

# ORBITES DES SATELLITES ARTIFICIELS

## I - LA SATELLISATION , PRINCIPES PHYSIQUES

I-1 Le canon de Newton

I-2 Kepler et Newton : vitesse , altitude et période de révolution des satellites

## II - CARACTERISTIQUES DES ORBITES

II-1 Le plan d'orbite et son repérage

II-2 Caractéristiques de l'orbite dans son plan

## III - MANOEUVRES ORBITALES

III-1 Modification de l'inclinaison du plan d'orbite

III-2 Manoeuvres dans le plan d'orbite

## IV - CLASSIFICATION DES ORBITES

IV-1 Selon leurs altitudes

IV-2 Selon leurs inclinaisons

IV-3 Selon leurs excentricités

## V - PERTURBATIONS ORBITALES DUES A DES PHENOMENES NATURELS

V - 1 Généralités

V - 2 Effets du gradient de gravité

## VI - ORBITES GEOSYNCHRONES , SATELLITES GEOSTATIONNAIRES

## VII - ORBITES DE MOLNIA

## VIII – ORBITES HELIOSYNCHRONES

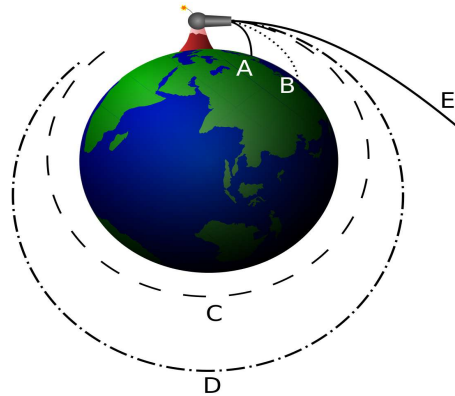
### Annexes

- 1 Calculs des paramètres orbitaux
- 2 Mise à poste des satellites géostationnaires
- 3 Déclin d'orbite
- 4 Sites de lancement
- 5 Nombre de satellites actifs
- 6 Photo d'une maquette de l'orbite de Molnia

# I - LA SATELLISATION , PRINCIPES PHYSIQUES

## I - 1 Le « canon de Newton »

Au delà d'une certaine vitesse le boulet ne retombe plus au sol .



Un objet lancé à la surface de la Terre décrit une trajectoire parabolique qui le ramène au sol sous l'influence de la gravité terrestre (*cas A sur le schéma*).

Plus la vitesse initiale de l'objet est importante plus le point de chute est éloigné (*cas B*).

Lorsqu'une certaine vitesse est atteinte, l'objet chute mais sans jamais atteindre le sol du fait de la courbure de la Terre (*cas C*). Contrairement à une idée reçue l'objet ( le satellite ) en orbite n'est pas en impesanteur . Pour que l'objet conserve indéfiniment sa vitesse, il faut toutefois que celui-ci se déplace dans le vide au-dessus de l'atmosphère, là où aucune force de traînée (frottement) ne s'exerce ; à cette altitude , en application du principe d'inertie , aucune énergie n'est en effet nécessaire pour maintenir son mouvement.

Pour qu'un objet soit satellisé autour de la Terre il faut que sa vitesse horizontale par rapport au centre la Terre (la vitesse d'injection) soit de 7,7 kmètres par seconde pour une orbite circulaire à 200 km au-dessus de la Terre (au-dessous de cette altitude la traînée est trop importante et le satellite retombera sur Terre assez rapidement).

Si on communique une vitesse supérieure à un satellite circulant à la même altitude, l'orbite devient elliptique (*cas D sur le schéma*) : le point de l'ellipse le plus rapproché de la Terre est le périhélie et le point le plus éloigné est l'apogée.

Si la vitesse dépasse 11 km par seconde (*cas E*), le satellite échappe à l'attraction terrestre : c'est la vitesse de libération de la Terre qu'il est nécessaire de communiquer à une sonde spatiale pour qu'elle puisse être envoyée vers d'autres planètes du système solaire.

( La vitesse de satellisation minimale est proportionnelle à la gravité - et donc à la masse - du corps céleste autour duquel le satellite doit orbiter : un objet qui décolle du sol lunaire a besoin d'une vitesse horizontale beaucoup plus faible pour être satellisé (4 fois plus faible que la Terre : 1,7 km/s). )

## I-2 Kepler et Newton

Les travaux de Kepler et Newton appliqués au mouvement des planètes autour du soleil et des satellites naturels autour des planètes seront repris plus tard pour le mouvement des satellites artificiels autour de la Terre .

$$\mathbf{T^2 / a^3 = 4 \pi^2 / G M_t = constante}$$

avec T : période de révolution en secondes

a : distance du centre de la Terre au satellite = rayon de la Terre (6 379 km ) plus altitude du satellite en orbite circulaire ; a exprimée en kilomètres

$\pi$  : 3,14

G : constante de la gravitation universelle = 6,673 m<sup>3</sup>/kg . sec<sup>2</sup>

Mt : masse de la Terre = 5,974 . 10<sup>24</sup> kg

Période de révolution  $T^2 = 4 \pi^2 a^3 / G M_t$

Quand il s'agit de satellites autour de la Terre on remplace G Mt par  $\mu$  appelé : paramètre gravitationnel standard de la Terre ;

$\mu$  est égal à 398 600 km<sup>3</sup>/sec<sup>2</sup> ( 4 903 pour la Lune et 42 828 pour Mars )

$$T^2 = 4 \pi^2 a^3 / \mu$$

$$\mathbf{T = 2 \pi \sqrt{ ( a^3 / \mu ) }} \text{ ( en secondes ) ; expression pour toute orbite}$$

### Cas d'une orbite circulaire

On peut prendre l'orbite de l'ISS qui est quasi circulaire .

Altitude environ 400 km

demi grand axe : a = rayon Terre + altitude = 6379 + 400 = 6 779 km

Période de révolution :  $T = 2 \pi \sqrt{ ((6 779)^3 / 398 600 ) }$

T = 92 secondes - une heure et demi environ

Vitesse de l'ISS : V = longueur de l'orbite / durée de la révolution

$$V = 2 \pi \times a / T$$

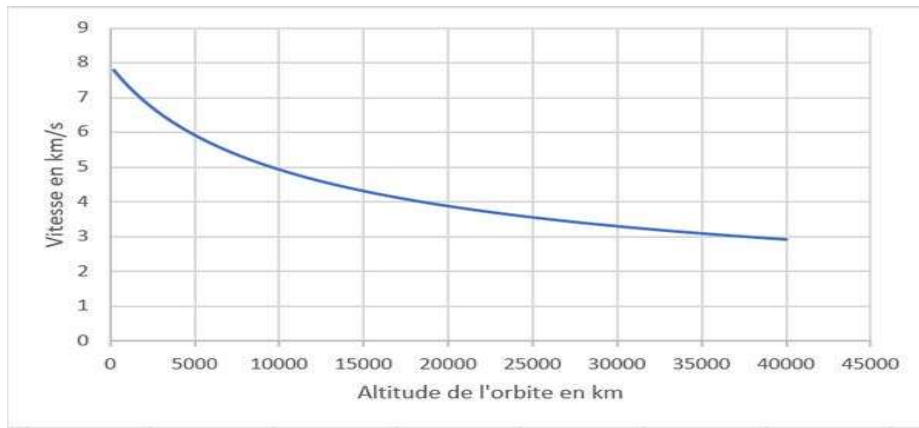
en remplaçant T par sa valeur déterminée ci-dessus on obtient :

$$\mathbf{V = \sqrt{ ( \mu / a ) }} \text{ en kilomètres par seconde}$$

$$V = \sqrt{ ( 398 600 / 6778 ) }$$

$$V = 7,67 \text{ km/sec} = 27 608 \text{ km/heure}$$

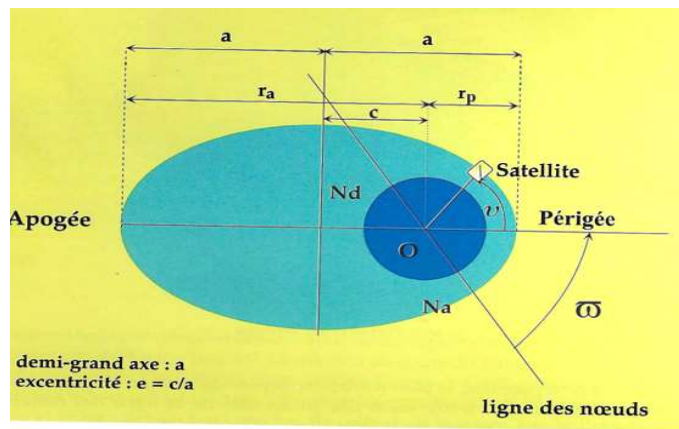
La courbe et le tableau de la page suivante donnent , pour des orbites circulaires , la vitesse des satellites en fonction de l'altitude .



Altitude orbite circulaire en km	Vitesse circulaire en km/s	Période de révolution en heures et min.	Accélération de la pesanteur : g en m/s <sup>2</sup>
200	7,78	1,28	9,21
<b>ISS 400</b>	<b>7,67</b>	<b>1,32</b>	<b>8,68</b>
Hélios. 800	7,45	1,40	7,73
Géos. 35 787	3,07	24	0,22

$$g = \mu / a^2 = 9,81 \text{ au sol}$$

### Cas d' une orbite élliptique



Pour une orbite de rayon de périgée  $r_p = 7\,379 \text{ km}$  ( altitude 1000 km ) et de rayon d'apogée  $r_a = 45\,730 \text{ km}$  ( altitude 39 351 km ) on a :

Période de révolution  $T = 2\pi \sqrt{a^3 / \mu}$  avec  $a = \text{demi grand axe} = (r_p + r_a) / 2 = 26\,554 \text{ km}$   
 $T = 43\,063 \text{ secondes} = 11 \text{ heures et } 58 \text{ sec}$

Vitesse au périgée  $V_p = \sqrt{(\mu(1+e) / a(1-e))}$  avec  $c = a - r_p = 26\,554 - 7\,378 = 19\,176 \text{ km}$   
 $V_p = 9,64 \text{ km/sec}$  et  $e = c / a = 19\,176 / 26\,554 = 0,722$

Vitesse à l'apogée  $V_a = \sqrt{(\mu(1-e) / a(1+e))}$  Avec une inclinaison de  $63^\circ$  , il s'agit d'une orbite de MOLNIA  
 $V_a = 1,56 \text{ km/sec}$

En annexe 1 plus de détails sur les calculs d'orbites

## II – CARACTÉRISTIQUES DES ORBITES

SIX paramètres sont nécessaires pour localiser un satellite :

