Informatique

T.P. « NASA »

Pierre Le Fur
Institut Supérieur d'Electronique de Méditerranée
place G. Pompidou 83000 Toulon
(plefur@isem.tvt.fr ou Pierre.Le-Fur@wanadoo.fr)

Résumé : Si « manipuler » est le maître mot des programmes de physique du secondaire, il n'est pas toujours possible de mettre dans une salle de T.P. l'objet de notre étude. Comment faire tourner un satellite autour de la Terre dans une salle de 100 m^3 ?

Le mot « simuler » s'impose donc à notre esprit. Attention ! Une simulation n'est pas la « réalité » et faire jouer les élèves avec un logiciel mérite une réflexion sur les objectifs à atteindre. On ne peut pas espérer « redécouvrir » les lois de la physique, on peut au plus vérifier que celles-ci font partie intégrante du programme fonctionnel de la simulation. Mais surtout, l'objectif majeur devient l'illustration des effets de ces lois, celles-ci étant admises, la simulation devenant l'image de la réalité.

Mots-clefs : ORDINATEUR - SIMULATION - SATELLITE

Introduction

Fixer dans l'esprit des élèves des images exactes de la réalité physique constitue un objectif scientifiquement secondaire mais pédagogiquement primordial. En particulier lorsque cette illustration logicielle ressemble à un jeu « 3D » auquel nos « têtes blondes » s'adonnent à longueur de temps, on peut alors espérer : simuler, simuler, il en restera toujours quelque chose ?

Je vous propose de nous éloigner de notre belle planète bleue et d'observer la ronde des satellites artificiels… en restant confortablement assis. Y a-t-il un ordinateur relié à Internet dans la salle ? Si non, arrêtez de lire cet article. Si oui, vous êtes autorisés à quitter provisoirement des yeux cette feuille pour mettre en fonctionnement votre fidèle compagnon électronique pourvu qu'il soit équipé d'un navigateur Internet permettant la visualisation de programmes « JAVA ».

Le site gratuit (!) à atteindre est celui de la NASA (http://liftoff.mfsc.nasa.gov/→tracking→ 3D) qui répond à l'adresse fort simple de :

http://liftoff.msfc.nasa.gov/realtime/jtrack/3d/JTrack3D.html
ou, plus récemment à:
http://science.nasa.gov/realtime/jtrack/3d/JTrack3D.html

Respectez la typographie majuscule-minuscule et la syntaxe, sous peine d'un échec lors du lancement de votre fusée virtuelle…La merveilleuse habitude d'une syntaxe grammaticale et d'une orthographe correcte acquise (?) dans les matières littéraires a du bon.
Après quelques secondes, apparaît une fenêtre dans laquelle une magnifique Terre bleue et verte est dessinée. Rapidement, 500 points lumineux viennent entourer notre bon vieux globe. Maintenant suivez le guide…

Une concrétisation 3D de la réalité satellitaire
Un clic gauche maintenu de votre souris… et vous voyez le nuage de points lumineux,

comme la Terre s'orienter à votre guise. Ce spectacle 3D est plus joli en pleine page …Entraînez vous à utiliser VIEW→ZOOM IN ou OUT.

Le temps s'écoule…et les satellites bougent. Deux groupes distincts sont identifiables ; une nuée de « rapides » très proche du globe et une couronne nettement plus lointaine de « lents ». Pour mieux appréhender l'ensemble, utilisez le menu OPTIONS →TIMING X100, pour accélérer la visualisation du phénomène. Rafraîchir l'image toutes les ½ secondes avec OPTIONS→UPDATE RATE→ ½ s.

Devinettes faciles…
Comment la NASA désigne-t-elle la station spatiale internationale ?
Quel groupe correspond aux satellites « géo-stationnaires » ?
La Terre tourne-t-elle sur elle-même dans ce référentiel de visualisation ? (Corollairement, ce référentiel est-il terrestre ou géocentrique ?)

Attention pour la suite, ne touchez pas au menu VIEW, qui doit impérativement rester sur ORBIT PATH.

Changeons de référentiel. A l'aide du menu SATELLITE→CENTER , observez le mouvement de cette noria céleste, vue d'un point à la verticale de la STATION spatiale internationale. Observez le mouvement relatif de la Terre « sous les pieds des astronautes ».

