

DECODAGE DES FICHIERS TLE POUR L'EXTRACTION DES ELEMENTS ORBITAUX.

Madani Yssaad Habib⁽¹⁾, Rached Djaaffar⁽²⁾,

(1) Laboratoire LTE, département de Génie mécanique, ENSET Oran, Algérie. habib.yssad@yahoo.fr

(2) Département de physique, Faculté des Sciences, Université des Sciences et de la Technologie d'Oran, Algérie. djaaffar31@yahoo.fr

Résumé - Nous présentons dans cet article un logiciel de décodage des fichiers TLE¹, fournis par le NORAD², pour l'extraction des éléments orbitaux qui sont les paramètres indispensables à toute prévision de passage des satellites défilants tel que la série NOAA³.

Une fois ces éléments extraits, ils seront injectés comme paramètres d'entrée dans l'algorithme de prévision qui calculera l'élévation et l'azimut que devra avoir une antenne parabolique pour pointer le satellite lors de son passage au-dessus la station de réception des images satellitaires.

Mots-clés : Satellites NOAA – fichiers TLE - Eléments orbitaux - Prévision et Poursuite des satellites – Station de réception, Propagateur SGP4.

Abstract - We present in this paper a decoding software of TLE files for extraction of the orbital elements which are essential to any passage prevision and localization of the satellites. Once these elements extracted, they will be injected as input parameters in the prevision propagator algorithm which will calculate the elevation and the azimuth that must have the parabolic antenna to point the satellite at the time of its passage above the ground station.

Keywords: NOAA Satellites –TLE files - Orbital elements - prevision and tracking satellites – Ground station, SGP4 propagator.

1. INTRODUCTION

Les applications des images satellite ont été considérablement développées ; elles sont devenues essentielles, non seulement pour la météorologie, mais aussi pour la surveillance du climat, des océans, des surfaces continentales et de l'atmosphère, etc....

Pendant l'acquisition de ces images, l'antenne de réception doit suivre le satellite durant tout son passage au-dessus de la station ; pour cela, deux étapes doivent être exécutées :

- La prévision de la position du satellite.
- La poursuite du satellite par l'antenne.

Pour réaliser ces deux étapes, nous devons disposer d'un logiciel qui assure la prévision de passage du satellite, et d'une interface matérielle chargée d'effectuer l'asservissement du moteur de l'antenne sur le plan horizontal (variation de l'azimut) et sur le plan vertical (variation de l'élévation).

¹ Two Lines Elements

² NORth American Air Defense

³ National Oceanic and Atmospheric Administration

2. LES SATELLITES POLAIRES [1]

Ces satellites sont dits polaires ou défilant car leur orbite passe par les pôles.

Leur période de révolution d'environ 102 minutes leur permet de balayer la totalité du globe deux fois par jour.

Certains satellites comme la série NOAA ont de plus des orbites héliosynchrones, c'est à dire que le satellite survole une latitude donnée à une heure solaire locale sensiblement constante d'une révolution à l'autre. Les prises de vue des mêmes endroits sont donc effectuées pratiquement dans les mêmes conditions au cours de chaque passage.

2.1. Les satellites NOAA et leurs modes de transmission:

Six satellites NOAA sont en orbite (à environ 850 Km d'altitude) avec deux modes de transmission [2]:

Le mode APT⁴ :

- Les transmissions sont effectuées à la vitesse de 120 lignes par minute.
- Le mode de transmission est analogique.
- La transmission est constituée de 2 images côte à côte, dans 2 spectres différents:
 - Une image Infrarouge et une image visible en période diurne (excepté NOAA17 qui transmet 2 images visibles)
 - Deux images infrarouges en période nocturne.
- Résolution spatiale de 4.0 Km

Mode HRPT⁵

- Les transmissions sont effectuées à la vitesse de 360 lignes par minutes.
- Le mode de transmission est numérique.
- La transmission est constituée de 5 images en mode multiplexé
 - 2 images dans le spectre visible
 - 3 images dans le spectre infrarouge
- Résolution spatiale de 1.1 Km

