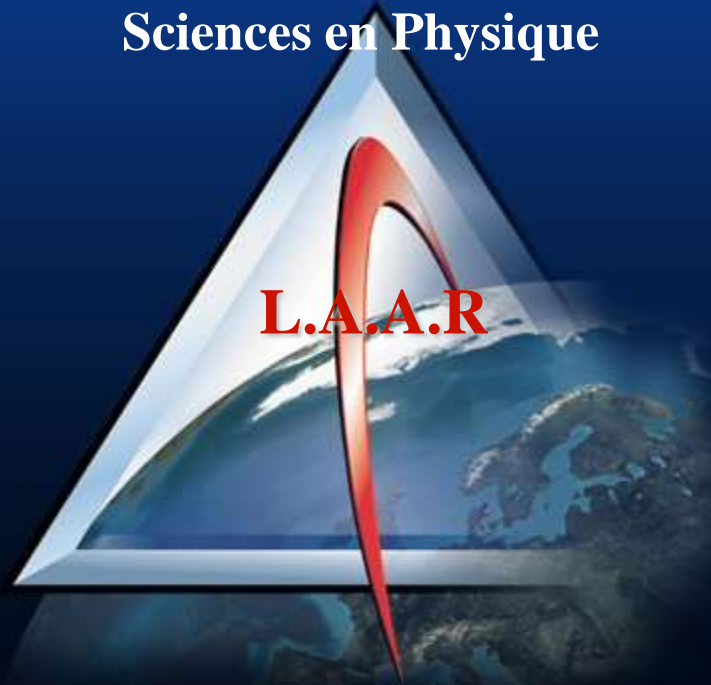


Laboratoire d'Analyse et d'Application des Rayonnements

Thèse présentée en vue de l'obtention du diplôme de Doctorat en
Sciences en Physique



L.A.A.R

Intitulée:

**Etude de l'orbitographie des satellites
artificiels et exploitation de leurs données**

Plan (1/2)



- Problématique et objectifs de la thèse.

PARTIE 1 : L'orbitographie des satellites artificiels

- Classification des satellites et des orbites.
- L'orbitographie des satellites artificiels.
- Les perturbations orbitales.
- Les propagateurs d'orbites (SGP4:Simplified General Perturbations)
- Réalisation d'un logiciel de prévision.
- Réalisation d'un dispositif d'automatisation pour la réception des images NOAA HRPT (High Resolution Picture Transmission)

Plan (2/2)



PARTIE 2 : Application des données GPS pour la localisation de stations géodésiques

- Le système GPS (Global Positioning System).
- Les sources d'erreurs.
- Le logiciel GINS-PC.
- Les méthodes de localisation.
 - Statique.
 - Cinématique.
 - PPP (Precise Point Positioning) .
 - DD (Double Difference).
- Conclusion et perspectives.

Problématique et objectifs de la thèse



■ 1^{ère} partie

- Précision du Positionnement des satellites (Orbitographie)
- Réception des images satellites.
- Phénomènes perturbateurs (gravité, atmosphère, lune soleil...etc.)
- Logiciel de prévision de passage des satellites défilant (SGP4)
- Système d'automatisation de la réception des images NOAA-HRPT.

■ 2^{ème} partie

- Le système GPS (NAVSTAR).
- Intérêt scientifique croissant.
- Disponibilité et gratuité des données.
- Localisation de quelques stations géodésiques.
- IGS (International GNSS Service)
- GINS-PC (Centre National des Etudes Spatiales – France)



PARTIE 1

ORBITOGRAPHIE DES

SATELLITES ARTIFICIELS

Classification des satellites selon leurs applications



➤ Satellites météorologiques.

- Meteosat (ESA), GMS (Japon), INSAT (Inde), GOES (USA)
- NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration)

➤ Satellites de télécommunication.

➤ Satellites de télédétection.

- Envisat, SPOT, RESUR, ERS ...

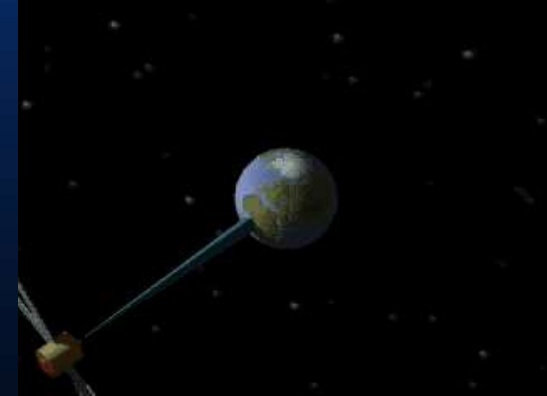
➤ Satellites de positionnement.

- GPS, GLONASS, GALILEO...

Classification des satellites en fonction du type d'orbite



- Les satellites géosynchrones :
période = 24h (Télécommunications)
 - géostationnaires (inclinaison $i = 0^\circ$).



- Les satellites à orbites semi-synchrones ont une période de rotation de 12h (GPS)

- Les satellites héliosynchrone : ligne des nœuds fixe par rapport au Soleil.