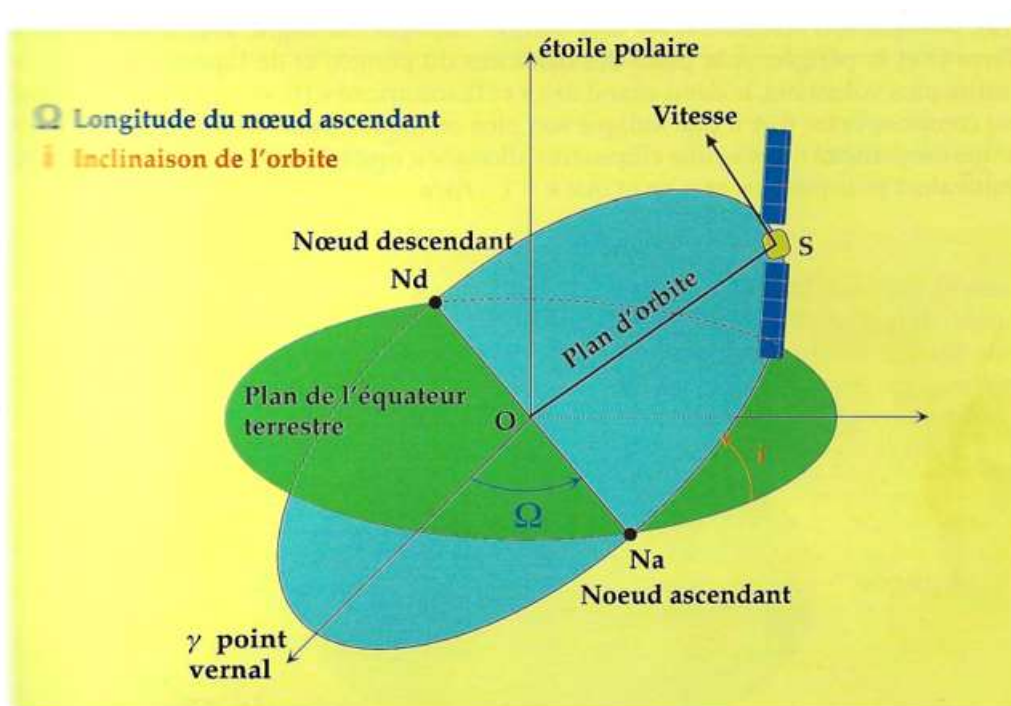
Deux paramètres définissent la position du plan de l'orbite par rapport au plan de l'équateur , trois paramètres concernent les dimensions de l'orbite et le sixième paramètre donne la position du satellite sur l'orbite

### II-1 Les paramètres donnant la position du plan d'orbite dans l'espace

#### Les orbites sont planes

Le plan d'orbite est le plan qui contient la droite centre de la Terre -----> satellite et le vecteur vitesse du satellite .

Ce plan qui pourrait être fixe dans l'espace si la Terre était parfaitement sphérique et homogène , est perturbé par l'aplatissement aux poles et un bourrelet à l'équateur .



Le plan d'orbite et son repérage

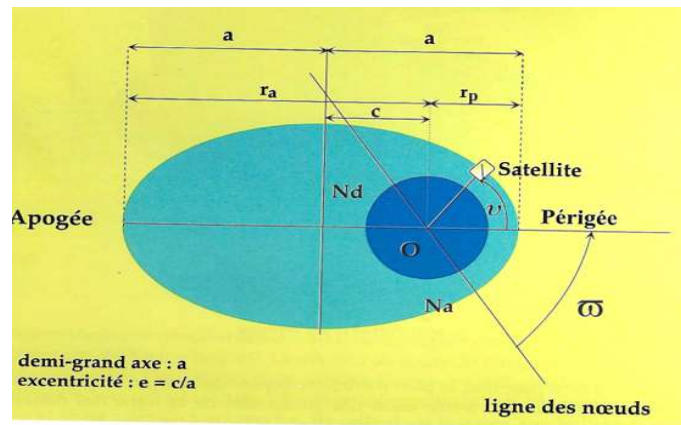
Le plan de référence est le plan de l'équateur ,( le plan de l'équateur coupe le plan d'orbite à la ligne des nœuds )

Deux paramètres permettent de définir la position du plan d'orbite dans l'espace :

**Ω** : L'ascension droite du nœud ascendant : angle au centre de la Terre , mesuré sur le plan de l'équateur , entre la direction du point vernal et la direction du nœud ascendant .

et **i** : L'inclinaison de l'orbite : Sur un plan perpendiculaire aux deux plans précédents , c'est l'angle au centre de la Terre entre le plan de l'équateur et la fraction du plan d'orbite contenant l'apogée ;  
 $i = 0^\circ$  orbite équatoriale  
 $i$  entre 0 et  $90^\circ$  orbite inclinée  
 $i = 90^\circ$  orbite polaire  
 $i > 90^\circ$  orbite rétrograde

## II-2 Les paramètres de l'orbite dans son plan



**a** : demi grand axe et **e** : excentricité sont des paramètres habituels d'une ellipse ;  
 $e = c/a$

**ω** : argument du périégée : c'est l'angle au centre de la Terre entre la direction du nœud ascendant et la direction du périégée .

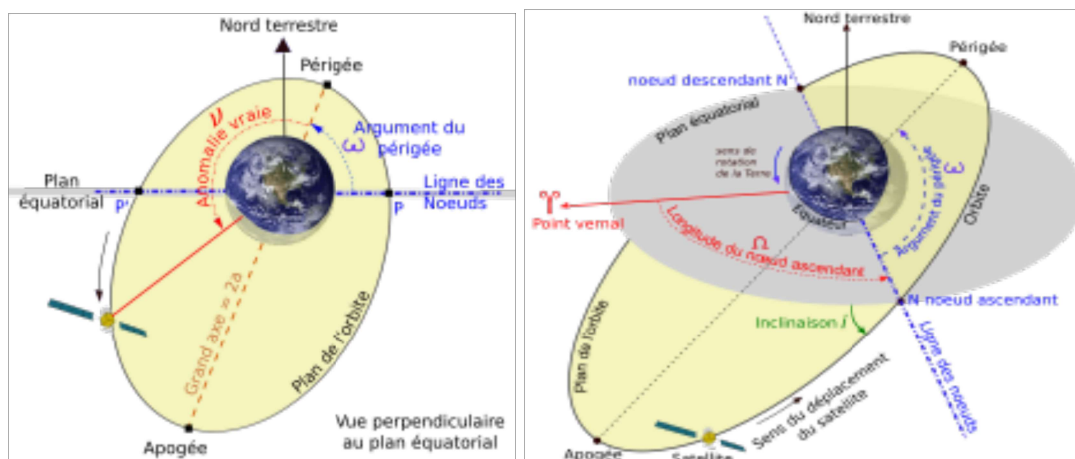
Aplatissement aux pôles et bourrelet à l'équateur perturbent également l'argument du périégée

## II – 3 Le paramètre permettant de localiser le satellite sur l'orbite

**v** : l'anomalie vraie : angle au centre de la Terre entre la direction du périégée et la direction du satellite ; **c'est le seul paramètre qui varie rapidement dans le temps** , les 5 autres paramètres sont fixes ou lentement variables dans le temps.

( la position du satellite peut aussi être définie par l'anomalie moyenne ou l'anomalie excentrique )

Autres représentations des caractéristiques d'une orbite - voir aussi la maquette -

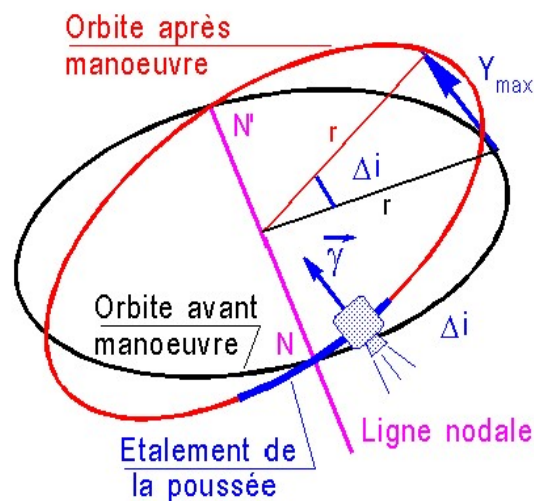
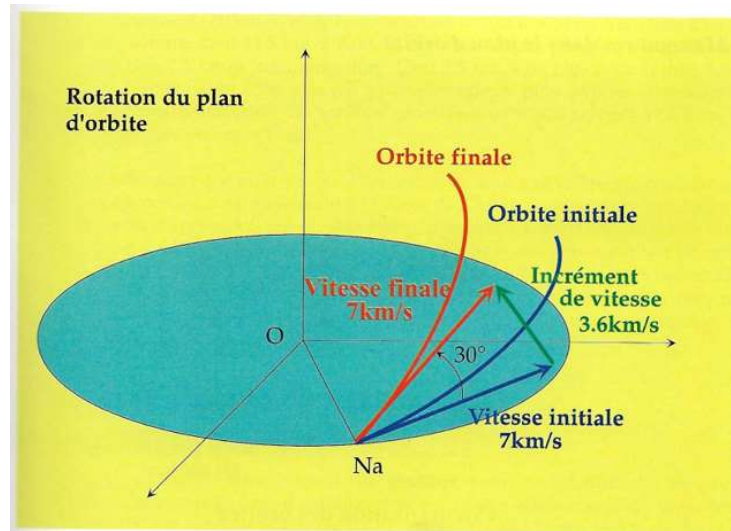


Des fichiers TLE ( two-line elements ) permettent de suivre les satellites grâce aux 6 paramètres orbitaux vus précédemment ; voir wikipedia « paramètres orbitaux à deux lignes »

Voir aussi le site : IXION ORBITOGRAPHIE

### III – MANOEUVRES ORBITALES ( les deux principales )

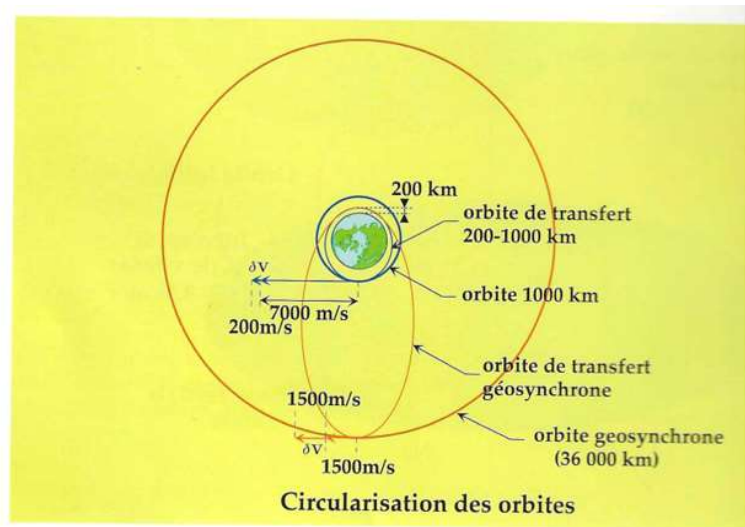
#### III-1 Modification de l'inclinaison du plan d'orbite