Sélectionnons un autre satellite (après être sorti du menu SATELLITE→CENTER afin de retrouver le référentiel géocentrique). Pour cela, cliquez avec la souris un « géostationnaire ». Que constate-t-on pour le mouvement relatif de la Terre après avoir choisi comme nouveau référentiel ce satellite géostationnaire grâce à SATELLITE→CENTER ?

Le modèle de l'orbite circulaire

Revenons au référentiel *géocentrique…* …pour ce dernier objet géostationnaire (ex : Intelsat 804) et plaçons sa trajectoire dans le plan d'observation de l'écran par rotation de l'image avec clic gauche maintenu jusqu'à obtenir une coloration rouge uniforme de sa trajectoire dévoilant du même coup sa planéité. Cette trajectoire fermée semble bien circulaire et l'observation du globe terrestre indique qu'elle se trouve contenue dans le plan équatorial.

« Mesurons » l'altitude en fonction du temps… …en utilisant VIEW→ SATELLITE POSITION, la donnée de l'altitude z (en km) apparaît. Après avoir accéléré une nouvelle fois le mouvement (OPTIONS →TIMING X1000), relevez les valeurs extrémales de z.
Calculez les rayons extrémaux rmax, rmin sachant que le rayon terrestre moyen R_T vaut 6378 km. Calculez le rayon moyen r et la variation relative (rmax- rmin)/2r. On pourra en déduire avec quel pourcentage d'erreur on peut assimiler la trajectoire à un cercle.
On admet bien sûr que le logiciel donne les valeurs vraies de z Nous sommes rassurés : ils tournent rond.

Mouvement simulé et loi de Képler

Modèle cinématique.

Ce programme JAVA ne procède pas par intégration des équations différentielles du mouvement découlant de l'application du principe fondamental de la dynamique et des conditions initiales position-vitesse. C'est un modèle cinématique où chaque satellite est associé à des fonctions du type r, θ, ϕ du temps issus de modèles numériques dont les paramètres fondamentaux sont réactualisés régulièrement en fonction des observations du réseau de surveillance radar « NORAD » (données « two lines »).
Il semble donc justifié de vouloir « redécouvrir » les lois de Képler, conséquences du P.F.D., à partir de la simulation.

La 3ème loi de Képler

Préparons un tableau EXCEL à 8 colonnes. Remplissons les 4 premières colonnes (nom du satellite, zmax, zmin, période T) à l'aide de la simulation. A cette fin, on sélectionnera plusieurs satellites de rayons d'orbite différents à l'aide de SATELLITE→SELECT. Par exemple Station, GPS BIIA-20, Spot4, Intelsat 804.

Cherchons à déterminer le fameux rapport T^2/a^3, où a vaut ici le rayon moyen r de l'orbite.

Voici un exemple de résultats :

nom du satellite	hmax	hmin	T	T	a=hmoyen +R_T	$\Delta a/2a$	T^2/a^3 (usi)
ISS (STATION)	409 km	386 km	1h:32min:20s	0,0641204 j	6775,5 km	0,17%	9.867E-14
GPS BIIA-20	20524	19862	11:57:57	0,4985764	26571	1,25%	9,892E-14
SPOT 4	853	827	1:41:24	0,0704167	7218	0,18%	9,843E-14
Intelsat 804	35800	35771	23:56:07	0,9973032	42163,5	0,03%	9,905E-14

moyenne= **9,877E-14**

Variation 3 pour mille

La troisième loi de Képler est ainsi vérifiée, elle conduit à déterminer la masse de la Terre :

$$M_T = \frac{4\pi^2}{G\,9.877\,10^{-14}}$$

Avec G = 6.67 10^{-11} usi, on obtient M_T =5.99 10^{24}kg. Tout à fait cohérent avec les valeurs de la littérature : 5.976 10^{24} kg, soit un écart d'environ 2°/oo, compatible avec l'incertitude sur T^2/a^3 « mesuré ».

