



Aux origines des satellites radioamateurs De Spoutnik aux éléments képlériens

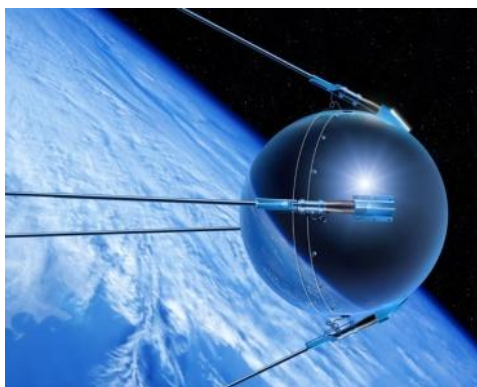
Michel – ON6QO

Le 4 octobre 1957, peu avant minuit heure de Moscou, une sphère métallique de 58 centimètres de diamètre quitte Baïkonour, dans la steppe kazakhe, à bord d'une fusée R-7. Quelques minutes plus tard, sur 20 et 40 MHz, un simple bip-bip est capté par des centaines de radioamateurs à travers le monde. Spoutnik 1 vient de naître, et avec lui l'idée - encore lointaine - qu'un jour des satellites pourraient être conçus spécifiquement pour notre service.

Avant de trafiquer par satellite, il vaut la peine de comprendre d'où vient l'aventure. Cet article retrace l'histoire des pionniers et présente les notions physiques qui permettent à un objet artificiel de tourner sans cesse au-dessus de nos têtes. Le trafic pratique en 2026 fait l'objet d'un article séparé, «Trafiquer par satellite en 2026 - guide pratique du débutant».

1. Spoutnik 1 : la nuit où le ciel a basculé

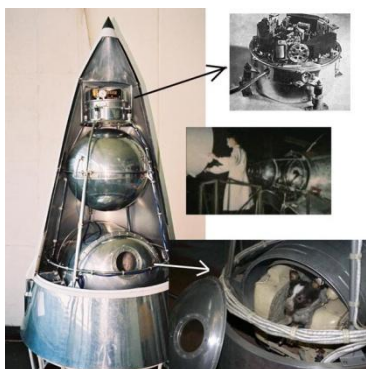
Le 4 octobre 1957, le cosmodrome de Baïkonour assiste au premier lancement réussi d'un objet artificiel en orbite autour de la Terre. Conçue par l'équipe de Sergueï Korolev, la sphère pesait 83 kg et tournait autour de notre planète selon une orbite elliptique allant de 230 à 950 km d'altitude, avec une période d'environ 98 minutes. Sa structure d'aluminium polie réfléchissait suffisamment la lumière pour qu'on puisse l'observer à l'œil nu juste avant l'aube et juste après le crépuscule.



Spoutnik 1

Le génie de la conception soviétique tenait moins à la performance qu'à la simplicité. Spoutnik 1 embarquait deux émetteurs alimentés par trois piles d'argent-zinc qui produiraient quotidiennement, pendant 22 jours, le célèbre signal alterné sur 20,005 MHz et 40,002 MHz - fréquences soigneusement choisies pour être reçues partout sur la planète par les radioamateurs équipés de récepteurs HF classiques. À sa façon, Spoutnik fut le premier programme de propagande radio à l'échelle planétaire : il suffisait d'écouter pour comprendre que quelque chose venait de changer.

Moins d'un mois plus tard, le 3 novembre 1957, Spoutnik 2 emportait la chienne Laïka. Le satellite pesait cette fois 508 kg ; il ne fut opérationnel que sept heures avant que le système thermique ne défaille - Laïka n'aura pas survécu au lancement. Le 15 mai 1958, après un premier échec le 3 février, Spoutnik 3 emporta enfin un compteur Geiger qui contribua à cartographier la ceinture de radiation de Van Allen, mise en évidence quelques mois plus tôt par les Américains.