: En utilisant le système de propulsion du satellite , nous pouvons modifier le plan orbital. Cette manoeuvre s'effectue à un des nœuds de l'orbite quand il s'agit d'une orbite circulaire ; Le schéma ci dessus montre l'orbite initiale en bleu d'un satellite tournant à environ 200 km d'altitude à 7 km/s et l'incrément de vitesse important qu'il doit se donner : 3,6 km/s pour atteindre l'orbite en rouge avec une vitesse conservée . Ces manoeuvres sur des orbites basses , très souvent circulaires , sont évitées quand c'est possible par contre elles sont réalisées couramment à l'apogée des orbites elliptiques ou la vitesse du satellite a fortement diminué . Par exemple la modification d'inclinaison est nécessaire sur toutes les trajectoires vers l'orbite équatoriale : elle est de faible amplitude ( donc peu énergivore ) depuis un lancement de Kourou à la latitude 5° nord mais elle devient pénalisante pour les latitudes plus élevées - voir en annexe les bases de lancement dans le monde -

### III-2 Manoeuvre dans le plan de l'orbite , circularisation

Les orbites circulaires étant les plus utilisées , la circularisation est la manœuvre la plus fréquemment réalisée dans le plan d'orbite .



Le schéma montre deux cas de circularisation d'orbite : le point de départ de la manœuvre est une orbite circulaire d'attente à 200 km d'altitude .

#### Circularisation à 1 000 km d'altitude : orbite bleue

Pour injecter le satellite en orbite de transfert 200 ----> 1 000 km , sa vitesse doit être portée , par une impulsion brève , de 7,78 à **7,8 km/sec** ; ce point d'impulsion est le périhélie de l'orbite de transfert .

A l'apogée , à 1 000 km , la vitesse du satellite est tombée à **7 km/s** . Si on ne fait rien le satellite terminera son orbite elliptique en rejoignant son point de périhélie initial et en reprenant progressivement sa vitesse de 7,78 km/s , puis repartira pour une nouvelle ellipse .

Pour circulariser l'orbite à 1 000 km d'altitude il faut , à l'apogée , augmenter la vitesse du satellite jusqu'à **7,2 km/s** soit un delta v de **0,2 km/s** - accélération fournie par le moteur d'apogée -

#### Circularisation à 36 000 km d'altitude : orbite rouge

Pour injecter le satellite en orbite de transfert géostationnaire : 200---> 36 000 km sa vitesse doit être portée au périhélie de 7,78 à **10 km/s** .

A l'apogée à 36 000 km , la vitesse du satellite est tombée à **1,5 km/s** .

Pour circulariser l'orbite il faut , à l'apogée , augmenter la vitesse du satellite jusqu'à **3 km/s** soit un delta v de **1,5 km/s** .

En résumé : la somme des accroissements de vitesse est de **8 km/s** pour une mise en orbite basse circulaire et de **11,5 km/s** pour une mise en orbite haute circulaire .

*NB : Dans la réalité , la circularisation des orbites se fait en plusieurs révolutions*

## IV – CLASSIFICATION DES ORBITES

### IV -1 selon leurs altitudes



Altitude entre 200 et 2 000 Km

**Orbites basses** ( Low Earth Orbit - LEO )

64 % des sat. sont en orbite basse

Satellites de communication ( exemple constellation de Starlink )

Observation de la Terre

ISS altitude 300 à 400 km inclinaison  $51^{\circ}6$

Télescope HUBBLE alt . 540 km et  $i = 28^{\circ}5$

Altitude entre 2 000 et 36 000 km

**Orbites moyennes** ( Medium Earth Orb. - MEO )

Satellites de navigation comme le GPS à 20 200 km , inclinaison  $55^{\circ}$  et GALILEO à 23 222 km et  $i = 56^{\circ}$

Altitude environ 36 000 km

**Orbites geosynchrones** (Geostationary Orbit – GEO) ( détaillées plus loin )

Satellites de communication  
Satellites météorologiques (ex. meteosat)

### IV – 2 selon leurs inclinaisons

$i = 0^{\circ}$  : orbites équatoriale, essentiellement géosynchrones satellites géostationnaires

$i = 63^{\circ}4$  Orbite de Molnia

Orbites des satellites russes Molnia

$i = 90^{\circ}$  Orbites polaires

Satellites météo en orbite basse

$i = 98^{\circ}$  **Orbites héliosynchrones**

Imagerie spatiale

(Sun-Synchronous Orbit – SSO) (détaillée plus loin )

### IV - 3 selon leurs excentricités

$e = 0$  : Orbites circulaires

La grande majorité des orbites basses sont circulaires  
Les orbites GEO sont forcément circulaires

$e$  entre 0 et 1 : Orbites elliptiques :

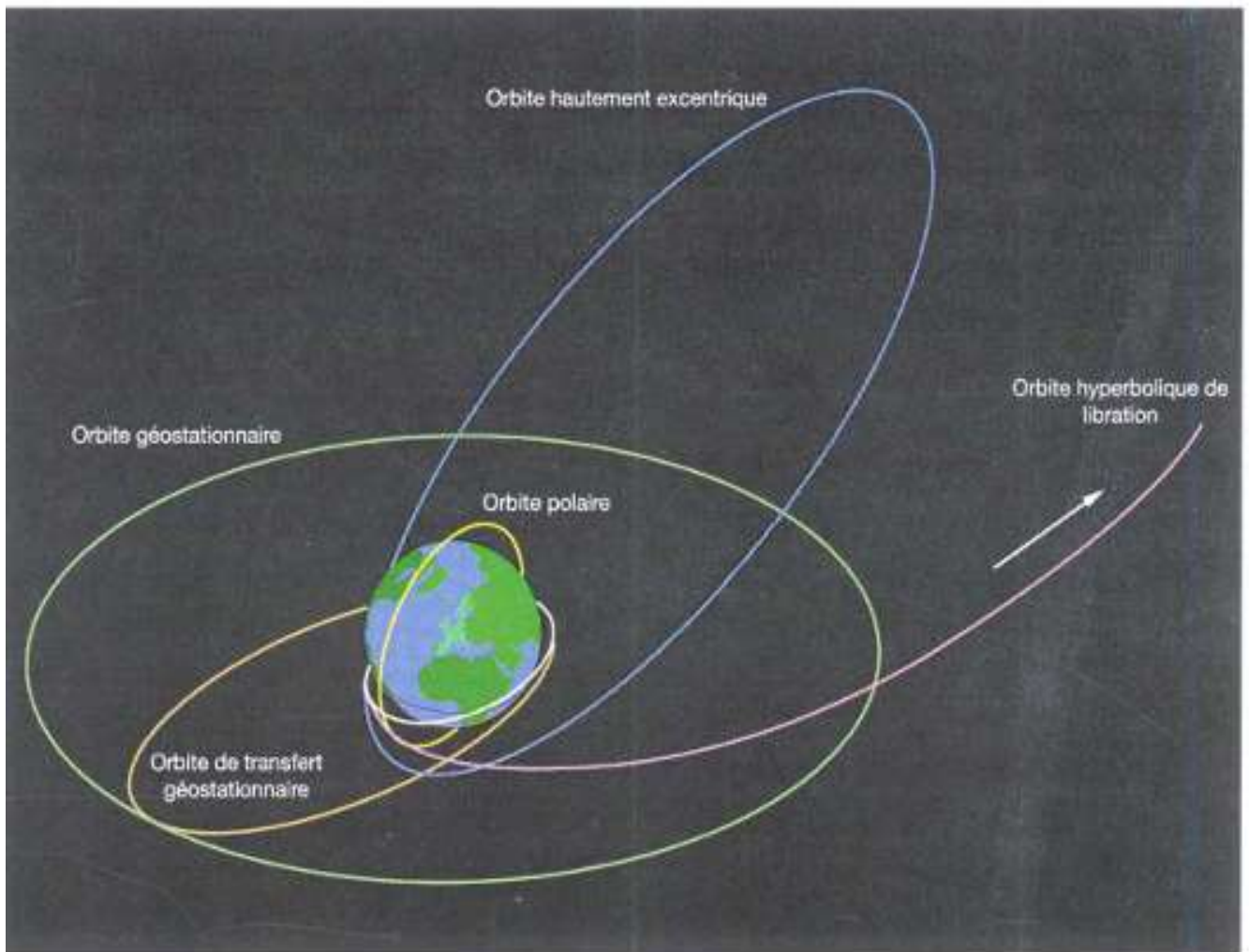
Permettent une couverture accrue de certaines régions de la Terre , en particulier aux latitudes élevées .