Classification des orbites

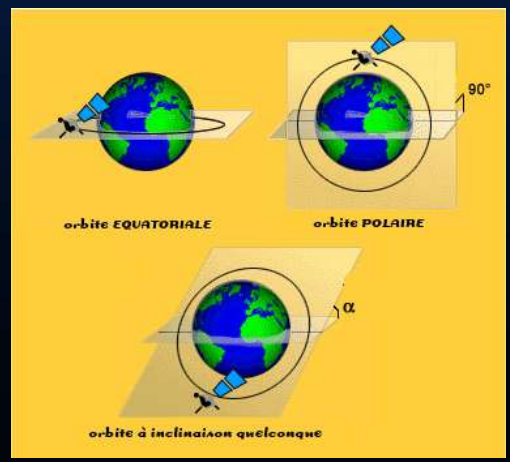
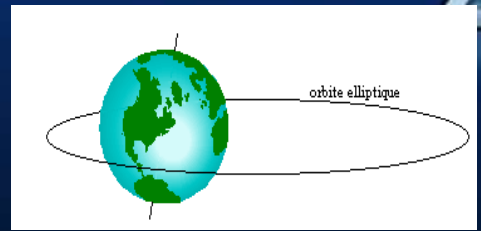
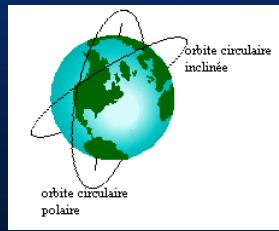


LAAR

- La forme de l'orbite
 - *Orbite circulaire.*
 - *Orbite elliptique.*

- Inclinaison du plan orbital
 - *Orbite équatoriale.*
 - *Orbite polaire*
 - *Orbite inclinée*

- Altitude.



Type d'orbite	Altitude (distance par rapport au centre de la Terre)
LEO (Low-Earth Orbits)	< 800 km (a < 7178 km)
MEO (Mid-Earth Orbits)	entre 800 et 30000 km (a entre 7178 et 36378 km)
GEO (Geosynchronous Orbits)	35780 km (a=42158 km)
Deep Space Orbits	au-delà de 35780 km

L'orbitographie des satellites

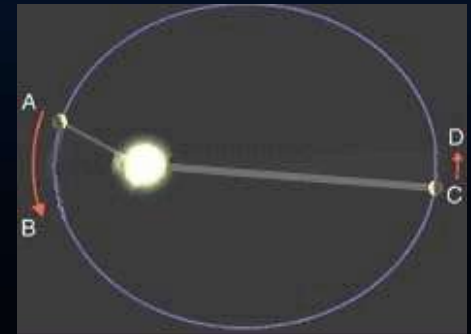
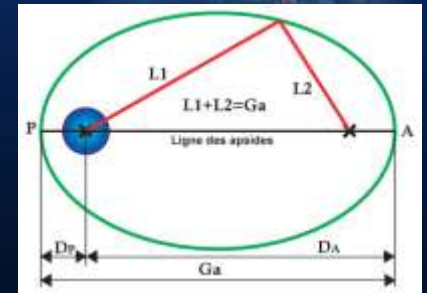


- Ensemble des techniques et équipements de mesures, des logiciels de simulation, des d'algorithmes de calcul et de traitement des erreurs.
- Restitution la plus précise possible de la trajectoire.
 - coordonnées d'un satellite
 - référentiel lié à la Terre
- Prédiction à court ou moyen terme de la position du satellite.
- Eviter de mobiliser en permanence des moyens de calcul en temps réel.

Les lois de Kepler



LAAR



$$\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{GM}$$

- La trajectoire du satellite est une ellipse dont la Terre occupe l'un des foyers.
- L'aire balayée par le rayon vecteur Terre-Satellite, en une durée donnée, est constante.
- Le carré de la période T d'un satellite est directement proportionnel au cube du demi-grand axe a de la trajectoire elliptique

Détermination de la trajectoire d'un satellite



6 paramètres nécessaires:

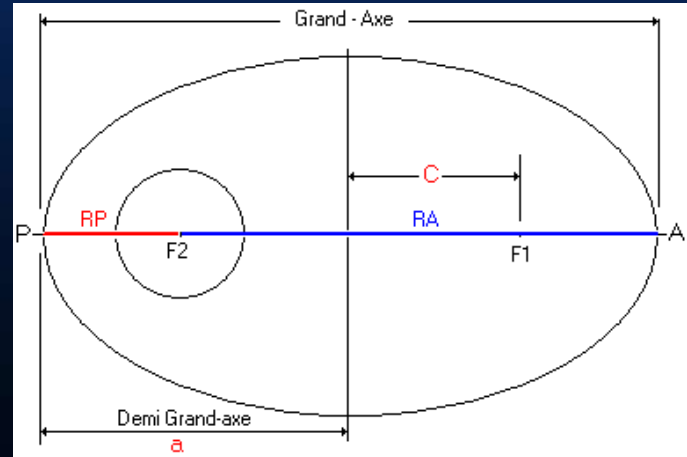
- Forme et l'orientation de la trajectoire:
 - *Demi grand axe.*
 - *Excentricité.*
 - *Inclinaison.*
 - *Ascension droite du nœud ascendant.*
 - *Argument du périhélie.*

- Position du satellite :
 - *Anomalie moyenne.*

Le demi grand axe et L'excentricité



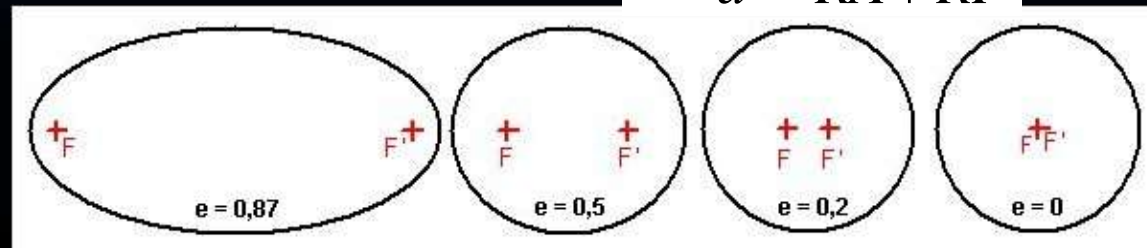
- Demi grand axe a : Moitié de la distance séparant l'apogée du périhélie.



