des Saliout soviétiques (et du défunt Skylab).

Un satellite artificiel peut être observé jusqu'à trois fois par nuit, la durée d'un passage étant fonction de l'altitude (plus elle est grande, plus ils sont lents) et de l'arc de trajectoire parcouru dans le ciel de l'observateur. Une trajectoire zénithale (avec passage à la verticale du lieu) conduit pour les vaisseaux spatiaux et les stations orbitales (300 à 400 km d'altitude) à des durées de 4 à 5 minutes, la vitesse apparente du déplacement étant voisine de celle d'un avion volant à haute altitude.

Les satellites peuvent se présenter sous les aspects les plus variés, depuis la petite étoile d'éclat constant filant à travers les constellations, jusqu'à ceux qui émettent des éclairs brefs entrecoupés de longs trajets obscurs. Une luminosité constante signifie que le satellite est de forme régulière ou stabilisé, un éclat variable traduisant au contraire des mouvements désordonnés ; c'est le cas en particulier des étages de fusées. Quant à l'éclat, il peut rivaliser avec celui de brillantes planètes (magnitude — 2) pour les plus gros, juste avant leur chute, mais il n'est maximal qu'à la culmination : il faut tenir compte en effet de l'absorption atmosphérique près de l'horizon et d'un effet de « phase ». Car un satellite qui « monte » de l'Ouest peu après la tombée de la nuit se présente à contre-jour et ne montre à l'observateur qu'une faible fraction de sa surface éclairée. Après la culmination, il est éclairé de face mais s'éteint souvent graduellement par un phénomène d'éclipse, en pénétrant dans le cône d'ombre de la Terre.

L'observation des satellites artificiels est sans nul doute un agréable passe-temps, et l'on aimerait bien souvent pouvoir guetter leur passage, sans avoir à s'en remettre au hasard. C'est

(suite de la page 141)

pourquoi nous proposons ce mois-ci un programme de calcul donnant l'instant de passage et la hauteur sur l'horizon de l'observateur, en direction du méridien (nord ou sud) où s'effectue généralement la culmination. Comme point de départ nous prendrons l'instant du lancement et la période de révolution, qui sont annoncés par la presse ou les revues spécialisées.

Ce programme est surtout intéressant pour les Soyouz/Saliout soviétiques, et pourra être utilisé également pour la navette spatiale américaine lors de ses différentes missions, la première étant maintenant attendue pour octobre prochain. Pour alléger le calcul nous nous sommes limités au cas d'une orbite circulaire, cette simplification restant acceptable même quand il y a une cinquantaine de kilomètres d'écart entre périgée et apogée. D'ailleurs les stations spatiales et vaisseaux Russes ou Américains circulent toujours sur des orbites quasiment circulaires. Par ailleurs, nous n'avons pas tenu compte de l'effet de freinage atmosphérique, qui fait décroître la période de révolution des satellites. Ce calcul fera l'objet d'une programmation dans une prochaine rubrique. En attendant nous pourrons le négliger dans la mesure où les stations orbitales sont dotées de moteurs-fusées qui maintiennent leur altitude à un niveau quasiment constant ; pour les autres satellites il suffira d'appliquer une correction empirique compte tenu des écarts qui seront observés entre la prévision et la réalité.

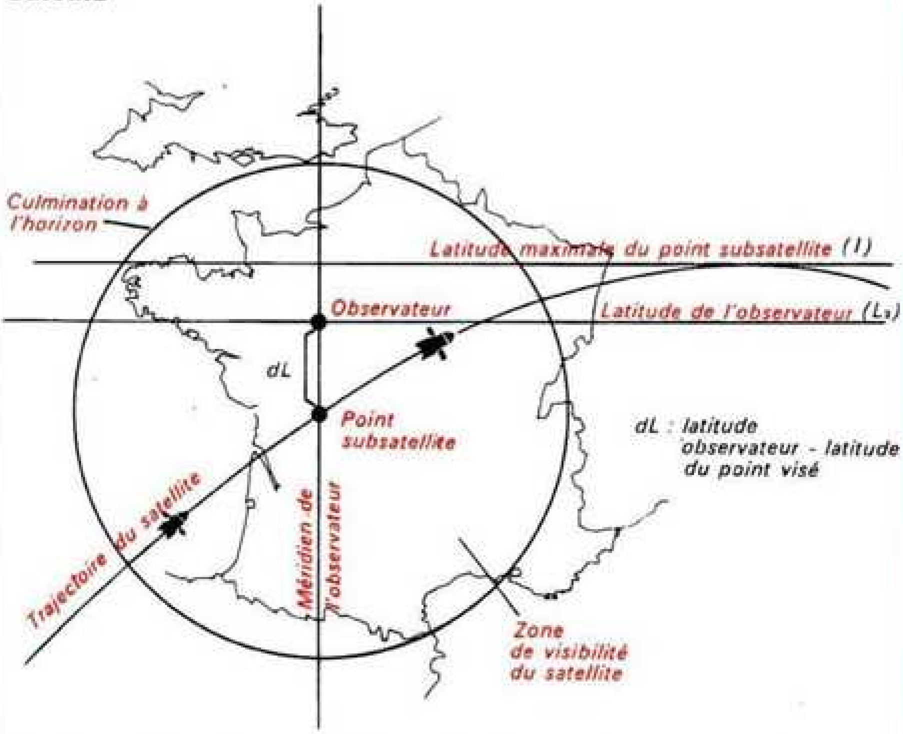
Constantes à mettre en mémoire :