Satellite	Fréquence APT	Fréquence HRPT	Lancement
NOAA12	137.500 MHz	1698 MHz	14/05/91
NOAA14	137.620 MHz	1707 MHz	30/12/94
NOAA15	135.500 MHz	1702.5 MHz	13/05/98
NOAA16	137.620 MHz	1698 MHz	21/11/00
NOAA17	137.620 MHz	1707 MHz	24/06/02
NOAA18	137.9125MHz	1707 MHz	20/05/05

Tableau 1 : Fréquences de transmission des satellites NOAA

3. MODELES ET ALGORITHMES DE PREVISION

3.1. Le modèle képlérien idéal et son insuffisance [3] :

Ce modèle suppose que la Terre est un point dans l'espace, et que le soleil et la lune n'ont aucune influence sur la trajectoire du satellite. L'orbite du satellite est considérée comme une ellipse parfaite dont l'orientation dans l'espace est fixée, alors que la Terre tourne dessous.

Les perturbations qui font dévier un satellite de son orbite képlérienne idéale sont causées en grande partie par la distribution non homogène de la masse de la Terre, mais aussi par la traînée atmosphérique, l'influence de la lune et du soleil, ainsi que par la pression radiale du soleil.

⁴ Automatic Picture Transmission

⁵ High Resolution Picture Transmission

Si ces effets sont ignorés et que l'orbite est propagée en utilisant seulement les lois de Kepler et la mécanique classique, l'erreur sur la prévision serait évidente au bout de 2 à 3 h .

3.2. Le propagateur SGP4⁶ [4][5][6] :

Les données fournies dans les fichiers TLE, décrits ci-dessous, constituent des valeurs "moyennes" des différents éléments orbitaux.

Les perturbations qui font dévier un satellite de son orbite képlérienne idéale sont causées en grande partie par la distribution non sphérique de la masse de la Terre et la traînée atmosphérique. Le propagateur SGP4 en prend compte.

Ces effets perturbateurs sont modélisés par une technique dite de variation de paramètres, où les paramètres changés sont les éléments orbitaux.

SGP4 utilise un modèle géopotentiel de 3^{ème} ordre pour décrire la distribution de la masse terrestre. Il inclut le bourrelet équatorial et le fait que la masse de la Terre soit plus importante du côté de l'hémisphère sud.

Il utilise un modèle géopotentiel de 4^{ème} ordre qui inclut une déviation additionnelle au niveau de la masse terrestre moins importante que celle du 2^e et 3^e ordre. SGP4 modélise la densité de la haute atmosphère terrestre en utilisant la 4^e puissance de l'altitude orbitale en utilisant un coefficient pseudo-ballistique fourni par les TLE, normalisé pour l'altitude orbitale et le profil de densité atmosphérique du moment.

4. LES ÉLÉMENTS ORBITAUX À DEUX LIGNES [7]

Les grands organismes du domaine spatial (NASA⁷ et NORAD) utilisent pour le suivi de tout objet spatial volant un codage. C'est un code à 2 lignes permettant après exploitation la localisation de l'objet, avec d'autant plus de précision que ce code est récent, ce qui nécessite une mise à jour régulière.

Ce sont des fichiers utilisés systématiquement pour la prévision de passage des satellites et le suivi de leur trajectoire.

4.1. Description détaillée des TLE[8]

Les données de l'orbite d'un satellite peuvent se résumer en un groupement de trois lignes dont deux contiennent des valeurs numériques définissant les paramètres de son orbite.

Voici le format employé et la signification de chaque composante :

```
AAAAAAAAAAAAAAAAAb.bc.cd.de.efRRRKMxkm  
1gggggUhhiiijjkklll.lllllll±.mmmmmmmm±nnnnn-n ooooo-opqqqr  
2gggggsss.ssstt.tttuuuuuuuvvv.vvvvwww.www xx.xxxxxxxxxxyyyyz
```

La ponctuation et l'emplacement des caractères sont très importants.

± indique que ce paramètre peut être positif ou négatif (le signe + peut être omis).