- L'excentricité e : Aplatissement de l'ellipse:

$$e = \frac{c}{a} = \frac{RA - RP}{RA + RP}$$

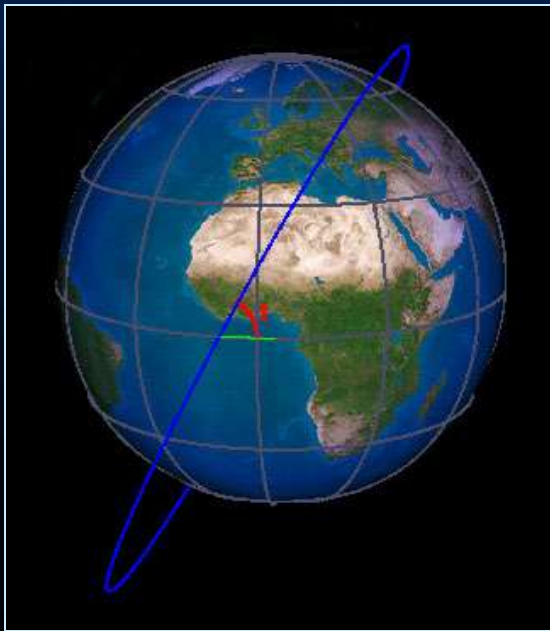
- $0 < e < 1$
- $e = 0 \rightarrow$ Cercle
- $e = 1 \rightarrow$ Parabole
- $e > 1 \rightarrow$ Hyperbole



L'inclinaison d'une orbite (i)



- Angle entre le plan orbital et le plan de l'équateur:



- $i = 0^\circ$ ou 180° : orbite équatoriale
- $i = 90^\circ$: orbite polaire
- $0^\circ < i < 90^\circ$: orbite directe
- $90^\circ < i < 180^\circ$: orbite rétrograde

$$0^\circ < i < 180^\circ$$

Ascension droite du nœud ascendant (Ω)



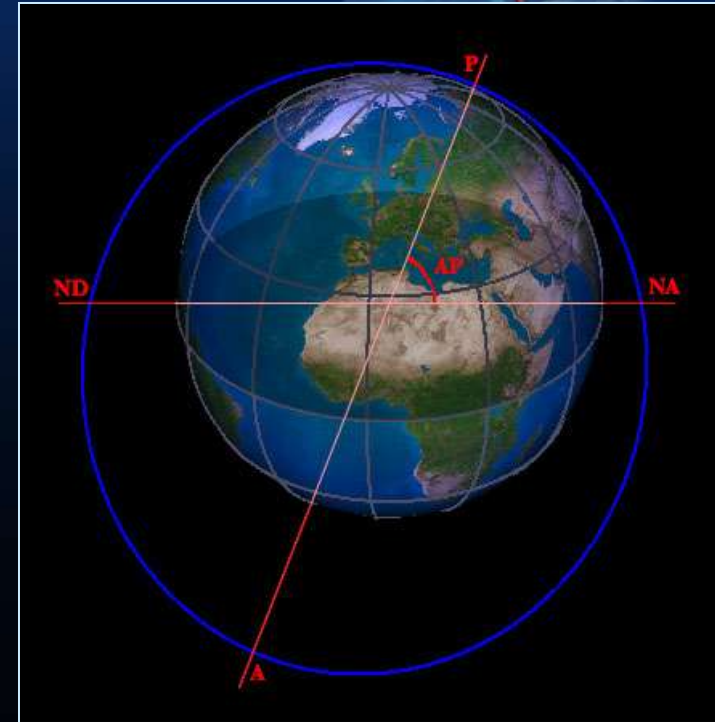
- Angle entre l'équinoxe vernal et le nœud ascendant.
- L'équinoxe vernal est la ligne d'intersection du plan équatorial avec le plan orbital de la terre autour du soleil.
- Ligne d'intersection de l'orbite avec le plan équatorial.
 - Nœud ascendant: point de l'orbite où le satellite passe du sud au nord.



L'argument du périégée (ω)



- Angle entre la ligne des nœuds et le grand axe de l'ellipse (Par rapport au nœud ascendant NA).
- Un argument du périégée de 0° signifie que le satellite est au plus près de la terre lorsqu'il traverse le plan équatorial du Sud vers le Nord.



L'anomalie moyenne (M)



- Angle qui donne la position d'un point fictif en mouvement circulaire uniforme de pulsation n .

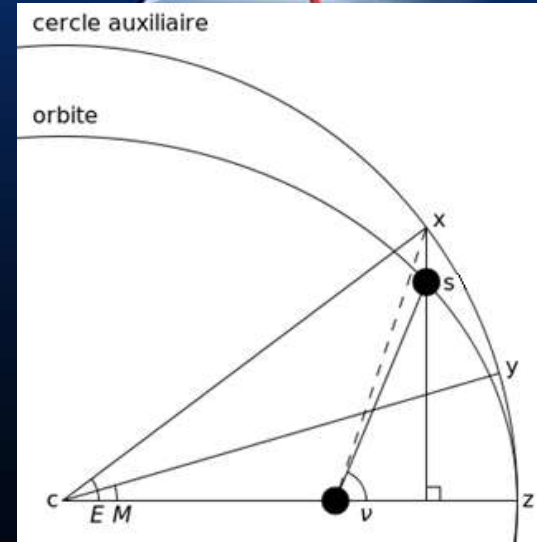
$$n = \frac{2\pi}{T} = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$$

- Résolution de l'équation de Kepler:

$$E - e \sin E = M$$

- Anomalie excentrique E : Angle entre la direction du périégée et la position courante du satellite sur le cercle exinscrit à l'ellipse.