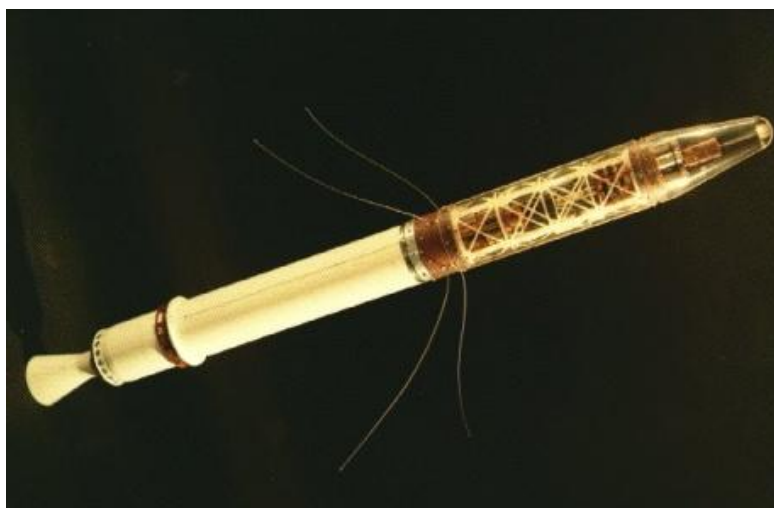
Spoutnik 2



Spoutnik 3

2. Explorer 1 : la réponse américaine

Le 1^{er} février 1958, depuis Cape Canaveral, les États-Unis lancent Explorer 1, première réponse à l'avance soviétique. Avec ses 13,97 kg dont 8,3 kg d'instrumentation scientifique embarquée - batteries comprises -, le satellite est un nain par rapport à ses cousins soviétiques. Son orbite est plus allongée : périégée à 358 km, apogée à 2 550 km, période de 114,8 minutes. La balise émet sur 108 MHz, fréquence qui ne tardera pas à dérouler des informations précieuses : c'est Explorer 1 qui confirmera l'existence des ceintures de radiation soupçonnées par James Van Allen.



Explorer 1

L'écart entre Spoutnik et Explorer est plus qu'un détail d'altitude ou de masse : c'est tout l'esprit d'une époque. Là où le Spoutnik soviétique cherchait l'effet de masse et la démonstration politique, Explorer cherchait la donnée scientifique. Les radioamateurs y trouveront leur compte dans les deux approches - la première démocratisant l'écoute du ciel, la seconde stimulant la curiosité technique.

3. OSCAR 1 : naissance du satellite radioamateur

C'est le 12 décembre 1961, depuis la base aérienne de Vandenberg en Californie, qu'apparaît le véritable ancêtre de tous nos satellites actuels : OSCAR 1, lancé comme passager d'un Discoverer XXXVI. L'acronyme OSCAR pour **O**rbiting **S**atellite **C**arrying **A**mateur **R**adio - donnera son nom à toute la lignée.

Pour la première fois, des radioamateurs ont conçu, construit et fait lancer leur propre satellite. Les chiffres sont modestes : 900 grammes, une balise CW unique de 140 mW émettant «HI HI» sur 144,983 MHz, une durée de vie en orbite de 22 jours. Mais l'impact est immense : plus de 600 rapports d'écoute parviennent à l'AMSAT (Radio Amateur Satellite Corporation) depuis 28 pays.



Oscar 1

Suivront 92 satellites OSCAR à travers les décennies, certains de simples balises, d'autres équipés de transpondeurs sophistiqués. Aujourd'hui encore, la numérotation OSCAR fait foi : un satellite reçoit son numéro lorsqu'il est mis en service et reconnu par AMSAT-NA. AO-7 (1974), QO-100 (2018), IO-117 (2022) en sont les héritiers directs.

4. RS-10/11 et RS-12/13 : l'âge d'or soviétique

Pour beaucoup d'anciens, les vrais débuts furent ceux des Radio Sputnik RS-10/11 et RS-12/13, en service dans les années 1980 et 1990. Leur principe était d'une élégante simplicité : uplink en VHF (145 MHz), downlink en 10 mètres (29 MHz). Le mode A, comme on l'appelait, permettait à des stations modestement équipées - une simple antenne quart d'onde en VHF, un dipôle décamétrique - d'établir des QSO en SSB ou CW via satellite. Bien des opérateurs ont vu leur carnet de log se garnir de centaines de QSO satellites grâce à cette génération.



RS3



RS10

C'est l'époque où il fallait entrer manuellement les éléments képlériens dans un logiciel comme InstantTrack pour calculer les prochains passages au-dessus de Ronse ou de Bruxelles. Ces éléments arrivaient par bulletin AMSAT ou par BBS packet, sous forme de deux lignes mystérieuses (TLE, Two-Line Elements). L'arrivée d'internet, des serveurs Celestrak et plus tard de l'AMSAT live status changera radicalement la donne.