Exemple **Orbite de Molnia** :  $e = 0,72$

Utilisée surtout par les Russes

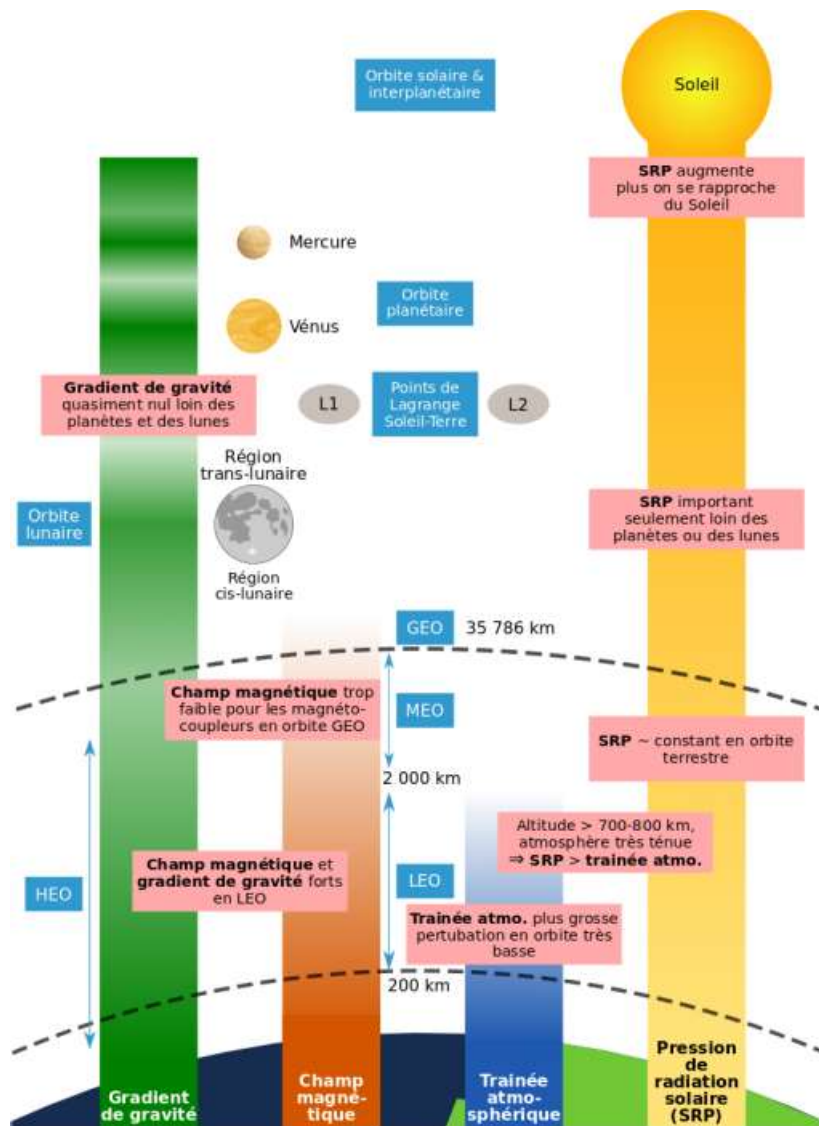
( détaillée plus loin )

## Représentation des principales orbites



## V - PERTURBATIONS ORBITALES DUES A DES PHENOMENES NATURELS

### V - 1 Généralités



La trajectoire d'un satellite artificiel autour de la Terre n'est pas complètement stable . Elle est modifiée par plusieurs phénomènes naturels dont l'influence est variable selon la position du satellite ; les principaux phénomènes perturbateurs sont :

#### Gradient de gravité :

Il est du à l'aplatissement de la Terre aux poles et au renflement à l'équateur :

( rayon de la Terre aux poles : 6 357 km et rayon à l'équateur : 6 378 km )

Le gradient de gravité induit des perturbations , plus fortes en orbites basses , qui sont:

- Modification de l'orientation du plan de l'orbite (modification de  $\Omega$  ascension droite du nœud ascendant )
- Modification , dans le plan d'orbite , de la direction du grand axe (modification de  $\omega$  argument du périégée )

D'autres irrégularités du champ de gravité dues aux variations de densité du sous-sol terrestre existent mais avec un ordre de grandeur beaucoup moins important que celles citées ci-dessus

Champ magnétique : Le champ magnétique terrestre, et ses variations, interagit avec les matériaux magnétiques et les boucles de courant présents dans le satellite et peut générer des perturbations sensibles de l'attitude du satellite .

Trainée atmosphérique : C'est la plus grosse perturbation en orbite très basse . Si l'orbite est elliptique, le premier effet de la résistance de l'atmosphère est de réduire la vitesse du satellite au périhélie et, révolution après révolution, de circulariser l'orbite puis de rabaisser l'orbite circulaire jusqu'à une entrée dans les couches denses de l'atmosphère avec la destruction qui s'en suit .

Conséquences : le maintien en orbite très basse demande une grosse quantité de carburant . Les variations du vent solaire, importantes notamment au moment des éruptions solaires, modifient la densité de l'atmosphère ( facteur dix entre 300 et 500 km) et donc la force de trainée .

Pression de radiation solaire : Les photons émis par le Soleil exercent sur les satellites une pression faible, continue et d'intensité variable selon l'incidence et le caractère réfléchissant de la surface exposée .

v

## V - 2 Effets du gradient de gravité sur $\Omega$ et $\omega$

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3}{2} J_2 \left( \frac{R_T}{a} \right)^2 \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \frac{\cos i}{(1-e^2)^2}$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{3}{4} J_2 \left( \frac{R_T}{a} \right)^2 \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \frac{5 \cos^2 i - 1}{(1-e^2)^2}$$

avec :  $J_2 = 1.082616 \cdot 10^{-3}$  facteur dépendant des déformations terrestres

$R_T$  : rayon terrestre = 6 379 km

$a$  : demi grand axe de l'orbite

$\mu$  paramètres gravitationnel standard de la Terre = 398 600 km<sup>3</sup>/sec<sup>2</sup>

$e$  : excentricité

$i$  : inclinaison

Ces perturbations en fonction de l'inclinaison sont les suivantes

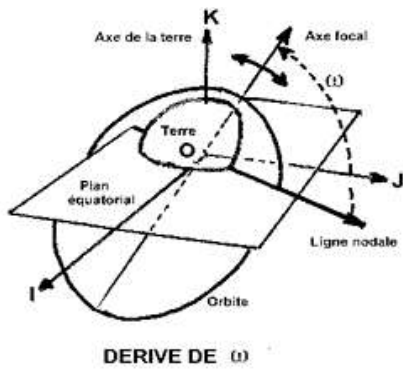
$i = 0^\circ$

$i = 63.4^\circ$   $5 \cos^2 i - 1 = 0$  la dérive de  $\omega$  est nulle pour les orbites de Molnia (id pour  $i = 116.6^\circ$ )

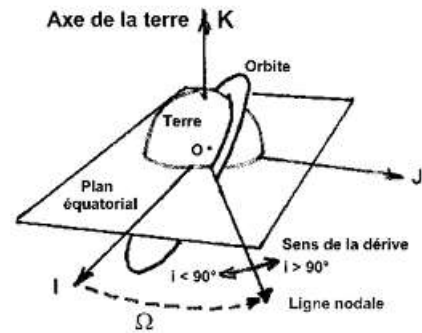
$i = 90^\circ$   $\cos i = 0$  La dérive de  $\Omega$  est nulle pour les orbites polaires

$i = 98^\circ$  La dérive de  $\Omega$  est d'environ  $1^\circ$  par jour dans le sens de la révolution de la Terre autour du Soleil .

Les figures de la page suivante représentent les dérivées de ces paramètres en fonction de l'inclinaison du plan d'orbite et de l'altitude .



DERIVE DE  $\omega$



DERIVE DE  $\Omega$

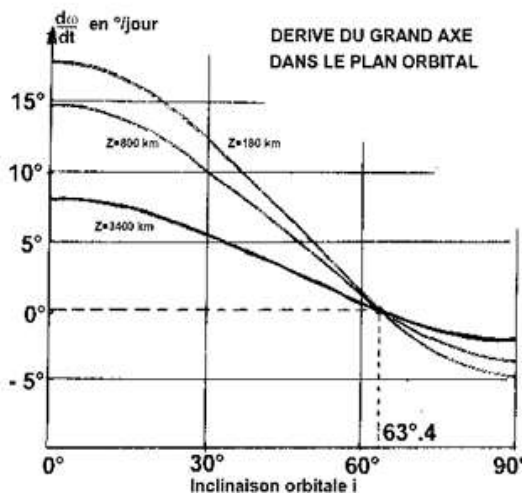


figure du haut : voir le changement du sens de la dérive à  $i = 63.4$   
figure du bas : la dérive est d'autant plus importante que l'altitude est basse

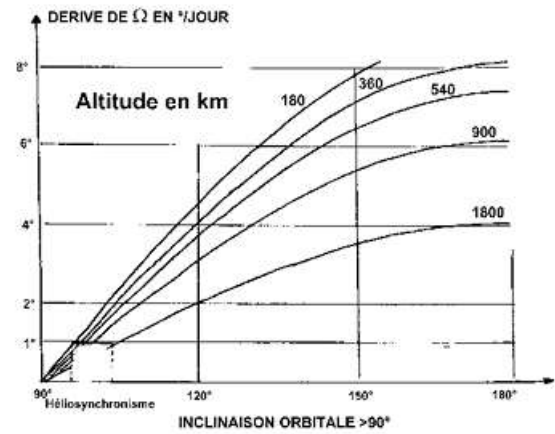


figure du haut : voir le changement du sens de la dérive à  $i = 90^\circ$   
figure du bas : quand on veut augmenter l'altitude du satellite tout en gardant une dérive de  $1^\circ$ , il faut augmenter l'inclinaison orbitale

## VI - ORBITES GEOSYNCHRONES , SATELLITES GEOSTATIONNAIRES



Lorsque une orbite est **circulaire** , **équatoriale** , et de **période 24 heures** , elle est **géosynchrone** .  
Son altitude exacte : 35787 kms ,est calculée par l'équation :  $a^3 = T^2 \frac{\mu}{4 \pi^2}$   
le satellite qui parcourt l'orbite géosynchrone à un vitesse de 3,07 km/s dans le sens de rotation de la Terre est **géostationnaire** c'est à dire **fixe par rapport à un observateur terrestre** .

Cette propriété est intéressante pour le pointage depuis le sol car les antennes sont fixes.

Les satellites géostationnaires sont donc d'excellents relais de communication . Téléphone fixe , télévision passent par eux .

Autre intérêt de ces orbites : leur grand éloignement - six rayons terrestres à peu près – permet une grande zone de visibilité , presque une demi sphère terrestre , intéressante pour les satellites de météorologie . ( schéma ci-dessus )

Contreparties de ces avantages :

La mise en place de ces satellites demande beaucoup d'énergie et ce d'autant plus que la latitude du site de lancement est élevée .

L'éloignement important de ces satellites les rend peu aptes à des utilisations dans la téléphonie mobile ( puissance d'émission excessive ) ou à des utilisations du type « temps réel » comme le guidage à l'atterrissage d'un avion (retard que l'on perçoit en téléphonie fixe)

La couverture septentrionale de ces satellites va jusqu'à une latitude nord de 81° mais le signal peut être perturbé au delà de 60° de latitude par le relief et l'épaisseur de l'atmosphère que le signal doit traverser .