- Anomalie vraie v : angle entre le périégée et la position courante du satellite sur son orbite, mesuré au foyer de l'ellipse.



$$v = 2 \arctan \left[\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E}{2} \right]$$

Fichier TLE (Two Lines Elements)



TIROS N

```
1 11060U 78096A 06003.96213095 .00000028 00000-0 35159-4 0 2116
2 11060 98.7517 324.8663 0011477 19.9580 340.2041 14.17380923620427
NOAA 6
1 11416U 79057A 06003.60085663 .00000102 00000-0 54288-4 0 8616
2 11416 98.5079 35.1713 0011029 36.4738 323.7197 14.31706659381328
NOAA 9
1 15427U 84123A 06004.10153158 .00000203 00000-0 12569-3 0 1219
2 15427 98.5210 49.8703 0015662 88.5191 271.7817 14.15224917 86721
NOAA 10
1 16969U 86073A 06004.24455689 .00000053 00000-0 40263-4 0 435
2 16969 98.7645 15.4983 0011624 268.0416 91.9417 14.27282053 3775
NOAA 11
1 19531U 88089A 06004.28739567 .00000387 00000-0 22346-3 0 9368
2 19531 98.8375 94.4455 0012484 96.4726 263.7878 14.14787350891363
NOAA 12
1 21263U 91032A 06004.27903991 .00000107 00000-0 64146-4 0 4245
2 21263 98.7188 358.3545 0012547 201.2829 158.7828 14.25481634760890
NOAA 14
1 23455U 94089A 06004.30590059 -.00000108 00000-0 -33071-4 0 9416
2 23455 99.0636 60.6426 0009853 150.6000 209.5727 14.13625023567912
NOAA 15
1 25338U 98030A 06004.09157340 .00000086 00000-0 55365-4 0 3446
2 25338 98.5136 11.3235 0011203 129.7634 230.4534 14.24557690397350
NOAA 16
1 26536U 00055A 06004.06987401 .00000050 00000-0 51794-4 0 6944
2 26536 99.0448 328.9622 0009976 219.5876 140.4554 14.12304913272416
NOAA 17
1 27453U 02032A 06004.28690678 .00000190 00000-0 10197-3 0 7162
2 27453 98.6416 79.5549 0011813 187.6226 172.4760 14.23739224183457
NOAA 18
1 28654U 05018A 06004.25369908 .00000452 00000-0 27576-3 0 3075
2 28654 98.7709 311.1980 0014054 328.7114 31.3240 14.10919982 32260
```

- La ligne 0 :
Appellation du satellite.
- La ligne 1 :
69 caractères pour des renseignements généraux.
- La ligne 2 :
69 caractères pour les paramètres orbitaux.

Les propagateurs d'orbites



- Insuffisance du modèle képlérien:
 - Ellipse parfaite.
 - Fixe dans l'espace.
- Prise en compte des perturbations orbitales.
- Perturbations ignorées → Prévisions faussées au bout de quelques heures.

SGP (Simplified General Perturbations)

- SGP – SGP4 – SGP8 : pour les satellites à basse orbite.

SDP (Simplified Deep Space Perturbations)

- SDP4 – SDP8: pour les satellites hautes orbites ($T > 225$ mn).

Les perturbations orbitales



Distribution non homogène de la masse terrestre

- Dans le cas képlérien, la Terre est sphérique: $U = \frac{\mu}{r}$
- Dans le cas réel, la distribution de la masse terrestre n'est pas homogène, le potentiel est écrit sous la forme d'harmoniques sphériques.

$$U = \frac{\mu}{r} + \frac{\mu}{r} \sum_{n=1}^{\infty} \left(\frac{r_{eq}}{r} \right)^n \left[-J_n P_n(\sin \phi) + \sum_{m=1}^n \{C_{nm} \cos(m\lambda) + S_{nm} \sin(m\lambda)\} P_{nm} \sin(\phi) \right]$$

- r_{eq} le rayon équatorial terrestre,
- J_n harmonique zonal d'ordre n ,
- C_{nm} et S_{nm} :harmoniques tesseraux,
- P_n est le polynôme de Legendre d'ordre n ,
- P_{nm} la fonction de Legendre propre associée.
- r , λ et ϕ sont le rayon-vecteur, la latitude et la longitude du point.

Les perturbations orbitales

(suite)



Le frottement atmosphérique:

- Dû à l'interaction entre l'atmosphère et le satellite.
- Peut être négligé à partir de 1000 km d'altitude.

$$\gamma_f = \frac{1}{2} \rho S V_r^2 \frac{C_x}{m}$$

ρ : densité de l'atmosphère, S : surface de référence, V_r : vitesse du satellite, m : sa masse, C_x : coefficient de traînée.

Influence de la lune et du soleil:

- Les deux astres ont une influence sur la trajectoire du satellite.
- le potentiel supplémentaire dû à un des astres s'écrit :

$$U_p = \mu_p \left(\frac{1}{\Delta} - \frac{xx' + yy' + zz'}{r_p^3} \right)$$

avec

$$\Delta^2 = r_p^2 + r^2 - 2(xx' + yy' + zz')$$

Pression de radiations solaire:

- Force due à l'interaction des photons avec le satellite.

$$\vec{\gamma}_p = \epsilon S P_0 \frac{C_p}{m} \vec{u}$$

ϵ coefficient valant 1 si le satellite est éclairé, sinon 0, S : surface de référence, P_0 pression de radiation solaire par unité de surface ($4,63 \cdot 10^{-6} \text{ N} \cdot \text{m}^{-2}$), C_p coefficient de réflexivité (1,5)

Le propagateur SGP4

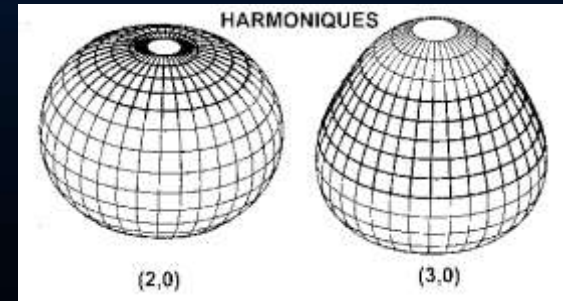
Pourquoi ce choix?