5. Pourquoi Newton et Kepler nous concernent encore

Un satellite, qu'il soit naturel comme la Lune ou artificiel comme nos OSCAR, obéit aux mêmes lois universelles. Ces lois ont été formulées en deux temps. Johannes Kepler (1571-1630) a découvert empiriquement, à partir des observations méticuleuses de Tycho Brahe, les trois relations mathématiques qui régissent le mouvement des planètes. Isaac Newton (1643-1727) a ensuite démontré que ces relations découlaient d'un principe plus profond : la loi de la gravitation universelle.

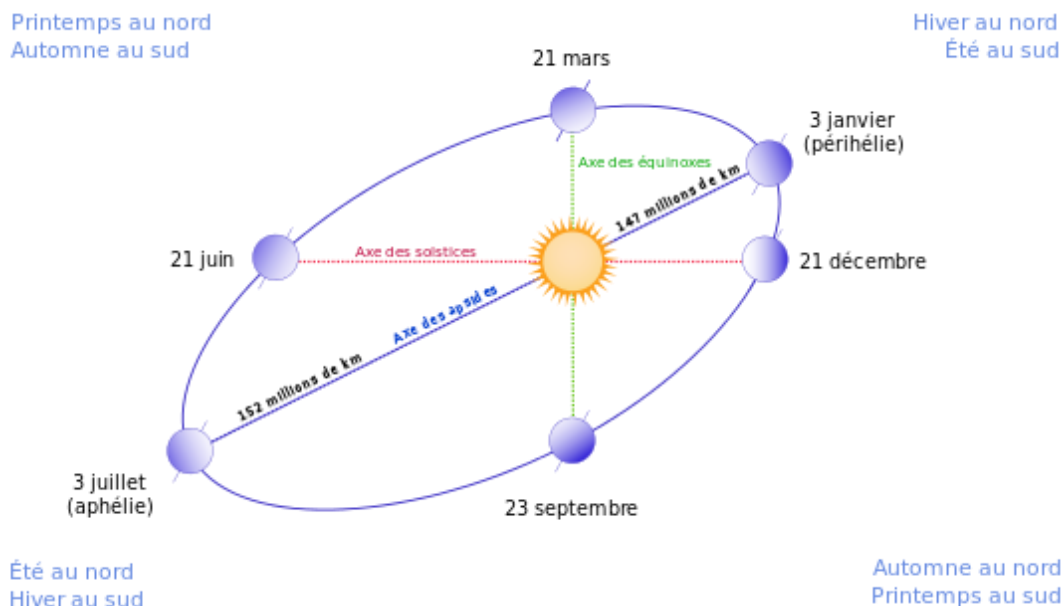
Cette loi tient en une phrase, qu'il faut connaître : deux corps quelconques s'attirent en raison directe du produit de leurs masses et en raison inverse du carré de la distance de leurs centres de gravité. C'est elle qui retient nos pieds au sol, qui produit les marées, qui maintient

la Lune autour de la Terre - et qui empêche AO-7 de partir dans le vide spatial cinquante et un ans après son lancement.

Pour un satellite en orbite stable, l'équilibre est subtil : sa vitesse de translation lui donne une trajectoire qui «manque continuellement» la Terre, exactement à la cadence où la gravité le tire vers nous. S'il était plus lent, il s'écraserait ; plus rapide, il s'échapperait. Cette vitesse d'équilibre dépend de l'altitude - environ 28 000 km/h en orbite basse (LEO, vers 400 km), un peu moins de 11 000 km/h en orbite géostationnaire (GEO, à 36 000 km).