- Coordonnées de la base de lancement (lat. et long. : l_1, l_2)
- Coordonnées de l'observateur (lat. et long. : L_1, L_2)

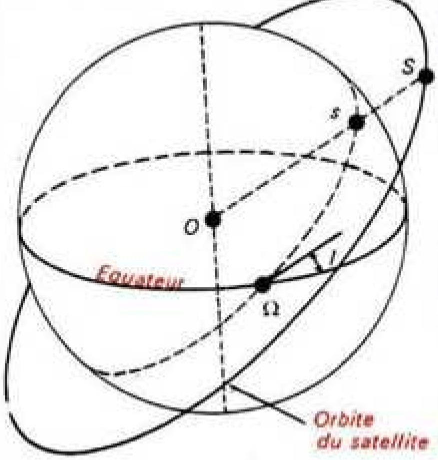
Variables à introduire :

- Date du lancement (D) en rang du jour dans l'année et fraction de jour (jusqu'à la 4e décimale car les lancements sont annoncés à la minute près)
- Période (T) en mn et Altitude (H) en km du satellite. (Si on ne connaît pas l'une ou l'autre, il sera facile de les calculer à partir de la 3e loi de Kepler ; voir n° 747)
- Inclinaison de l'orbite (I) en degrés.

Calculs



Voici les calculs qui ont conduit aux deux programmes :



O : centre de la Terre
S : satellite
s : point sub-satellite
Ω : "nœud" de l'orbite
I : inclinaison de l'orbite

1) $R_H = \frac{R}{H + R} H$ = hauteur du satellite, R = 6 371 km rayon moyen de la Terre.

2) $n' = \frac{1\,440}{T\ mn}$ = nombre de révolutions par jour, T mn étant la période exprimée en minutes.

3) $\Delta N = 366{,}1/n'$; $366{,}1° = 360° + 5{,}1° + 1{,}0°$ somme, respectivement, de l'angle effectué par la Terre en un jour, de la précession propre du satellite, et de la précession apparente due au mouvement de révolution autour du Soleil.

4) Date du passage virtuel an nœud initial : $Do = D - \Delta T_1$, $\Delta T_1 = T.\frac{\gamma o}{360}$ et $\sin \gamma o = \frac{\sin l_1}{\sin I}$

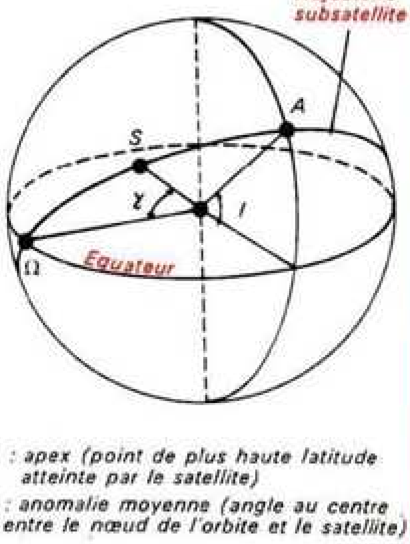
A ce moment n = 0, n est le nombre de passages effectués depuis l'instant Do.

5) La longitude du nœud initial = $L\Omega = l_2 - d\Omega + COR$ avec $\sin d\Omega = \frac{tg\ l_1}{tg\ I}$ et $COR = \Delta N \frac{\Delta T_1}{T}$

6) Écart entre la longitude du nœud à la nième révolution et celle de l'observateur :

$\Delta L = L_2 - L\Omega + (n\Delta N)$

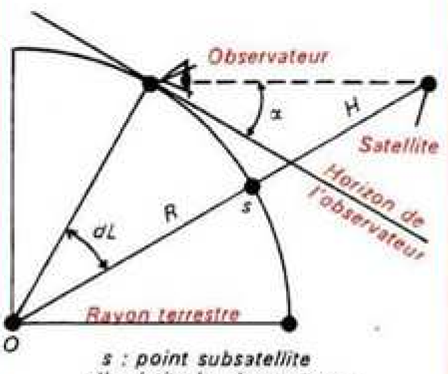
7) L_s = latitude du point subsatellite au niveau du méridien de l'observateur :