Vitesse et train satellitaire

Intermède

Après cet effort intellectuel et calculatoire, détendons nous en observant la marche des satellites de télécommunication de la "constellation" Iridium. A l'aide de SATELLITE →SELECT et de VIEW→ZOOM IN, suivons tout d'abord Iridium 22. Sélectionnez Iridium 23, puis 24 etc… jusqu'à 26. Amusant ?

Vitesse et période

Profitons de cette observation pour vérifier la relation vitesse/période (v/T) des Iridiums. Relevez la valeur de v pour ses satellites et comparez avec la relation de la mécanique :

$$v = \sqrt[3]{\frac{2\pi G M_T}{T}}$$

Y a-t-il accord ? (Voir annexe 1).

XMM ou une ouverture sur les programmes de 1ère année post-bac

Mouvement sur une orbite elliptique

Avec les menus SATELLITE→SELECT et de VIEW→ZOOM OUT, intéressons-nous au satellite XMM d'observation dans le domaine des rayons X. A l'aide de la souris et du clic gauche maintenu, amenons l'orbite dans le « plan de l'écran » -couleur rouge.

Comment la norme de la vitesse (VIEW→ SATELLITE POSITION) varie-t-elle avec l'altitude ?

Aspect quantitatif et conservation du moment cinétique

Notez les altitudes z d'apogée et de périgée puis calculez les distances r au centre de la Terre. A un deuxième passage (OPTIONS →TIMING X1000), relevez les valeurs des vitesses v correspondantes. Que constate-t-on pour le produit rv au périgée et à l'apogée ? Quel le pourcentage d'écart ? (Voir annexe 2).

Ce produit r.v reste-t-il constant en d'autres points de la trajectoire ? Pourquoi ?

Une idée pour un TP sur l'énergie

Pour une vingtaine de points sur l'orbite, on pourrait calculer la somme

$$-\frac{GM_T}{r}+\frac{V^2}{2}$$

correspondant à l'énergie totale de l'unité de masse du satellite. Que constaterait-on ? (Voir annexe 3).

Et le référentiel terrestre ?

Devinette supplémentaire :

Quelle est la projection de la trajectoire d'un géostationnaire sur le sol terrestre ? Sélectionnons Hot Bird 1, puis utilisons VIEW→GROUND TRACE en désélectionnant ORBIT PATH et centrons sur le satellite avec SATELLITE →CENTER. Qu'observe-t-on ? Choisissons maintenant Skynet 4A (ou LES 9) . Qu'observe-t-on ?

Rapprochons-nous de la Terre et observons la trace d'un GPS. Belle arabesque non ?

Satellites d'orbite basse et inclinaison

Sélectionnons SPOT 4, relevons la valeur « inclinaison », observons la trajectoire projetée ; passe-t-elle près du pôle ? Recommençons avec OAO 2 puis la Station ISS ; quelle est la latitude terrestre maximale (ou minimale) atteinte ? Y a-t-il une relation avec l'inclinaison ? (Voir annexe 4)

Nous observons là la fameuse « sinusoïde » visible sur le planisphère terrestre des salles de contrôle de Houston et autres Kourou, Baïkonour …

Nous voilà donc revenus sur Terre après bien des km parcourus. Que restera-t-il de ce voyage dans l'esprit de nos élèves ? Peut-être l'idée de repartir là haut ?… Mais certainement pas d'abandonner leur console de jeu au profit de « Nasa liftoff » !

En tout cas cette visite devrait constituer un apprentissage à l'exploitation méthodique quantitative ou qualitative de données Internet, à l'opposé d'un pillage aveugle et superficiel du contenu des « autoroutes de l'information ».

Alors, à vos souris et merci à la NASA !

Annexes

Annexe 1: Vitesse et période pour la "constellation" Iridium

On relève T = 1h 40min 24s pour une vitesse Vrelevée = 7.460 $km.s^{-1}$. La mécanique céleste donne la relation :

$$v=\sqrt[3]{\frac{2\pi GM_T}{T}}$$

Pour la vitesse sur une orbite circulaire. Soit numériquement Vmodèle = 7.473 $km.s^{-1}$. L'écart vaut moins de 2°/oo.