Ligne 0 :

AAAAAAAAAAAAA : Nom du satellite

b.b : Longueur en mètres.

c.c : Largeur en mètres.

d.d : Hauteur en mètres

e.e : Magnitude standard (vu à 1000 km et illuminé à 50%)

f : Méthode ayant déterminé la magnitude standard : d = calcul selon dimensions, v = observation visuelle

RRR : Section équivalente radar en mètres carrés

KM : Altitude à l'apogée

km : Altitude au périégée

⁶ Simplified General Perturbations

⁷ National Aeronautics and Space Administration

Ligne 1 :

ggggg : Numéro de catalogue U.S.Space Command (ou NORAD)
U : Classification. Ici U veut dire "Unclassified" = non secret
hh : Désignation internationale - 2 derniers chiffres de l'année de lancement
iii : Désignation internationale - numéro du lancement dans l'année
jjj : Désignation internationale - 1 à 3 lettres désignant une pièce du lancement
kk : 2 derniers chiffres de l'année où ces éléments ont été déterminés
lll.lllllll : Jour et fraction de jour de l'année où ces éléments ont été déterminés
±.mmmmmmm: Moitié de la dérivée première du mouvement moyen (accélération ou la décélération du satellite)
±nnnnn-n : Sixième de la dérivée seconde du mouvement moyen (rév./jour au cube)
ooooo-o : Coefficient pseudo-ballistique utilisé par le propagateur SGP4 calculé comme étant la moitié du produit du coefficient ballistique de l'objet et de la densité de l'atmosphère au niveau de la mer.
p : Type d'éphéméride
qqqq : Numéro du set d'éléments
r : Checksum (Modulo 10)

Ligne 2 :

ggggg : Numéro de catalogue U.S. Space Command (ou NORAD)
sss.ssss : Inclinaison de l'orbite par rapport à l'équateur terrestre (en degrés)
ttt.tttt : Ascension droite du noeud ascendant de l'orbite (en degrés)
uuuuuuu : Excentricité (pas de point décimal)
vvv.vvvv : Argument du périégée (en degrés)
www.www : Anomalie moyenne (en degrés)
xx.xxxxxxxx : Mouvement moyen (révs/jour)
yyyyy : Numéro de révolution au moment où ces éléments ont été déterminés
z : Checksum (Modulo 10)

5. LES ELEMENTS ORBITAUX NECESSAIRES A LA DETERMINATION DE LA TRAJECTOIRE D'UN SATELLITE [9][10]

5.1. L'époque :

Cette variable n'est pas un élément orbital à proprement parler; mais il est nécessaire d'avoir une référence dans le temps afin d'indiquer à quelle date les éléments suivants sont valides.

Elle se compose d'une partie entière, parfois précédée par l'année en cours et d'une partie décimale. Considérons les éphémérides suivantes avec une époque de référence = 06109.94872127

- 06 représente l'année 2006.
- 109 représente le jour 109 de 2006 qui correspond au 19 Avril de 2006.
- La partie fractionnaire .94872127 représente la fraction du jour .

1 jour = 24 h = 1440 minutes donc :

0.94872127 jour donne en minutes : $0.94872127 * 1440 = 701.586288$ mn.

Les décimales ne sont pas prises en compte : 701 mn donne $701/60 = 11$ h 41 mn.

5.2. L'anomalie moyenne :

Ce terme situe l'endroit où se trouve le satellite sur le parcours de son orbite et représente le temps écoulé à partir du périégée.

- Une anomalie moyenne de 0 indique que le satellite se trouve au périégée au début de son orbite.
- Une anomalie moyenne de 128 indique que le satellite se trouve à l'apogée.
- Une anomalie moyenne de 255 constitue une fin d'orbite près du périégée.

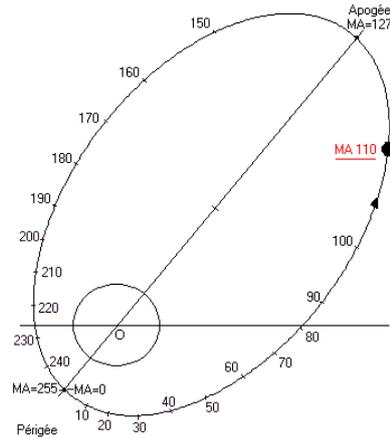


Fig.1 : Anomalie moyenne dans une orbite elliptique

5.3. Le mouvement moyen :

Donne le nombre d'orbites réalisées par jour.