A : apex (point de plus haute latitude atteinte par le satellite)
γ : anomalie moyenne (angle au centre entre le nœud de l'orbite et le satellite)

$\mathrm{tg}\ L_s = \sin \Delta L \times \mathrm{tg}\ I$

8) Écart de latitude entre le point sub-satellite et l'observateur : $dL = L_1 - L_s$.



s : point subsatellite
dL : latitude observateur - latitude du point visé

9) Hauteur du satellite sur l'horizon $= \alpha$ avec $\mathrm{tg}\ \alpha = \dfrac{\cos dL - R_H}{\sin dL}$

10) Calcul de l'instant du passage en cet endroit $Dn = Do + \Delta T + nT$, où $\Delta T = T.\dfrac{\gamma}{360}$

et $\sin \gamma = \dfrac{\sin L_s}{\sin I}$

Après les calculs préliminaires qui varieront suivant le type de machine, les programmes chercheront, à partir d'une date déterminée, l'instant de passage pour lequel α est compris entre 20° et 90°. Une restriction d'emploi de ces programmes est que l_1 soit inférieur à I, en valeur absolue (c'est le cas en France).

Les valeurs de I, l_1 et L1 sont positives dans le cas de positions au nord de l'équateur, négatives au sud (cas très rare). De même l_2 et L2 sont comptées positivement vers l'Est. Il faut placer la calculatrice en mode degrés. Nous conseillons un mode d'affichage à 4 décimales (FIX 4).

Programme sur TI - 58. 59

```
000 LBL A
    +
    6
    3
    7
    1
    STO 09
    =
010 INV
    PRD 09
    ÷
    3
    3
    0
    .
    6
    =
020 yx
    1
    .
    5
    ×
    STO 12
    GTO 051
030 LBL B
    STO 12
    x²
    yx
    3
    1/x
    +/—
    ×
040 1
    9
    .
    2
    7
    =
    STO 09
    RCL 12
050 ×
    STO 13
    .
    2
    5
    4
    2
    4
    =
060 STO 00
    R/S
    LBL C
    STO 06
    R/S
    STO 04
070 x ⇄ t
    R/S
    x ⇄ t
    sin
    ÷
    RCL 06
    sin
    =
    INV sin
081 ÷
    3
    6
    0
    ×
    PRD 13
    RCL 00
090 +
    x ⇄ t
    —
    (
    RCL 04
    tan
    ÷
    RCL 06
100 tan
    )
    INV sin
    =
    STO 07
    R/S
    LBL D
110 PGM 20
    A
    R/S
    PGM 20
    B
    R/S
    STO 08
120 R/S
    D.MS
    —
    RCL 08
    D.MS
    +
    PGM 20
    C
130 ×
    2
    4
    =
    ×
    6
    0
    +
    RCL 13
    =
    ÷
    RCL 12
    =
    INT
    STO 02
    R/S
    STO 03
151 R/S
    —
    RCL 07
    +
    STO 10
    OP 22
160 RCL 02
    ×
    RCL 00
    =
    sin
    ×
    RCL 06
170 tan
    =
    INV tan
    STO 11
    —
    RCL 03
    =
180 +/—
    STO 14
    COS
    —
    2 x ⇄ t
    0
    RCL 09
190 =
    ÷
    RCL 14
    sin
    =
    INV tan
    x ≥ t
    207
201 RCL 10
    +
    GTO 158
    R/S
    RCL 11
210 sin
    ÷
    RCL 06
    sin
    =
    INV sin
    ÷
    3
220 6
    0
    +
    RCL 02
    =
    ×
    RCL 12
    —
230 RCL 13
    =
    ÷
    1
    4
    4
    0
    +
    RCL 08
241 D.MS
    ÷
    2
    4
    —
    PGM 20
    C
    —
250 INT
    R/S
    =
    ×
    2
    4
    =
    INV
    D.MS
    R/S
260 GTO
    201
```

Pour les TI-58, changer de partition en effectuant 2 OP 17 avant d'entrer le programme.

Mode d'emploi

1) Entrer au choix, l'altitude H en kilomètres en A, ou la période T en minutes en B. Entrer ensuite I en C, puis l_1 en faisant R/S, puis l_2 en faisant R/S (ces 3 valeurs en degrés).