Mise à poste des satellites géostationnaires - détaillée en annexe 2 - se fait en 3 étapes :

Lancement et injection en orbite de transfert : c'est le rôle du lanceur

Conduite de l'orbite de transfert : rôle du satellite

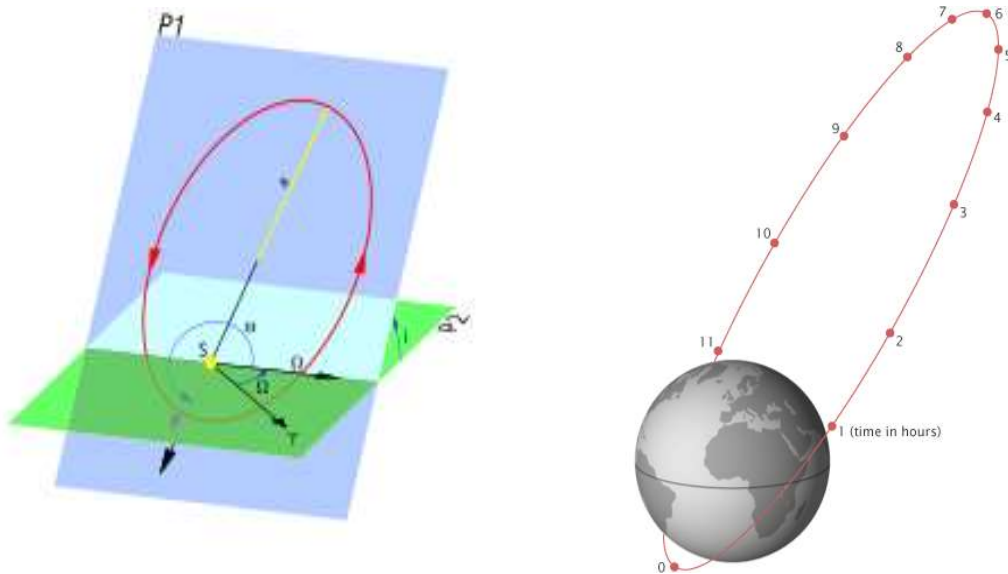
Circularisation de l'orbite : rôle du satellite

Des satellites en orbite géostationnaire

Le premier satellite géostationnaire , Syncom 3 , ( Etats Unis ) a été lancé le 10 Aout 1964 .  
Actuellement , 580 satellites sont sur cette orbite et 90 % sont des satellites de télécommunication .

L'orbite géosynchrone , d'une longueur de 266 000 km , permet un espacement moyen de 460 km entre deux satellites mais certaines portions stratégiques de cette orbite étant très convoitées , donc très encombrées, la position de l'ensemble des satellites est géré par l'union internationale des télécommunications.

## VII - ORBITES DE MOLNIA (ou Molniya)



Inclinaison  $63^{\circ}4$  -----> annulation de la dérive de l'argument du périégée ;  $d\omega / dt = 0$

Périégée 1 000 km  $V_p = 9,64$  km/s

Apogée 40 000 km  $V_a = 1,56$  km/s

Période 12 heures : le satellite est plus de 10 heures en hémisphère Nord et pendant environ 4 heures au dessus du territoire russe .

### Pourquoi les soviétiques ont-ils choisi cette orbite pour leur satellites de communication ?

Premièrement : Les satellites en orbite géostationnaire couvrent l'hémisphère nord jusqu'à une latitude de  $81^{\circ}$  mais au delà de  $60^{\circ}$  ( latitude de St Pétersbourg ) la réception est perturbée par le relief et l'épaisseur de l'atmosphère que doit traverser le signal; une bonne partie du territoire russe est donc mal ou non desservie

Deuxièmement : Atteindre l'orbite géostationnaire depuis leurs bases de lancement situées à des latitudes élevées demande beaucoup d'énergie donc un poids de carburant important , au détriment du poids « utile » (matériel de communication)

Troisièmement : La trace au sol résultant de cette orbite permet à un satellite de couvrir le territoire russe de manière continue durant plus d'un tiers de la période de son orbite ce qui permet à une constellation de trois satellites d'assurer une couverture permanente du territoire

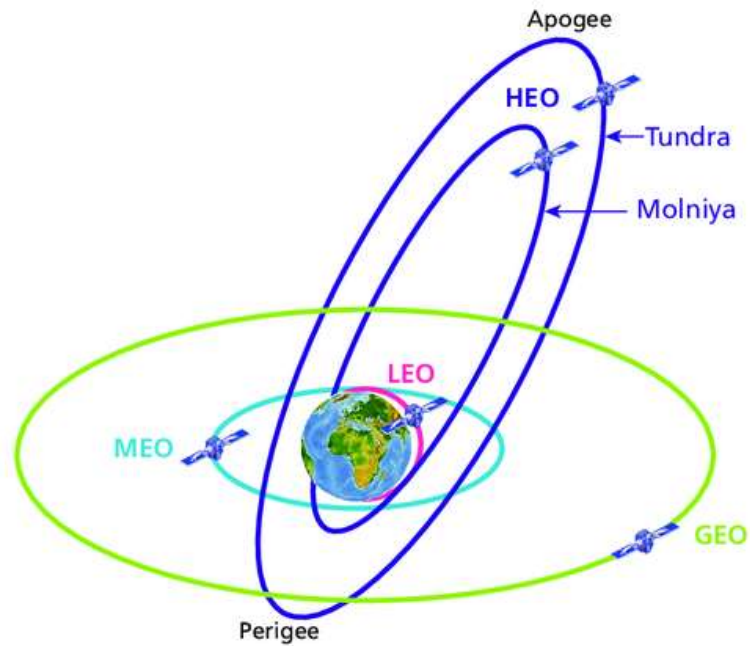
### Pourquoi une orbite d'inclinaison $63^{\circ}4$

Pour s'assurer que l'apogée de l'orbite reste toujours au dessus de l'URRS il faut que la dérive de l'argument du périégée soit nulle ; c'est le cas avec une inclinaison de  $63^{\circ}4$  - voir chapitre V

Le premier satellite de communication russe MOLNIA 1 a été mis en service en 1965 et environ 90 satellites de ce type ont été placés sur cette orbite . Depuis 2006 ils sont remplacés par les satellites Méridan utilisant des orbites à peu près similaires .

Les canadiens et les suédois utilisent aussi ce type d'orbite .

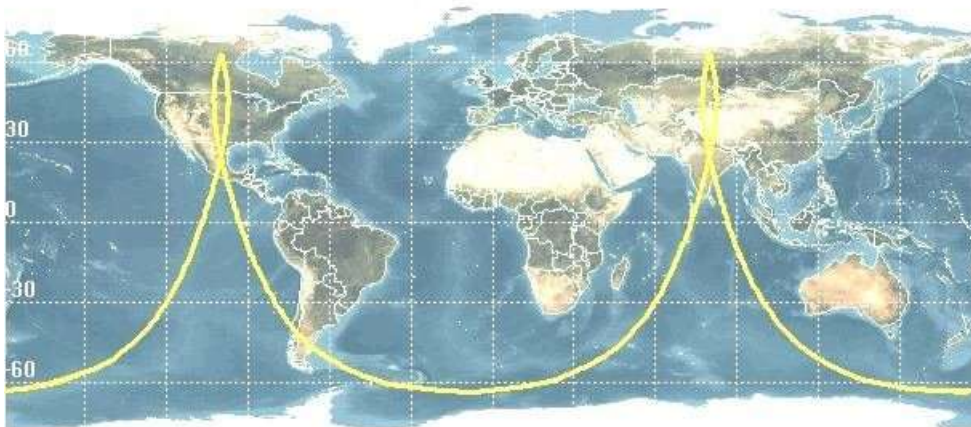
## Orbites de Tundra (ou toundra)



Orbit	Altitude (km)		
	Perigee	Apogee	
LEO: low Earth orbit	200–2,000; normally: 600–1,000		
MEO: medium Earth orbit	2,000–GEO; normally: 10,000–20,000		
GEO: geostationary Earth orbit	35.786		
HEO: high elliptical orbit	Molniya (12 hours)	~500	~40,000
	Tundra (24 hours)	~24,000	~48,000

Il existe depuis le début des années 2000 des satellites russes militaires, en orbites de Tundra ( ou Toundra) dont l'inclinaison est aussi de  $63^{\circ}4$ , mais dont la taille est bien supérieure, entraînant des périodes de révolution de 23 heures 56. Trois satellites en orbite tundra offrent aux régions survolées par l'apogée une couverture à peu près similaire à une orbite GEO. Il faut noter que, traversant les ceintures de Van Allen à chaque orbite, l'électronique de ces satellites doit être renforcée.

Trace au sol d'une orbite de Molnia



## VIII - ORBITES HELIOSYNCHRONES

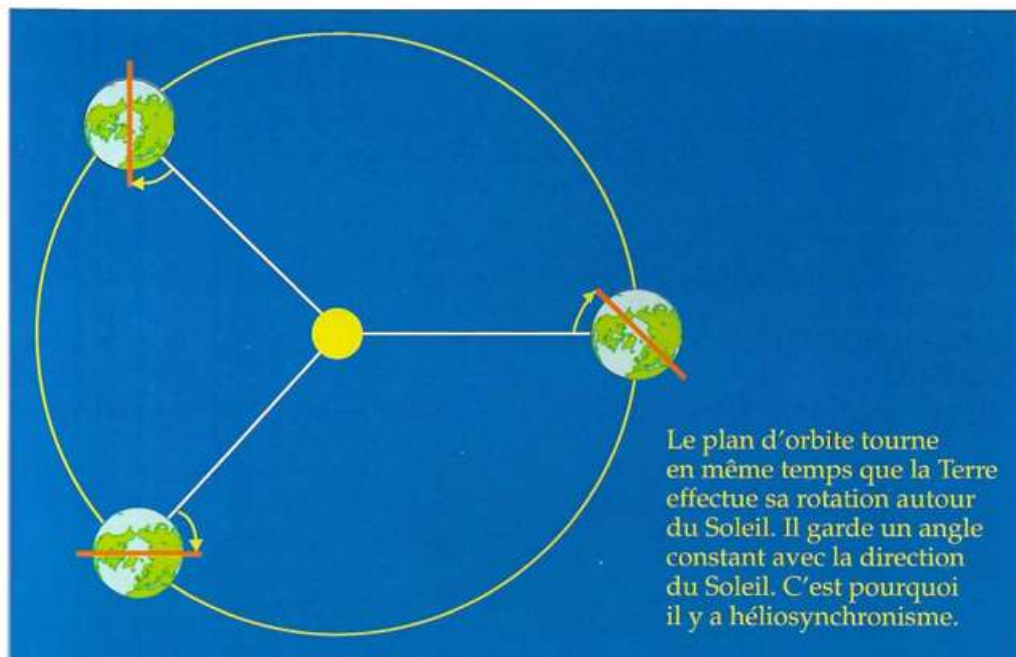
Les principaux paramètres à prendre en compte pour définir l'orbite d'un satellite d'observation sont les suivants :

- 1 L'orbite doit être du type polaire ( $i$  de  $90^\circ$  plus ou moins  $10^\circ$ ) afin de survoler toute la Terre
- 2 L'orbite doit être circulaire afin de ne pas avoir à modifier la focale de l'appareil d'observation le long de l'orbite .
- 3 Pour n'avoir qu'une faible traînée aérodynamique tout en ayant l'altitude la plus basse possible pour une bonne résolution des détails filmés, on choisit une orbite d'altitude environ 800 km .
- 4 La nécessité de comparaison des images impose de survoler périodiquement les mêmes lieux de la Terre, ce qui signifie que la trace sol doit se refermer au bout d'un certain temps  $T$  appelé période de répétitivité, le satellite d'imagerie doit donc respecter une condition de phasage .
- 5 De plus, pour des besoins divers (liés en général à la photographie), il est important que les points de la Terre soient survolés à chaque fois dans les mêmes conditions d'éclairement, c'est à dire à la même heure solaire locale .