5.4. L'inclinaison :

C'est l'angle compris entre le plan de l'orbite et le plan de l'équateur terrestre.

- Une inclinaison de 90 degrés indique une orbite polaire.
- Une inclinaison de 0 degré indique une orbite équatoriale.

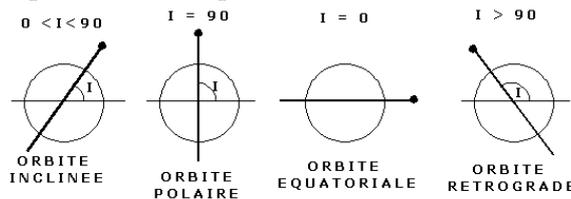


Fig.2 : Les différents cas d'inclinaison

5.5. L'excentricité :

Ce terme indique le degré d'aplatissement d'une orbite elliptique.

- Si "e" = 0, l'orbite est un cercle parfait.
- Si "e" est comprise entre 0 et 1, l'orbite représente une ellipse.
- Si "e" = 1, l'orbite est une parabole.
- Si "e" > 1, l'orbite est une hyperbole.

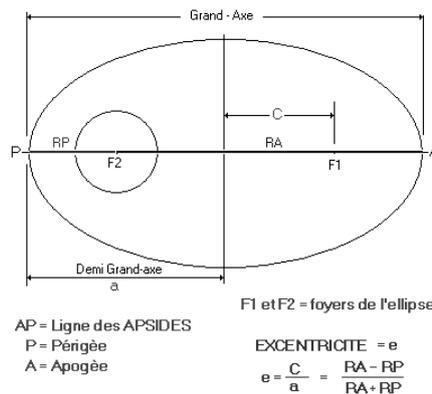


Fig.3 : Paramètres pour le calcul de l'excentricité

5.6. Le demi grand axe :

Il représente la moitié du grand axe. Sur la figure 3, il est égal à PA/2.

Avec l'excentricité, le demi grand axe permet de décrire la forme de l'orbite et de par la 3^{ème} loi de KEPLER, calculer la période de révolution.

$$\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{GM} \quad (1)$$

5.7. L’argument du périégée :

Noté ω_0 sur la figure 4, il représente l'angle, pris au centre de la terre, mesuré dans le plan orbital, dans la direction du mouvement du satellite entre l'équateur (au noeud ascendant) et le périégée. Un argument du périégée entre 0 et 180 degrés indique que l'apogée se situe dans l'hémisphère sud. Un argument du périégée entre 180 et 360 degrés, indique que l'apogée se situe dans l'hémisphère nord.

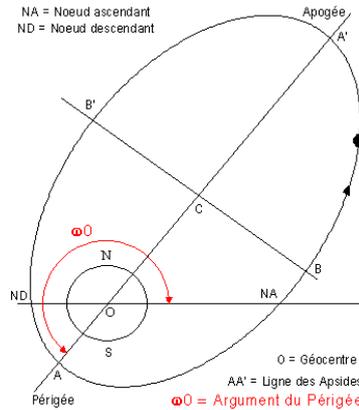


Fig.4 : L’argument du périégée dans une orbite elliptique.

5.8. L’ascension droite du noeud ascendant :

Détermine l'orientation de l'axe des nœuds par rapport à une direction de référence (point vernal). En pratique, on positionne souvent le plan de l'orbite à partir de la longitude du noeud ascendant, à une date donnée (ce qui revient à fixer l'orientation du plan orbital par rapport à l'axe vernal).

6. PRESENTATION DU LOGICIEL DE DECODAGE

Nous avons réalisé un logiciel d’extraction des éléments orbitaux du satellite à partir des fichiers TLE, en C++ sous Windows, sur plateforme PC. Les fichiers TLE sont périodiquement récupérés à partir du site du NORAD, et décodés de telle manière à donner les paramètres orbitaux suivants :

- Le numéro de référence du satellite
- Instant de référence (date et heure à laquelle ces éléments orbitaux ont été calculés)
- Dérivée du mouvement moyen
- Dérivée seconde du mouvement moyen
- Le coefficient pseudo balistique
- L’inclinaison
- L’Ascension droite du nœud ascendant
- L’excentricité de l’orbite
- L’argument du périégée
- L’anomalie moyenne
- Le mouvement moyen