2) Introduire la date de départ du satellite sous la forme MMJJ.AAAA (MM = mois, JJ = jour du mois, AAAA = année) et faire D. Introduire la date du jour auquel on veut observer le satellite de la même façon, en faisant R/S. Introduire alors l'heure de départ sous la forme HH.MM (HH = heure, MM = minute) et faire R/S. Procéder de même pour l'heure d'observation voulue. A la suite, introduire L1 et L2 en faisant R/S à chaque jour.

3) α apparaît (compris entre 20° et 90°). Faire R/S : apparaît le nombre de jours écoulés entre la date d'observation demandée et la date d'observation réelle. Faire R/S : apparaît, sous la forme HH.MMSS l'heure d'observation. En faisant R/S, la machine détermine le nouvel angle d'observation possible. Aller alors en 3) et continuer en faisant R/S.

Programme sur HP - 25. 33

```
01 1
   STO + 4
   RCL 4
   RCL 5
   ×
   RCL 0
   +
   sin
   RCL 6
10 tan
   ×
   tan⁻¹
```

Dessins L. Delpanque

(suite de la page 143)

```
     STO 7            RCL 7
     CHS              sin
     RCL 1            RCL 6
     +                sin
     ENTER ↑          ÷
     COS              sin⁻¹
     RCL 3            3
20   —                6
     x ≶ y            0
     sin          40  ÷
     ÷                RCL 4
     tan⁻¹            ×
     2                RCL 2
     0                ×
     x ≶ y            6
     x < y            0
     GTO 01           ÷
30   R/S          48  GTO 00
```

Mode d'emploi

Pour ce type de machine, une partie des calculs préliminaires doivent être faits « à la main ».

1) Si on connait T (en minutes) le mettre en STO 2, l'élever au carré, faire :
3 1/x CHS y^x 19.27 × STO 3
Si on connait H (en km) faire 6371 ↑↑, écrire H, faire + et ÷, STO 3, LAST x, 330.6 ÷, 1.5 y^x STO 2.

2) Faire RCL 2, .25424 × STO 5.

3) Mettre I en STO 6, L1 en STO 1.

4) Faire : l_1 sin, I sin, ÷, sin⁻¹, 360 ÷, STO 7, RCL 5 ×, l_2 + l_1 tan, I tan ÷, sin⁻¹, —, CHS et L2 +, puis STO 0.

5) Écrire l'heure du lancement sous la forme HH.MM faire → H, RCL 2 STO × 7, x ⇄ y, RCL 7, 60 ÷, —, → H.MS, le noter par écrit (Do), → H,60 × CHS, écrire l'heure à partir de laquelle on veut effectuer l'observation en HH.MM, faire → H, 60 ×, +, écrire le nombre de jours écoulés entre les deux dates, ENTER → 1440 ×, +, et RCL 2 ÷, INT STO 4 GSB01.

La première valeur de α observable apparait. Faire R/S. Apparait en décimal, le nombre d'heures écoulées depuis Do. A partir de là, il faudra retrancher 24 autant de fois que possible, ce qui donnera le nombre de jours écoulés, et le reste, après avoir fait H.MS donnera l'heure exacte de l'observation. Faire R/S, la machine donnera une nouvelle valeur de α observable, etc.

Exemple

Le 18/12/79 à 12 h 12 TU (temps universel), la station « Saliout 6 » est passée à la verticale de la base de Tyuratam (virtuellement, tout se passe donc comme si un lancement avait eu lieu à ce moment-là, ce qui permet d'utiliser notre programme). Calculons les dates de passage et les hauteurs pour Tours (47,5° N, 0,7° E) ce même jour, à partir de 12 h 12.

Base de Tyuratam : (45,9° N, 63,3° E).

Saliout 6 : H 346 km
T 91,457 mn
I 51,6°.

Sur Texas : entrer, au choix, 346 en A ou 91,457 en B, puis 51,6 en C, puis 45,9 R/S, puis 63,3 R/S, puis 1218.1979 en D, 1218.1979 R/S, 12.12 R/S, 12.12 R/S, 47,5 R/S et 0,7 R/S.

Apparait la première valeur de α observable : 78°. Faire R/S : 0 apparait, donc aucun jour ne s'est écoulé et on est toujours le 18/12. Faire R/S : 16,47 apparait, soit 4 h 47 mn de l'après-midi. En faisant R/S, la machine détermine une nouvelle valeur de α, etc. Procéder comme plus haut.

Sur HP : Procéder suivant le mode d'emploi, on doit aboutir aux mêmes valeurs : α autour de 78° et l'écart de temps égal à 4,9 heures, donc l'observation s'effectue 4,9 heures après Do (11 h 55 mn), soit aux environs de 4 h 47 mn de l'après-midi.

Pierre KOHLER
Programmation Daniel FERRO □