-----  
Pour répondre à ces 5 conditions , et notamment aux points 4 et 5 ,on utilise une orbite héliosynchrone .

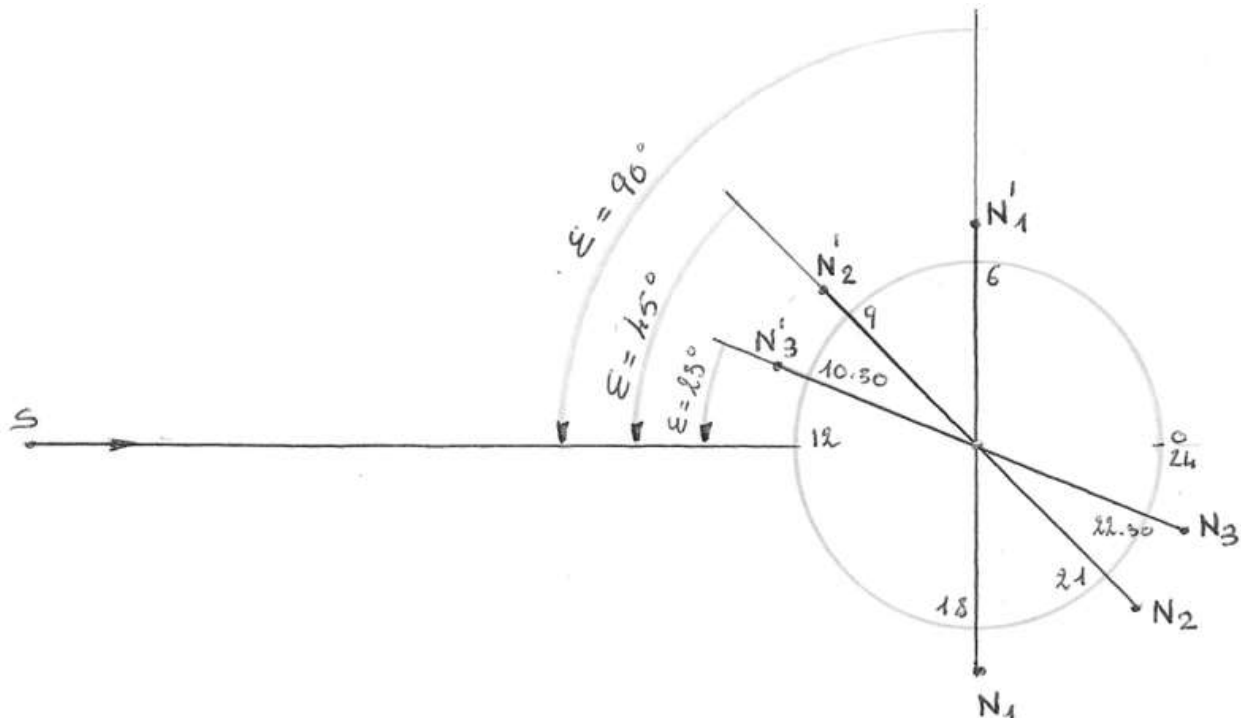
### Un satellite héliosynchrone survole le même endroit à la même heure solaire locale

Dessin de principe de l'héliosynchronisme



*L'héliosynchronisme*

## Heures de passage du satellite aux nœuds ascendants et descendants et orientations du plan d'orbite .



Exemple de trois orientations du plan d'orbite en fonction des heures de passage aux nœuds

N1 nœud ascendant passage à 18 h locale solaire

N'1 nœud descendant passage à 6 h locale solaire

Angle epsilon  $90^\circ$  ; A condition d'être à une altitude suffisante, le satellite est constamment ensoleillé ; c'est très intéressant pour les satellites qui emportent des radars gros consommateurs d'énergie

N2 et N'2 une orbite intermédiaire moins utilisée

N3 nœud ascendant satellite SPOT 4 passage à 22 h 30

N'3 nœud descendant passage à 10 h 30

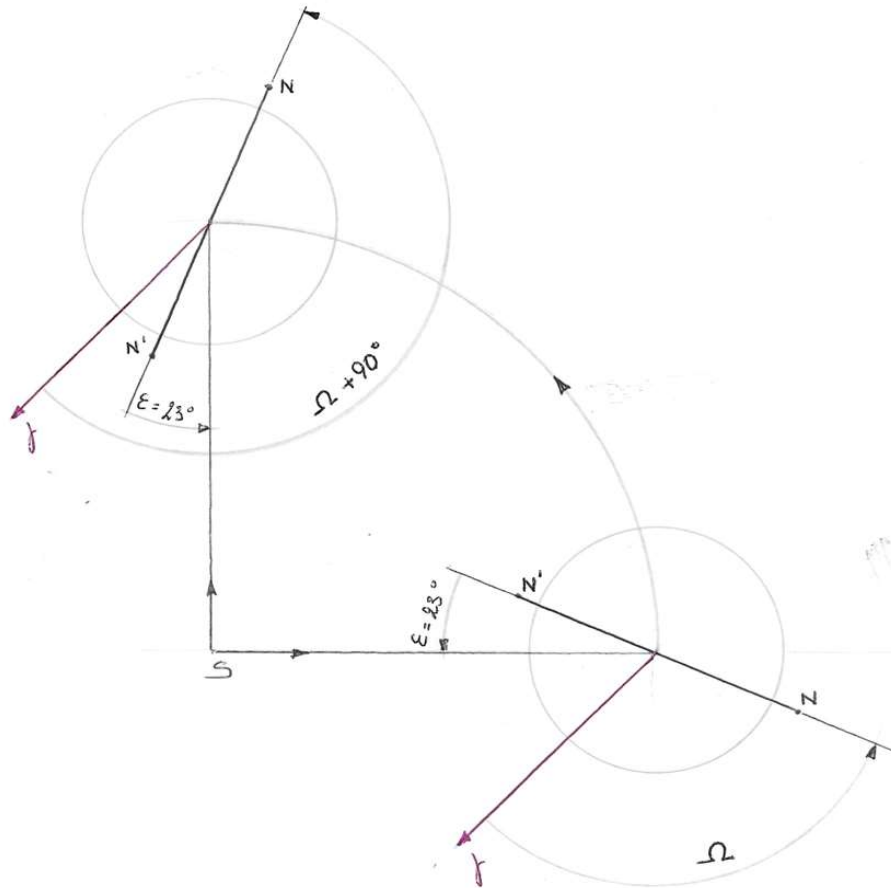
Angle epsilon  $23^\circ$  ; Durant la phase descendante de l'orbite , le satellite est éclairé (action sur ses panneaux solaires) pendant qu'il survole une surface Terrestre également éclairée .

Pendant sa phase ascendante il passe dans l'ombre de la Terre .

**L'obtention des bonnes orientations du plan d'orbite demande une grande précision dans l'heure de lancement.**

*Exemple : le lancement du satellite militaire CSO-3 le 6 Mars 2025 par la fusée Ariane 6 depuis Kourou (premier vol commercial d'Ariane 6), a été fait à 13 h 24 (solaire locale) très précisément ; La première tentative de tir du 3 Mars, qui avait été interrompue pour incident ,était prévue à la même heure , à la minute près .*

## Illustration de la conservation dans le temps de l'angle epsilon



Deux positions de la Terre à 90 jours d'intervalle.

Ce schéma montre que la dérive de  $\Omega$  : ascension droite du nœud ascendant, de  $1^\circ$  par jour dans le même sens que le déplacement de la Terre permet la constance dans le temps de l'angle epsilon.

Rappel : cette particularité, due aux déformations de la Terre, est obtenue en donnant au plan de l'orbite une inclinaison de  $98^\circ$  plus ou moins  $2^\circ$  en fonction de l'altitude choisie pour le satellite .

Altitude 390 km	$i = 97^\circ$	(non utilisé cause freinage atmosphérique)
650 km	$i = 98^\circ$	
890 km	$i = 99^\circ$	
1110 km	$i = 100^\circ$	

## Caractéristiques d'une orbite héliosynchrone

### Exemple d'un satellite SPOT

- Altitude moyenne : **832 km** , premier paramètre fixé par le « client » car devant être compatible avec les instruments embarqués .
- Inclinaison du plan de l'orbite ; **98°7** ; compte tenu de l'altitude choisie, cette inclinaison est obligatoire pour l'obtention d'une orbite héliosynchrone .
- Période nodale : **101 minutes** , c'est également la conséquence du choix de l'altitude .
- Heure locale à l'équateur : **10 h 30** au nœud descendant ; deuxième paramètre fixé par le client en fonction des conditions d'éclairage désirées au passage de Spot au dessus de ses cibles ; l'heure locale à l'équateur fixe l'heure du lancement .
- Durée du cycle (répétitivité) : **26 jours** ; Spot passe au dessus d'un point précis à la même heure solaire tous les 26 jours ; ce nombre de jours étant un nombre entier , on dit que l'orbite est phasée
- Nombre d'orbites par jour ; **14,19**
- Nombres d'orbites par cycle : **369** (couverture complète de la Terre en 369 révolutions)
- Période de revisite ; **2 à 3 jours** ; avec les capteurs orientables , nouveauté des satellites Spot, les instruments peuvent observer une surface avant et après les passages du satellite au dessus de la cible, ce qui permet une période de revisite beaucoup plus courte que le cycle orbital .