6.1. La liste des satellites utilisés :

Chaque satellite a ses propres éléments orbitaux ; dans notre logiciel, nous ne proposons que les satellites NOAA listés ci-dessous :

- TIROS N
- NOAA 6
- NOAA 9

- NOAA 10
- NOAA 11
- NOAA 12
- NOAA 14
- NOAA 16
- NOAA 17
- NOAA 18

Cependant, cette liste peut être étendue à tous les satellites mis en orbite, pour cela il suffit juste de télécharger le fichier TLE adéquat, en changeant l'adresse du site lors de la mise à jour.

6.4. L'extraction des paramètres orbitaux :

Il est d'abord nécessaire de choisir un satellite dans le menu déroulant, comme il est montré dans la figure 7. Dès que le satellite est sélectionné, les deux lignes correspondantes sont affichées dans la zone n°3 de l'interface.

Dans l'exemple montré ci-dessous, nous avons sélectionné le satellite NOAA14 :



Fig.5: Affichage des deux lignes correspondant orbitaux du satellite sélectionné

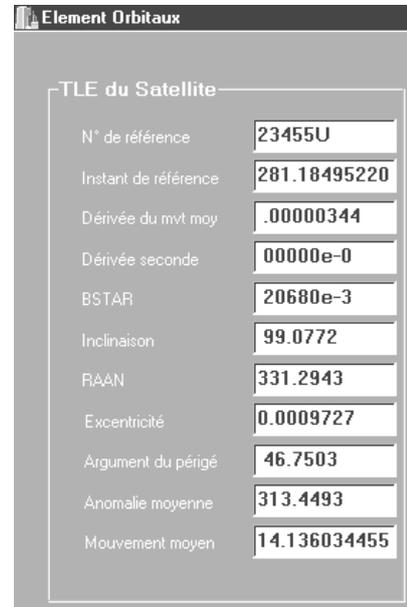


Fig.6 : Extraction des paramètres satellite

En cliquant sur le bouton « Calcul des éléments orbitaux », les deux lignes correspondantes au satellite choisi seront décodées et les éléments orbitaux du satellite seront affichés dans une nouvelle fenêtre (figure 6).

Une fois ces paramètres disponibles, il est possible de faire appel au propagateur SGP4, pour calculer la position du satellite ainsi que sa vitesse dans le repère ECI⁸, et d'en déduire par la suite l'élévation et l'azimut que devra avoir l'antenne pour pointer le satellite et le suivre en temps réel, pour l'acquisition des signaux images transmis.

⁸ Earth centered inertial

7. CALCUL DE LA POSITION DE L'ANTENNE

Ayant à disposition les paramètres orbitaux, il est possible de faire appel au propagateur SGP4 qui nous fournit la position et la vitesse du satellite dans le repère ECI qui est défini comme suit:

- Axe z : Axe de rotation de la terre.
- Axe x : Pointe l'équinoxe vernal
- Axe y : Complète le système orthogonal.

Nous devons aussi définir la position de la station de réception dans le même repère (ECI) pour pouvoir calculer le vecteur distance entre le satellite et la station : r_x, r_e, r_z

Les coordonnées de ce vecteur doivent être converties dans le repère topocentrique [12] :

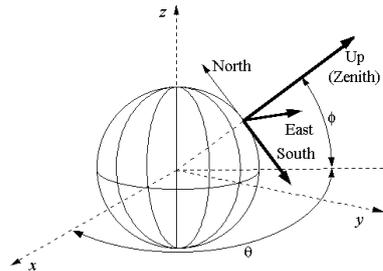


Fig.7 : Repère de l'horizon topocentrique

Pour cela, il faut faire:

1. Une rotation d'angle θ autour de z
2. Une rotation d'angle ϕ autour de y.

Les coordonnées de $[r_x, r_y, r_z]$ deviennent :

$$r_s = \sin \phi \cos \theta r_x + \sin \phi \sin \theta r_y - \cos \phi r_z \quad (2)$$

$$r_e = -\sin \theta r_x + \cos \theta r_y \quad (3)$$

$$r_z = \cos \phi \cos \theta r_x + \cos \phi \sin \theta r_y + \sin \phi r_z \quad (4)$$