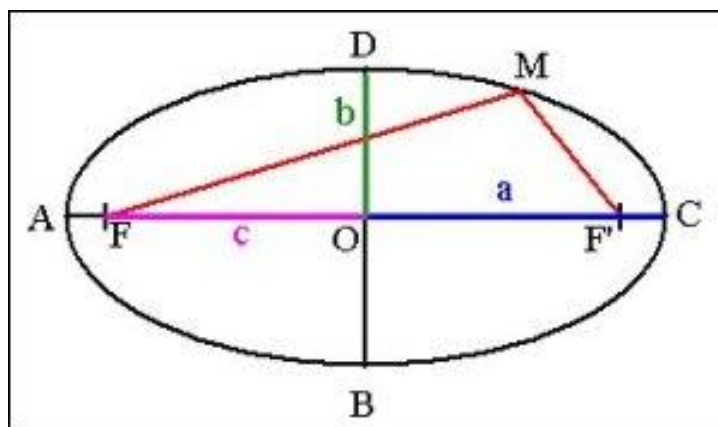
6. Les trois lois de Kepler

Première loi - chaque planète décrit une ellipse dont le Soleil occupe l'un des foyers. Pour nos satellites artificiels, c'est la Terre qui occupe ce foyer. L'orbite peut être très proche d'un cercle (orbite circulaire, comme celle de la Station spatiale internationale à environ 400 km d'altitude constante) ou très allongée (orbite elliptique, comme l'était celle d'OSCAR 13 avec un périégée à 1 500 km et un apogée à 36 000 km).



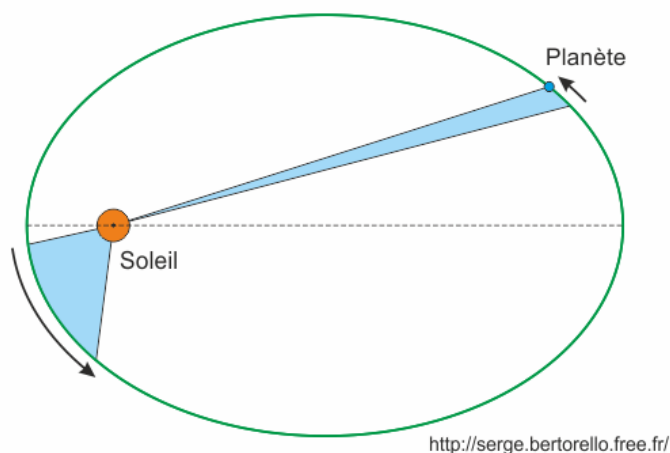
Position de la terre et du soleil

L'excentricité d'une orbite se calcule par la formule $e = c / a$, où c est la distance entre le centre de l'ellipse et un de ses foyers, et a la longueur du demi-grand axe. Pour un cercle parfait, $c = 0$ et donc $e = 0$. Pour l'orbite de la Terre autour du Soleil, avec un grand axe de 299 millions de km (152 + 147 millions de Kms), l'excentricité vaut à peine 0,0068 - autant dire que c'est presque un cercle. À l'autre extrême, une ellipse très allongée peut atteindre une excentricité de 0,7 ou plus.



Représentation géométrique de la première loi

Deuxième loi - le rayon vecteur de la planète décrit des aires égales en des temps égaux. Cela paraît abstrait, mais la conséquence pratique est essentielle pour le radioamateur : la vitesse du satellite varie le long de son orbite. À l'apogée, point le plus éloigné, il avance lentement et reste longtemps visible. Au périhélie, point le plus proche, il file et passe en quelques minutes. Pour les satellites elliptiques comme l'était OSCAR 13, on privilégiait donc le trafic à l'apogée : passages longs de plusieurs heures, antennes ne devant plus suivre qu'à peine.



Représentation géométrique de la première loi

Troisième loi - le carré de la période de révolution d'une planète est proportionnel au cube du demi-grand axe de son orbite. En notation moderne : $T^2 = k \times a^3$, où k est une constante qui ne dépend que de la masse du corps central. C'est cette loi qui permet, en connaissant uniquement la période d'un satellite, d'en déduire son altitude moyenne.

7. Vérification pratique : T^2 / SMA^3 est-il vraiment constant ?

Pour vérifier que tout cela fonctionne, prenons trois satellites bien connus aux orbites très différentes : RS-10 (orbite circulaire basse), RS-15 (orbite circulaire moyenne) et OSCAR 13 (orbite très elliptique). Pour chacun, on calcule à partir du Mean Motion (nombre de révolutions par jour) la période T en minutes, puis on rapporte le carré de la période au cube du demi-grand axe (Semi-Major Axis).