### Exemple de trace au sol d'un satellite héliosynchrone

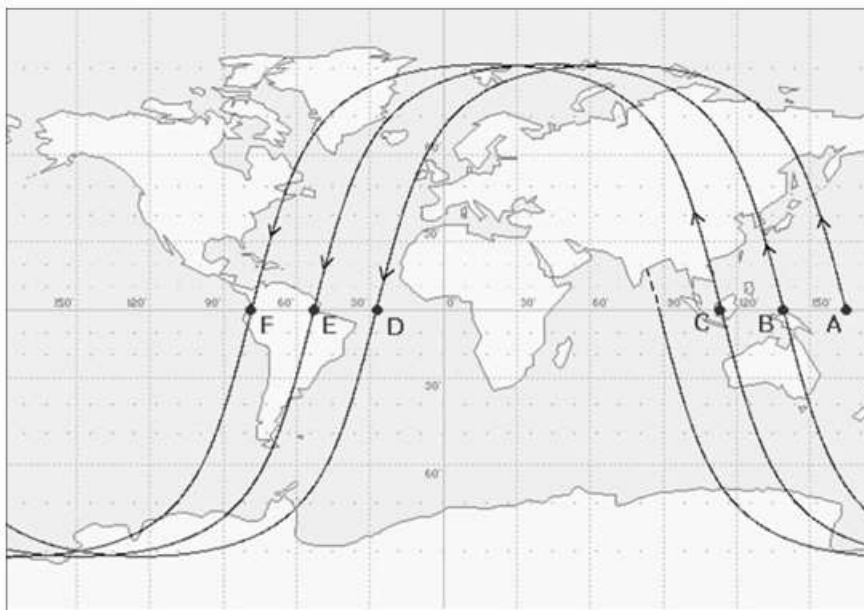


Figure 4 - Trace au sol et heures de passage à l'équateur d'un satellite héliosynchrone typique, NOAA 11.

Nœuds ascendants : A (heure UTC 2 h 58, heure solaire moyenne 13 h 58), B (heure UTC 4 h 40, heure solaire moyenne 13 h 58), C (heure UTC 6 h 22, heure solaire moyenne 13 h 58).

Nœuds descendants : D (heure UTC 3 h 49, heure solaire moyenne 01 h 57), E (heure UTC 5 h 31, heure solaire moyenne 01 h 57), F (heure UTC 7 h 13, heure solaire moyenne 01 h 57).

On constate que le satellite héliosynchrone traverse toujours l'équateur, dans un sens donné, à la même heure solaire moyenne.

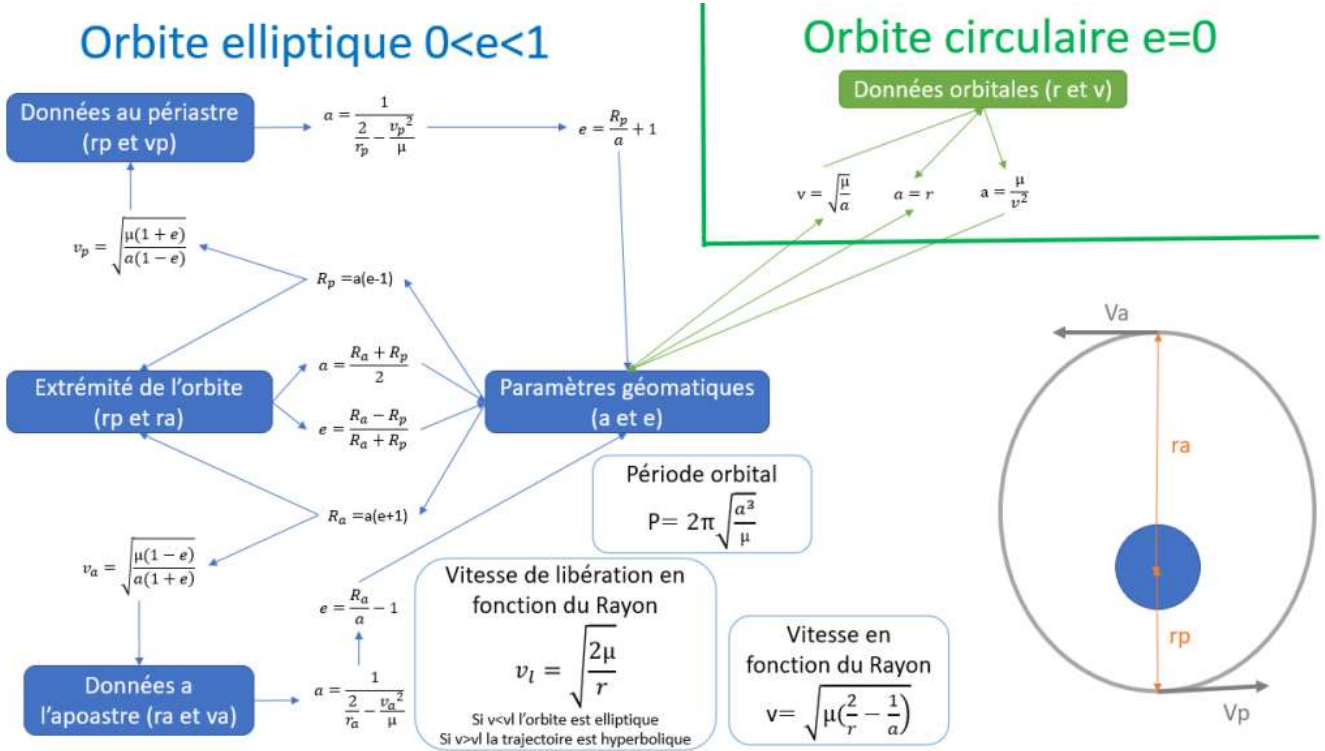
(Carte tracée à l'aide du logiciel de trajectographie du cédérom « Les images satellitaires » du ministère de l'Éducation nationale, de la Recherche et de la Technologie, © DISTBN - Jeulin)

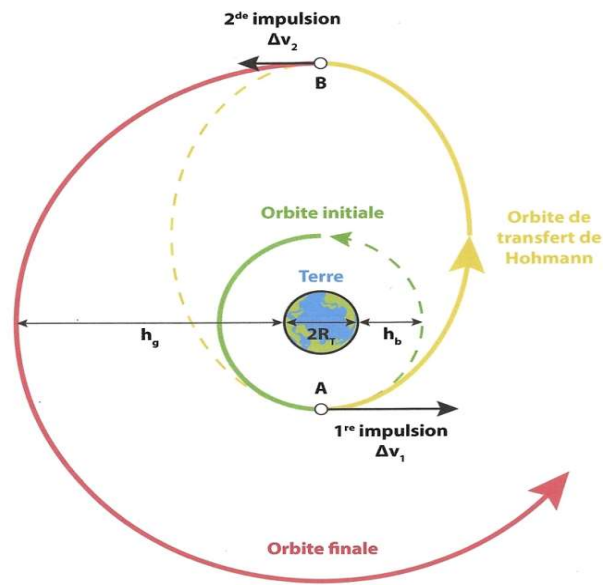
Samos-2 , satellite de reconnaissance américain est le premier satellite artificiel à se placer sur une orbite héliosynchrone en Janvier 1961.

## ANNEXES

- 1 - Calculs des paramètres orbitaux
- 2 - Mise à poste des satellites géostationnaires
- 3 - Déclin d'orbite
- 4 - Sites de lancements
- 5 - Nombre de satellites actifs
- 6 - Maquette d'une orbite de Molnia

# Annexe 1 Calculs des paramètres orbitaux





### Lancement et injection en orbite de transfert

Le lanceur dépose le satellite à 200kms d'altitude à une vitesse de 10,24 km/sec. ( point A ) supérieure de 2,45 km/sec. ( delta  $v_1$  ) à la vitesse de satellisation pour cette altitude . delta  $v_1$  provoque donc l'injection en orbite de transfert qui va se traduire par une montée balistique en altitude

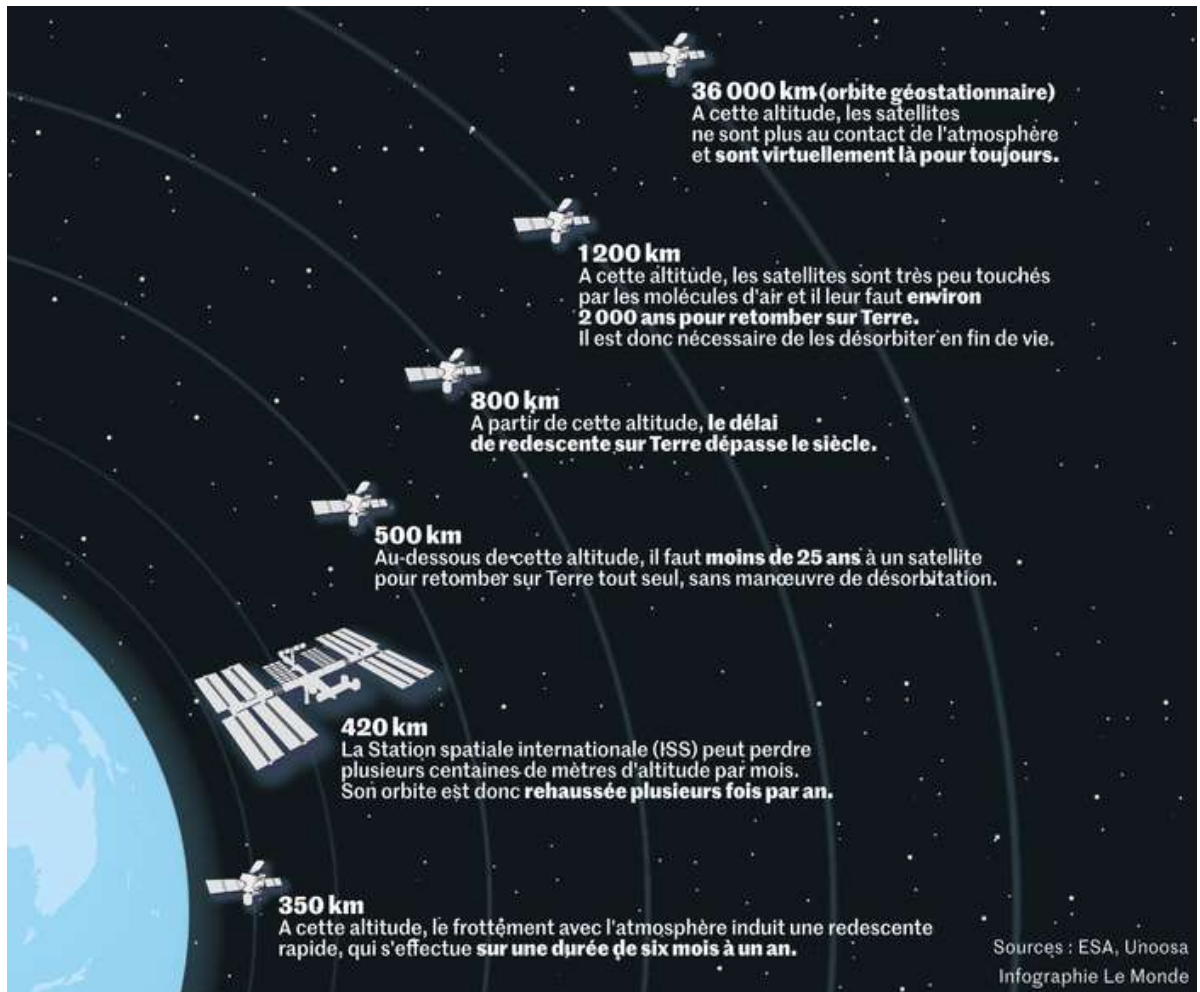
### Orbite de transfert géostationnaire , étape de quelques heures