- Altitude des satellites NOAA < 900 Km (SGP – SGP4 – SGP8.)
- Modèle géopotentiel de 4ème ordre:

$$U = \frac{\mu}{r} + \frac{\mu}{r} \sum_{n=1}^{\infty} \left(\frac{r_{eq}}{r}\right)^n \left[-J_n P_n(\sin \phi) + \sum_{m=1}^n \{C_{nm} \cos(m\lambda) + S_{nm} \sin(m\lambda)\} P_{nm} \sin(\phi) \right]$$

- *Bourrelet équatorial (J2).*
- *Forme de poire (J3).*
- *Déviations additionnelles (J4).*

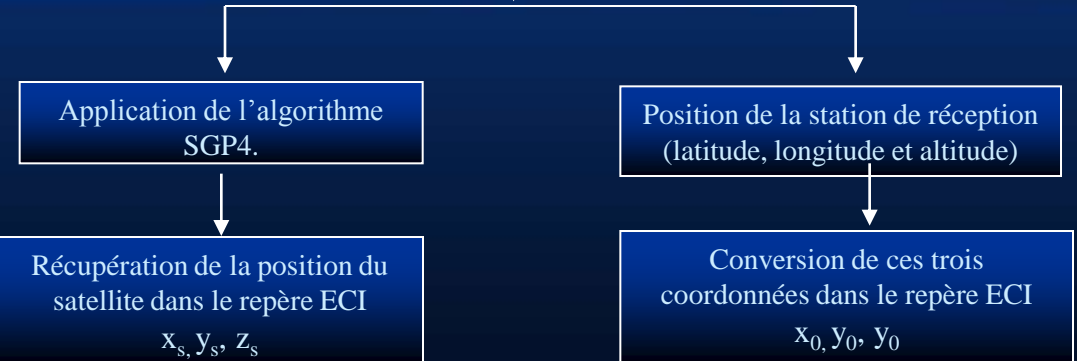


- Traînée atmosphérique.
- Paramètres d'entrée: Éléments orbitaux.
- Paramètres de sortie: Position et vitesse du satellite.

Calcul de l'élévation et de l'azimut



Début

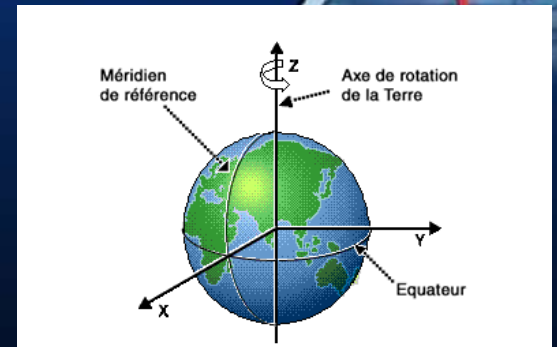


Dans le repère ECI
 $r_x = x_s - x_0$
 $r_y = y_s - y_0$
 $r_z = z_s - z_0$

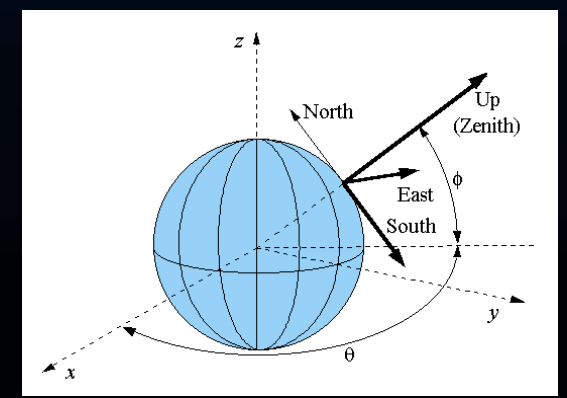
Conversion dans le système de coordonnées topocentrique.
 r_s, r_E, r_Z

Calcul de l'élévation et de l'azimut du satellite par rapport à la station

Fin



Repère ECI (Earth Centered Inertial)



Repère topocentrique

Implémentation de l'algorithme SGP4 dans un logiciel d'orbitographie



LAAR-TRACK: algorithme de prévision

Orbitographie des satellites artificiels

Modélisation des perturbations orbitales

Satellite: NOAA 19

Station: Latitude: 37.35, Longitude: 0.39, Alt (m): 100

Position du satellite NOAA 19 dans le repère topocentrique

Temps écoulé en secondes:	AZIMUT (°)	ELEVATION (°)
102	345.279722059193	-20.6326520091344
104	345.190673225797	-20.7531105911030
106	345.101624392401	-20.8735944569114
108	344.91336461082	-20.8736943761777
110	344.925104983243	-20.5040031884959
112	344.837106409446	-20.5943257121441
114	344.749367981282	-21.0946617139774
116	344.661887210034	-21.119011627767
118	344.574684007991	-21.1753734678451

2 lines elements

```
Line 1 1 33591U 09005A 12295.47462075 00000242 00000-0 15762-3 0 5504
Line 2 2 33591 98 8753 233.7571 0014612 27.4912 332.7020 14.11402757190829
```