Annexe 2: Orbite elliptique et moment cinétique, pour XMM

On relève l'altitude et la vitesse à l'apogée et au périgée, points repérés par les valeurs extrémales de l'altitude z. Conjointement on relève la vitesse v en ces points. Puis on calcule le produit rv.

Altitude z (km)	Vitesse v (kms^{-1})	r (km)	rv (km^2s^{-1})
118 710	0,888	125 088	111 103
9 300	6,700	15 678	105 103

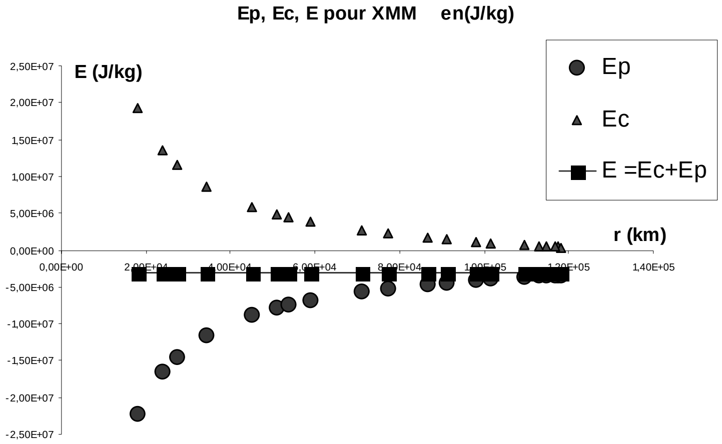
La variation relative du produit rv est donc de 5,5%. En multipliant les mesures on réduira cette valeur. La difficulté tient à repérer les z extrémales pour une vitesse v.

Annexe 3: **Orbite elliptique et énergie mécanique**

En utilisant la définition de l'énergie potentielle Ep de pesanteur par unité de masse et celle de l'énergie cinétique massique Ec, on peut construire un tableau [z, v, r, Ep, Ec, E=Ep+Ec]. Examinons les résultats pour XMM (les premières lignes du tableau), avec des valeurs d'énergie en Jkg^{-1} :

z (km)	v (kms-1)	r(km)	Ep	Ec	E
3,87E+04	3,42E+00	4,51E+04	-8,86E+06	5,86E+06	-3,00E+06
1,16E+04	6,20E+00	1,79E+04	-2,23E+07	1,92E+07	-3,10E+06
2,80E+04	4,15E+00	3,44E+04	-1,16E+07	8,61E+06	-2,99E+06
5,25E+04	2,76E+00	5,88E+04	-6,79E+06	3,80E+06	-2,99E+06

L'énergie totale reste constante, nous voilà rassurés ! En voici l'illustration graphique :



Le même travail fait pour « Chandra » ou « Polar » indique des valeurs d'énergie totale constantes mais différentes :

	CHANDRA	XMM	POLAR
E (Jkg-1)	-2,48E+06	-3,00E+06	-5,75E+06
période T	63h28min48s	47h52min58s0	17h56min12s
demi-grand axe a (km)	3,75E+04	3,11E+04	1,62E+04
E×a	-9,31E+10	-9,33E+10	-9,29E+10

La proportionnalité de l'énergie totale E avec l'inverse du demi-grand axe (obtenu par la loi de Képler) est prouvée par la constance du produit E×a à 2°/oo près.

Annexe 4: **Inclinaison et latitude maximale survolée**

Les deux valeurs sont confondues ; un « polaire » a une inclinaison (angle entre plan de l'orbite et équateur) proche de 90 ° et pourra survoler tous les points de la Terre (avec un peu de patience). Cette inclinaison est associée aux satellites d'observation, d'ailleurs très nombreux. Evidemment les géostationnaires ont une inclinaison proche de 0° mais sont d'orbites hautes.

Pour les orbites basses (inférieures à 500 km), seuls quelques satellites « exotiques » ont des inclinaisons moyennes comprises entre ces 2 extrêmes 0 et 90°. ISS fait partie de ceux là, pour des raisons de compromis entre coût de revient d'un tir et accessibilité de l'orbite depuis le plus grand nombre possible de pas de tir Notons que le télescope spatial Hubble (HST) est invisible sous nos latitude en raison de sa faible inclinaison (28,5°).

■