Pour RS-10, le Mean Motion vaut 13,72 rév/jour, ce qui donne une période de 104,9 minutes (24 h divisées par 13,72 donnent 1,75 h, soit 60 + 44,9 minutes). Le SMA est de 7 369 km. On obtient $T^2 / SMA^3 = 104,9^2 / 7\,369^3 \approx 11\,004 / 400,2 \text{ milliards} \approx 2,7497 \times 10^{-8}$.

Pour RS-15, le Mean Motion vaut 11,28 rév/jour, donnant 127,7 minutes pour une orbite, avec un SMA de 8 401 km. Le rapport T^2 / SMA^3 donne $16\,307 / 592,9 \text{ milliards} \approx 2,7506 \times 10^{-8}$.

Pour OSCAR 13, qui était sur une orbite Molnyia très elliptique, le Mean Motion vaut seulement 2,10 rév/jour, soit une période de 686,6 minutes (plus de 11 heures !). Le SMA, qui est la moyenne des distances au périégée et à l'apogée, vaut 25 781 km. Le rapport T^2 / SMA^3 donne $471\,420 / 17\,135 \text{ milliards} \approx 2,7512 \times 10^{-8}$.

CQFD : la constante est la même à 0,1 % près. Trois satellites aux orbites radicalement différentes, et pourtant un rapport identique entre carré de période et cube de demi-grand axe. La loi de Kepler-Newton tient toujours, près de quatre siècles après sa formulation.

8. Les éléments képlériens : la carte d'identité d'une orbite

Pour décrire complètement l'orbite d'un satellite, sept paramètres suffisent (six éléments orbitaux et un horodatage), complétés par un terme de freinage atmosphérique pour les orbites basses. Ces «éléments képlériens» - keps pour les intimes - se présentent traditionnellement sous forme de deux lignes (Two-Line Elements, TLE), un format développé par la NASA dans les années 1960 et toujours en usage aujourd'hui.

Les paramètres essentiels que l'on retrouve dans tout logiciel de poursuite sont les suivants :

- Epoch time - l'instant de référence pour lequel les éléments sont valides
- Mean motion - le nombre de révolutions par jour
- Semi-major axis (SMA) - le demi-grand axe de l'ellipse
- Eccentricity - l'excentricité de l'ellipse (entre 0 et 1)
- Inclination - l'angle entre le plan de l'orbite et l'équateur terrestre
- Right Ascension of Ascending Node (RAAN) - l'ascension droite du nœud ascendant
- Argument of perigee - la position angulaire du périégée sur l'orbite
- Mean anomaly - la position angulaire du satellite à l'instant de référence

À l'époque héroïque, ces valeurs s'introduisaient à la main dans le logiciel de poursuite, à partir des bulletins AMSAT reçus par packet ou par fax. Aujourd'hui, GPredict, SatPC32, Look4Sat et leurs concurrents téléchargent automatiquement les keps mis à jour quotidiennement sur Celestrak ou amsat.org. On peut donc oublier la mécanique, mais comprendre ce qui se cache derrière reste utile : si une de ces valeurs vous paraît absurde, il y a des chances que vos prédictions le soient aussi.

Satellite: RS-10/11
 Catalog id 18129
 Element set 78
 Epoch Year: 95
 Epoch Day: 175.70726171
 RA of Node: 53.5142 degrees
 Inclination: 82.9251 degrees
 Eccentricity: 0.0013397
 Argument Perigee: 70.1404 degrees
 Mean Anomaly: 290.1189 degrees
 Mean Motion: 13.72353643 revs/day
 Drag: 0.00000037 revs/day/day
 Epoch Revolution: 40100
 Semimajor axis: 7369.2238 km
 Apogee height: 1000.9364 km
 Perigee height: 981.1913 km

Satellite: RS-15
 Catalog id 23439
 Element set 59
 Epoch Year: 95
 Epoch Day: 176.21862484
 RA of Node: 242.0007 degrees
 Inclination: 64.8190 degrees
 Eccentricity: 0.0167800
 Argument Perigee: 260.6927 degrees
 Mean Anomaly: 97.4988 degrees
 Mean Motion: 11.27524017 revs/day
 Drag: -0.00000039 revs/day/day
 Epoch Revolution: 2042
 Semimajor axis: 8400.6954 km
 Apogee height: 2163.4991 km
 Perigee height: 1881.5718 km