TLE Epoch: 12295.47462075

Date et horaire de prévision: 22/10/2012 22:23:32

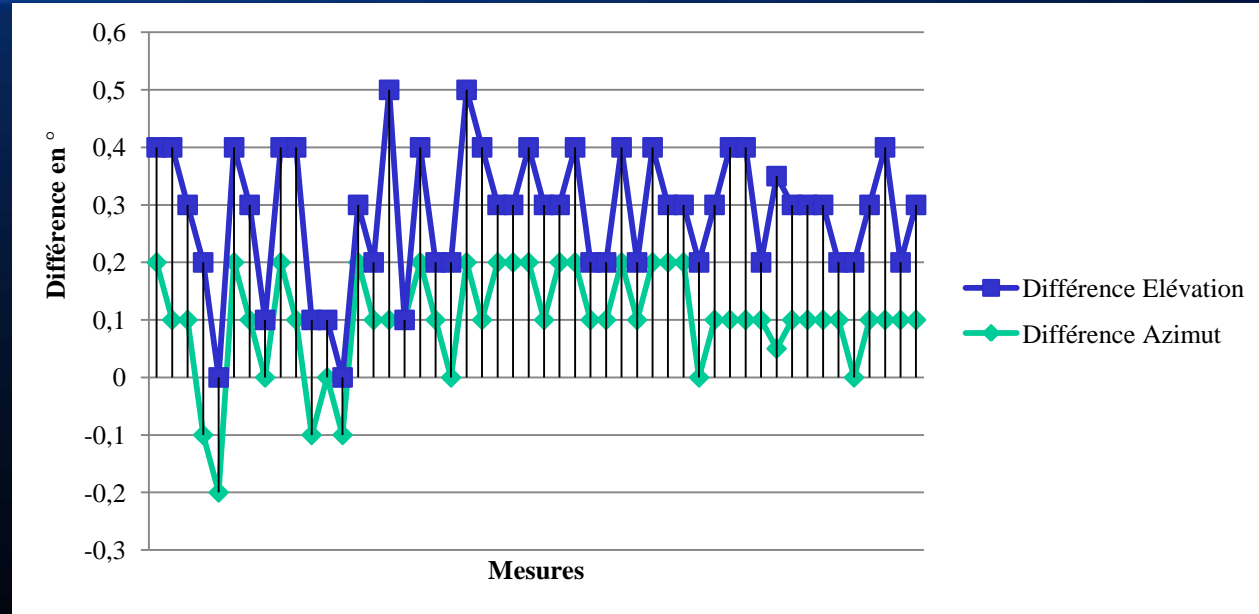
Epoch en minutes: 59911059.5495878

LAAR: Laboratoire d'Analyse et d'App...

```
0.16645777 -1.68676423 -7.21556420
0.55447383 -2.62303774 6.93634679
-1.26739748 -3.49811905 -6.40576465
1.93391757 -4.29239697 5.75675872
SGP4 Test
1 33591U 09005A 12295.47462075 00000242 00000-0 15762-3 0 5504
2 33591 98 8753 233.7571 0014612 27.4912 332.7020 14.11402757190829
TSINCE X Y Z
0.00 -4272.19689775 -5828.08698153 -0.11477237
360.00 4351.43312130 5662.37739890 -1232.92537452
720.00 -4282.61285564 -5322.26181907 2344.20521332
1080.00 4924.40550071 4548.99180195 -3467.76033329
```

1	Coordonnées de la station de réception (longitude, latitude and altitude).
2	Choix du satellite à pointer.
3	Les deux lignes (TLE) correspondant au satellite sélectionné.
4	Epoque du fichier TLE (Jour Julien + année).
5	Extraction de la partie fractionnelle pour le calcul de l'époque (Heure, minute et seconde).
6	Choix de la date et de l'heure de prévision.
7	Intervalle de calcul (Dans cet exemple, toutes le 2 secondes pendant 2 minutes)
8	L'élévation que doit avoir l'antenne pour pointer le satellite.
9	L'azimut que doit avoir l'antenne pour pointer le satellite.
10	Position et vitesse du satellite calculées à la date et heure demandée

Validation du logiciel LAAR-Track



L'erreur en azimuth varie de $-0,2^{\circ}$ à $0,2^{\circ}$ (Pas de détérioration de la réception: le pas de déplacement de l'antenne est de $1,25^{\circ}$ sur le plan horizontal)

L'erreur en Elévation est un peu plus importante, variant de $-0,2^{\circ}$ à $0,5^{\circ}$, mais cela reste correct, car aucune perte du signal ne peut être causée par cette différence.



LA POURSUITE AUTOMATIQUE DES SATELLITES A PARTIR DE LA STATION DE RECEPTION LAAR

La station de réception



1.7 Ghz

Pupitre de
commande
du rotor

Interface de
poursuite

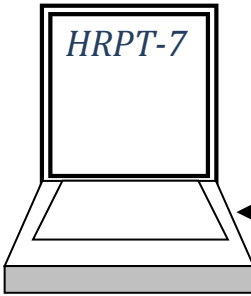
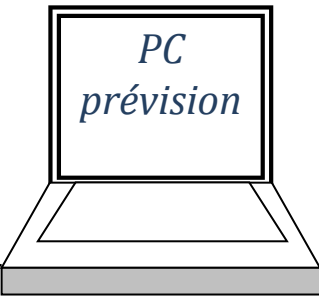
Préamplificateur

Convertisseur

134-138 Mhz

Récepteur
numérique

Interface de décodage



Principe de la poursuite automatique



- Commande de l'antenne:
 - Site: plan vertical $[0^{\circ}-180^{\circ}]$
 - Azimut: plan horizontal $[0^{\circ}-450^{\circ}]$



1. Récupération de la position de l'antenne
2. Comparaison avec les valeurs calculées par un logiciel de prévision
3. Asservissement de l'antenne