Dans son élan le satellite , sans consommation de carburant , va atteindre l'altitude de l'orbite géosynchrone à environ 36 000 kms en 5 heures environ , sa vitesse passera de 10,24 à 1,60 km/sec au point B

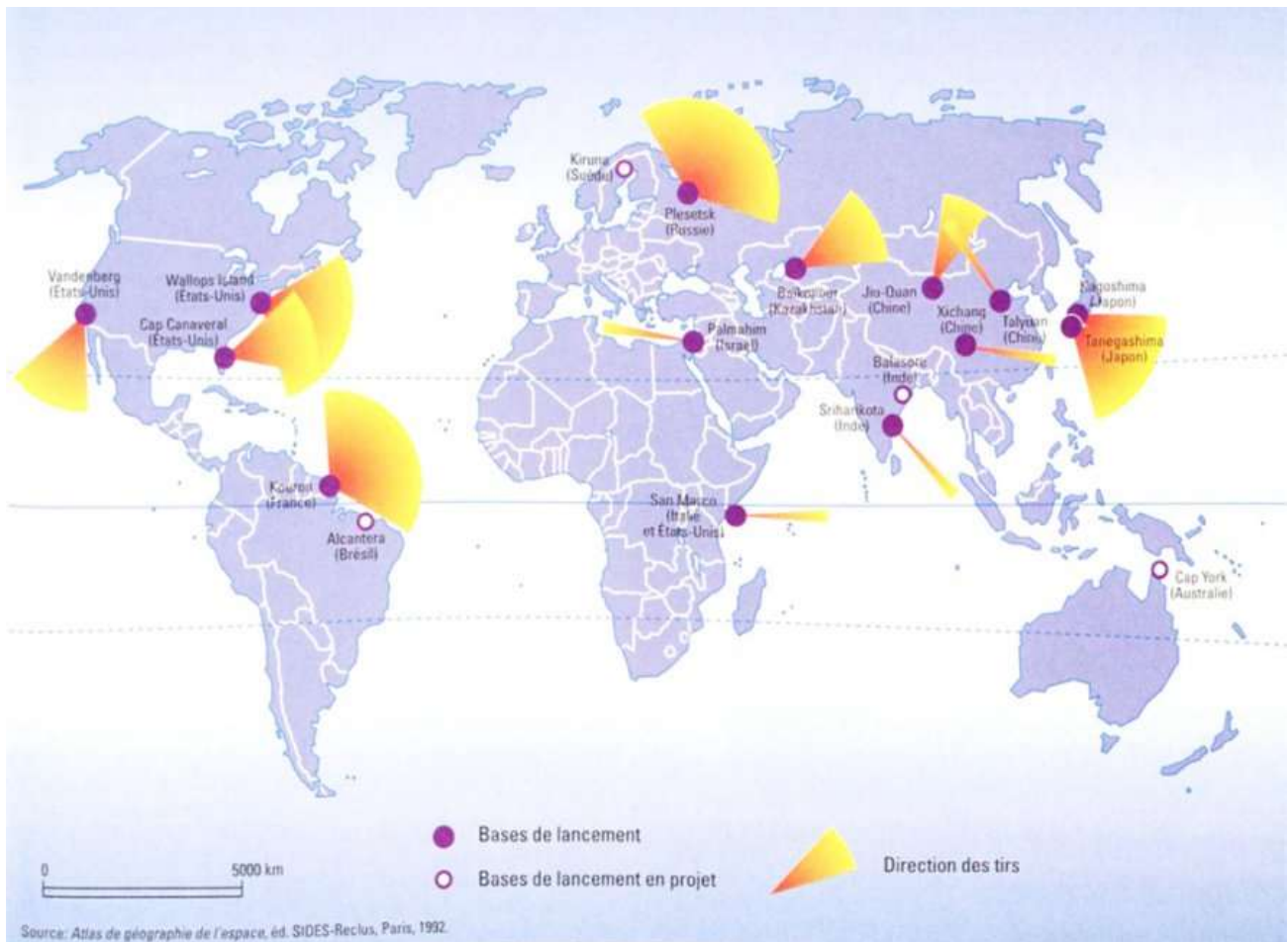
### Circularisation de l'orbite , étape de quelques jours

Au point B c'est à dire à 36 000 kms d'altitude la vitesse de satellisation circulaire est de 3,07 km/sec ; si on ne fait rien , l'orbite du satellite restera elliptique et il reviendra à peu près au périgée de départ . Pour circulariser son orbite le satellite devra se donner ( moteur d'apogée ) un complément de vitesse de 1,48 km/sec . Dans la réalité cette manœuvre se fait en plusieurs fois mais les impulsions sont toujours faites à l'apogée .

## Annexe 3 Déclin d'orbite



## Annexe 4 Sites de lancements



Les principaux critères de choix d'un site de lancements de satellites sont :

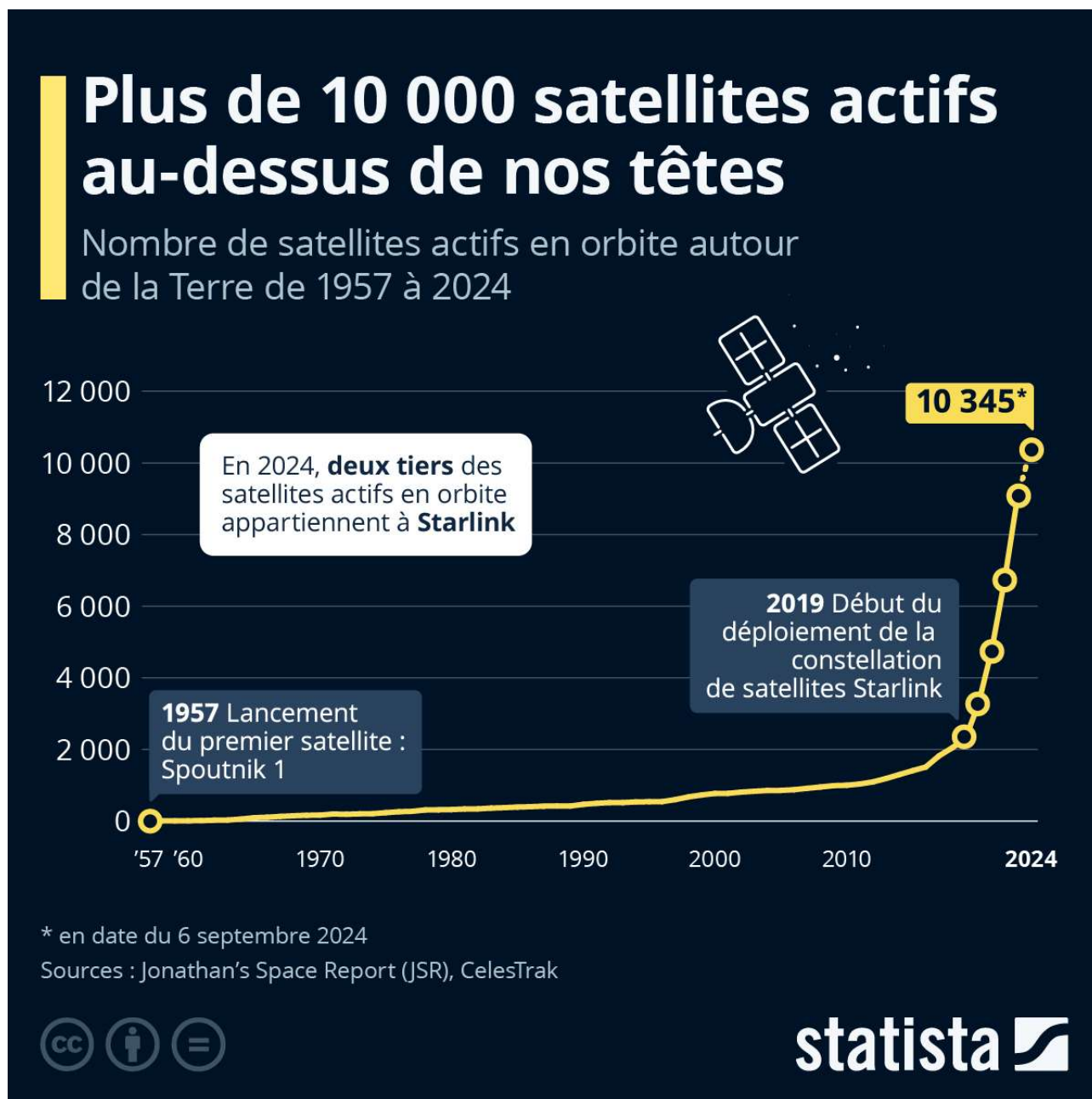
Zone dépeuplée et en bord de mer quand c'est possible .

Grande surface de terrain

Une direction des tirs vers l'Est est favorable : Le lanceur profite ainsi d'un surcroit de vitesse lié à la rotation vers l'Est de la Terre .

Une base proche de l'équateur comme Kourou , latitude 5° Nord permet d'améliorer les performances du lanceur lorsque la charge utile doit être placée en orbite géosynchrone ( vitesse de rotation de la Terre à l'équateur : 1 670 km/h )

Kourou , base de lancement européenne , permet aussi des lancements en orbite polaire , exemple la mise en orbite polaire (ou héliosynchrone ?) du satellite militaire CSO-3 le 6 Mars 2025 par la fusée ARIANE 6 (deuxième vol) altitude du satellite : 797 km , vitesse 7,55 km/s



## Satellites Starlink en Mai 2025

8 424 satellites ont été lancés ; 7 530 sont encore en orbite , les autres ont été désorbités .

Annexe 6 Maquette d'une orbite de Molnia L'orbite et la Terre sont à la meme échelle