La distance entre le satellite et l'antenne:

$$r = \sqrt{r_s^2 + r_e^2 + r_z^2} \quad (5)$$

L'élévation est donnée par :

$$EL = \sin^{-1} \left(\frac{r_z}{r} \right) \quad (6)$$

Et l'azimut par :

$$Az = \tan^{-1} \left(\frac{-r_e}{r_s} \right) \quad (7)$$

8. CONCLUSION

Pour la réception des images satellitaire, la position du satellite doit être connue en temps réel, pour que l'antenne puisse se positionner automatiquement, et procéder à la poursuite en site en azimut durant toute la période de visibilité du satellite.

L'algorithme SGP4 nécessite comme paramètres d'entrée, la disponibilité des éléments orbitaux fournis dans les TLE. A partir de ces données, et en appliquant les lois gravitationnelles, le propagateur calcul la position et la vitesse du satellite dans le repère ECI, en prenant en compte la traînée atmosphérique qui freine le satellite sur sa trajectoire, et la distribution non uniforme de la terre.

Les résultats doivent être convertis dans le repère topocentrique afin de calculer sa position par rapport à l'emplacement de la station et d'en déduire l'élévation et l'azimut que devra avoir l'antenne pour pointer le satellite.

Le logiciel que nous avons développé et présenté, nous a permis de télécharger les fichiers TLE et d'en extraire tous les éléments orbitaux indispensables aux algorithmes de prévision.

NOMENCLATURE :

- a: Demi grand axe de l'ellipse (m)
- i : Inclinaison de l'orbite du satellite par rapport au plan équatorial (°)
- e : Excentricité de l'orbite
- ω_0 : argument du périhélie (°)
- φ : Latitude de la station de réception (°)
- θ : Longitude de la station de réception (°)
- $[r_x, r_y, r_z]$: Vecteur distance entre le satellite et la station dans le repère ECI (m)
- $[r_s, r_E, r_Z]$: Vecteur distance entre le satellite et la station dans le repère de l'horizon topocentrique (m)
- r : Distance entre le satellite et la station (m)
- EL : Elévation de l'antenne (°)
- Az : Azimut de l'antenne (°)

REFERENCES :

- [1] : P. Kenneth Seidelmann "the Explanatory Supplement to the Astronomical Almanac", University Science Books (août 1992) - Ed Edition - Page 50
- [2] : Eldon J.Oja "Project Atmosphere Teacher's Guide's" Projet Atmosphère Canada – satellites météorologiques – septembre 2004.
- [3] : Hoots, F.R., "A Short, Efficient Analytical Satellite Theory". AIAA Paper No. 80-1659, August 1980.
- [4] : Brouwer, D., "Solution of the Problem of Artificial Satellite Theory without Drag", *Astronomical Journal* 64, 378—397, November 1959.
- [5] : Hilton, C.G. and Kuhlman, J.R., "Mathematical Models for the Space Defense Center", Philco-Ford Publication No. U-3871, 17—28, November 1966.
- [6] : Hujsak, R.S., "A Restricted Four Body Solution for Resonating Satellites with an Oblate Earth", AIAA Paper No. 79-136, June 1979.
- [7] : <http://www.educnet.educatio.fr/orbito.htm>
- [8] : http://artemis.univ-mrs.fr/cybermeca/formcont/mecaspa/code_tle/code_tle.htm
- [9] : Institut National Agronomique Paris-Grignon, Département Agronomie-Environnement, UFR Dynamique Des Milieux Et Organisations Spatiales, cours de télédétection.
- [10] : Félix Perosan, « Orbitographie précise de satellites en orbite basse », Journée thématique « Galileo et la science », 11/06/04, CNES, Paris
- [11] : Valery LAINEY « Théorie dynamique des satellites galiléens » Thèse de doctorat présentée L'OBSERVATOIRE DE PARIS. Spécialité : Dynamique des systèmes gravitationnels – 2002.
- [12] : T.S. Kelso, "Orbital Coordinate Systems", *Satellite Times Journal*, November/December 1995