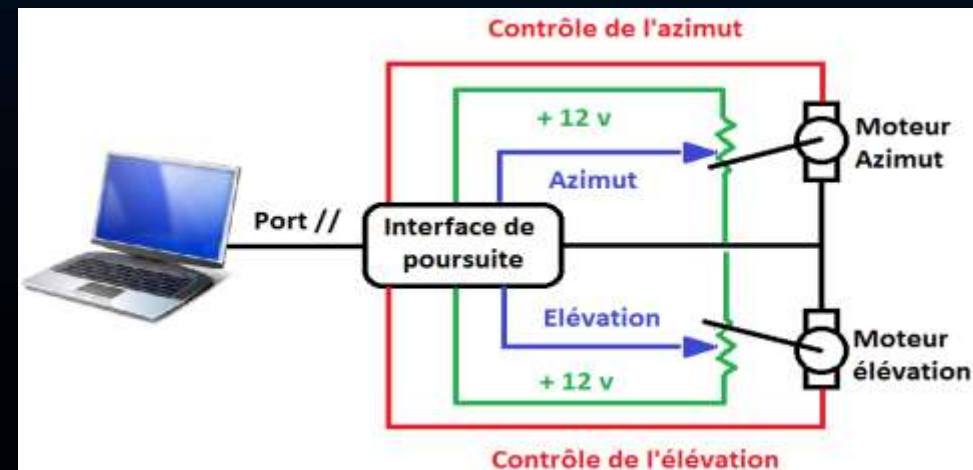
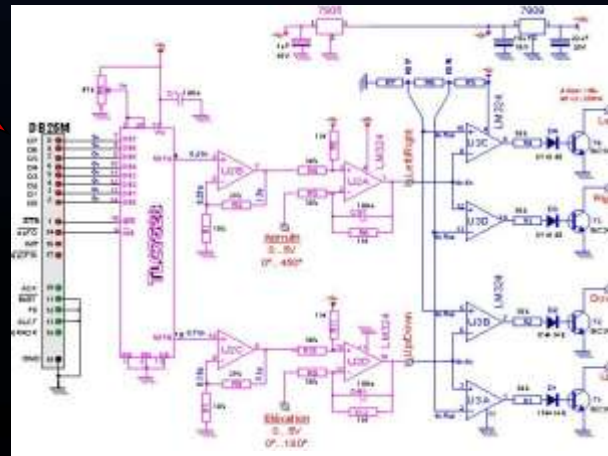
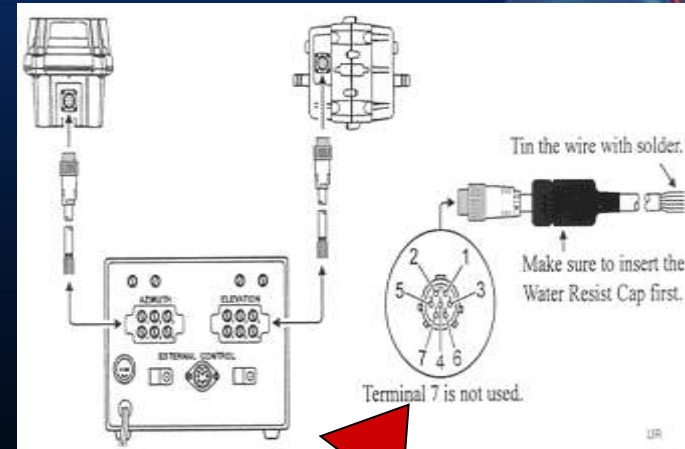
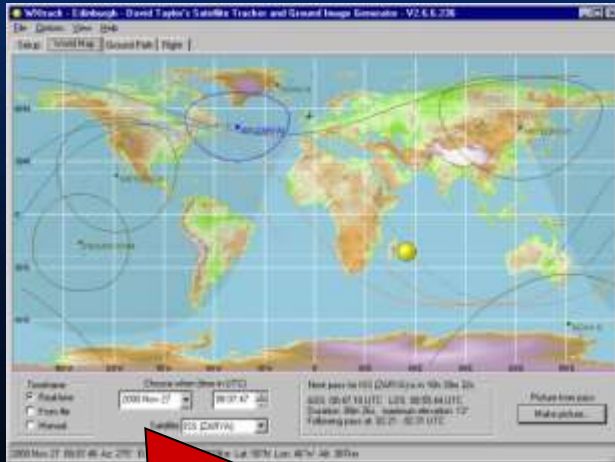


Schéma électronique de l'interface de poursuite

LAAR



Validation du dispositif d'automatisation



Essai avec un satellite Géostationnaire:

- Éloigner le plus possible l'antenne de la position du satellite
- Brancher l'interface:
 - Azimut = 180°
 - Élévation = 45°