Satellite: OSCAR 13 (AO-13)
 Catalog id 19216
 Element set 52
 Epoch Year: 95
 Epoch Day: 178.03039217
 RA of Node: 179.4967 degrees
 Inclination: 57.5314 degrees
 Eccentricity: 0.7302436
 Argument Perigee: 12.3499 degrees
 Mean Anomaly: 358.6635 degrees

Mean Motion: 2.09726517 revs/day
 Drag: -0.00000376 revs/day/day
 Epoch Revolution: 2237
 Semimajor axis: 25780.8290 km
 Apogee height: 38228.9543 km
 Perigee height: 576.3836 km

TLAs

Signification des TLAs de l'image ci-dessus :

RS10 :

Mean Motion : 13,72353643 (rv/day)

24 H / 13,72353643 = 1,74882036583 (temps d'une orbite)

60 min + 44,9292219498 (60*0,74882036583) min = 104,9 min.

S.M.A. 7.369,2238 Km MA => X2 = 14.738,4476 KM (X 3,14 = 46.278,725464 KMOK !)

$T^2 / MA^3 = 104,9^2 = 11.004,01$ et $MA^3 = 7.369,2238^3 = 400.189.083.987$

$11.004,01 / 400.189.083.987 = 2,7497026881316585e-8 = 0,000000027497026881316585$

RS15 :

Mean Motion : 11,27524017 (rv/day)

24 H / 11,27524017 = 2,12855776357 (temps d'une orbite)

120 min + 7,7134658142 min (60*0,12855776357) = 127,7 min.

S.M.A. 8400,6954 Km MA = X2 = 16.801,3908 KM (X 3,14 = 52.756,367112 KMOK !)

$T^2 / MA^3 = 127,7^2 = 16.307,29$ et $MA^3 = 8.400,6954^3 = 592.851.214.458,5817$

$16.307,29 / 592.851.214.458,5817 = 2,7506547346609638 e-8 = 0,000000027506547346609638$

OSCAR 13 :

Mean Motion : 2,09726517 (rv/day)

24 H / 2,09726517 = 11,4434742651 (temps d'une orbite)

660 min + 26,608455906 min (60*0,4434742651) = 686,6 min.

S.M.A. 25.780,8290 Km MA = X2 = 51.561,658 KM (X 3,14 = 161. 903,60612 KMOK !)

$T^2 / MA^3 = 686,6^2 = 471.419,56$ et $MA^3 = 25.780,8290^3 = 17.135.257.486.242,591$

471.419,56 / 17.135.257.486.242,591=2,7511670622894886^{e-8}
=0,000000027511670622894886

9. Et aujourd'hui ?

Les premières années des satellites radioamateurs étaient celles de l'écoute studieuse, du calcul manuel, du décodage CW. Soixante-cinq ans après OSCAR 1, le décor a changé : un radioamateur belge dispose aujourd'hui d'un transpondeur géostationnaire (QO-100), d'une dizaine de satellites à transpondeur linéaire, de relais FM dans le ciel, d'un digipeater (GreenCube), d'occasions régulières de contacter la Station spatiale internationale. Et tout cela à partir d'équipements d'un coût bien plus modeste qu'à l'époque héroïque.

Mais avant de monter une station, il faut savoir quels satellites fonctionnent vraiment, comment les attraper, et quels écueils éviter. C'est tout l'objet de l'article complémentaire, «Trafiquer par satellite en 2026 - guide pratique du débutant», qui prend le relais à partir d'ici, en s'adressant à l'OM qui se demande concrètement comment commencer.

Les éléments képlériens en trois langues

Pour les OM qui consultent la documentation internationale, voici la correspondance des termes essentiels dans les trois langues du club.

English	Français	Nederlands
Epoch time	Époque	Tijdstip
Mean motion	Mouvement moyen	Gemiddelde beweging
Semi-Major Axis (SMA)	Demi-grand axe	Halve grote as
Mean Anomaly	Anomalie moyenne	Gemiddelde anomalie
Right Ascension of Ascending Node	Ascension droite du nœud ascendant	Rechte klimming van de stijgende knoop
Argument of perigee	Argument du périhélie	Argument van het perigeum
Eccentricity	Excentricité	Uitrekking
Inclination	Inclinaison	Inclinatie
Epoch revolution	Nombre de révolutions	Aantal omlopen
Decay rate	Terme de freinage	Weerstandsfactor