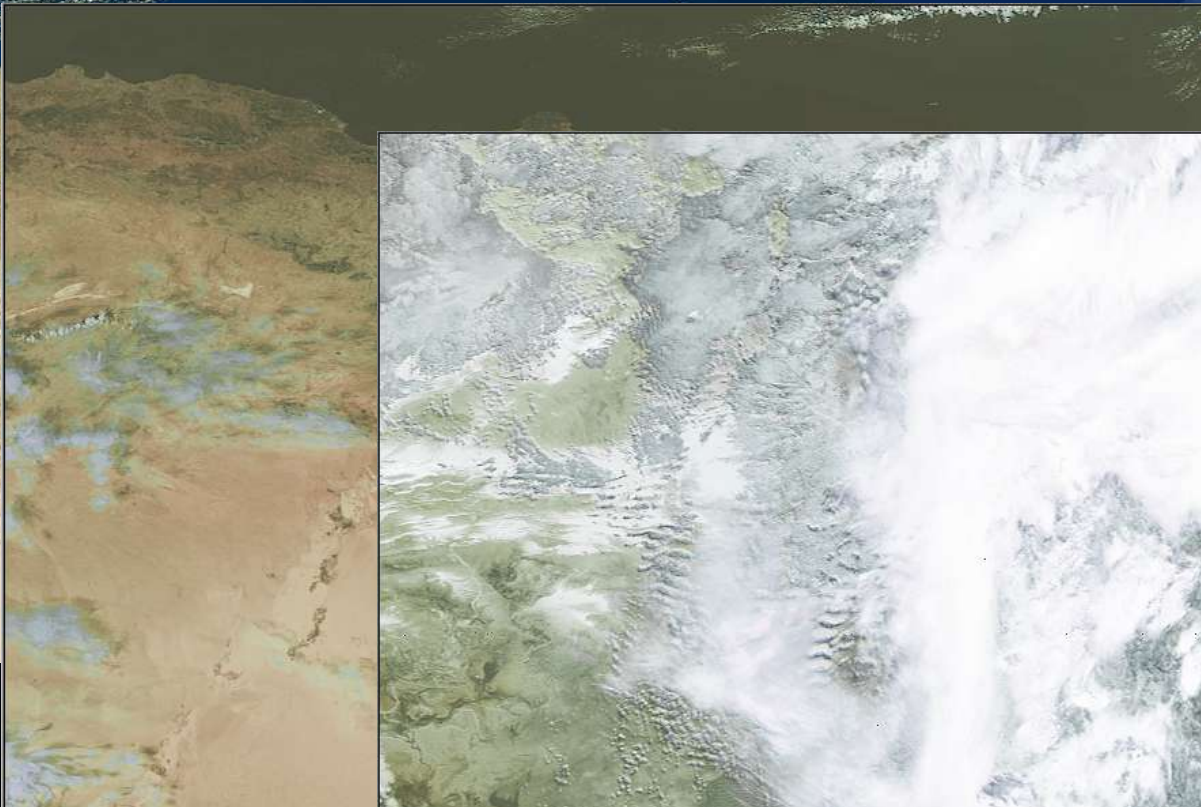
Essai avec un satellite Défilant NOAA

- Attendre qu'un satellite passe au-dessus de la station avec une élévation $> 20^\circ$
- Réglage du récepteur sur la fréquence d'émission du satellite
- Déplacement automatique et en temps réel de l'antenne en site et en azimut et réception des images HRPT

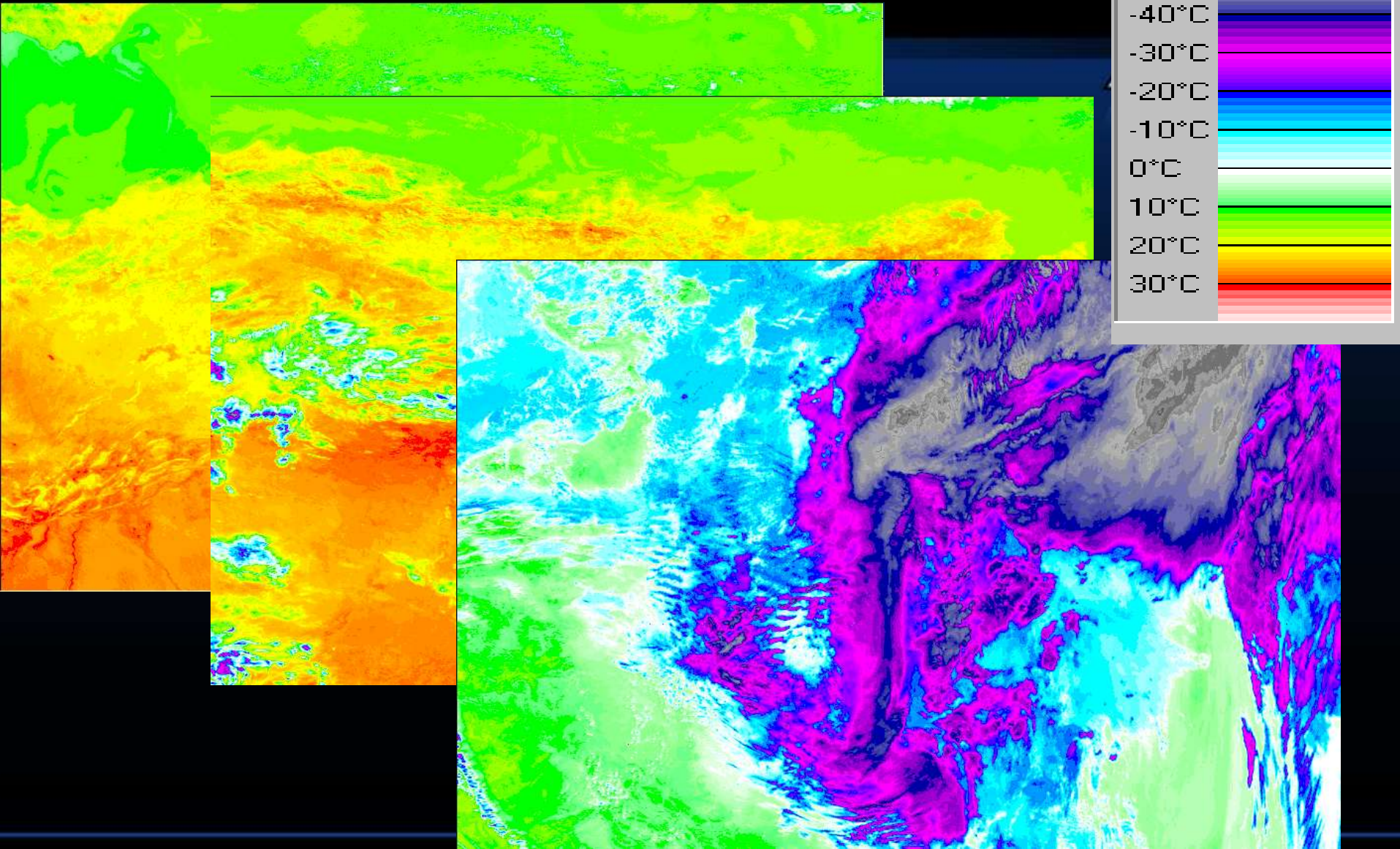


*Comparaison entre la qualité de deux images HRPT
(gauche : réception manuelle, droite : réception automatique)*

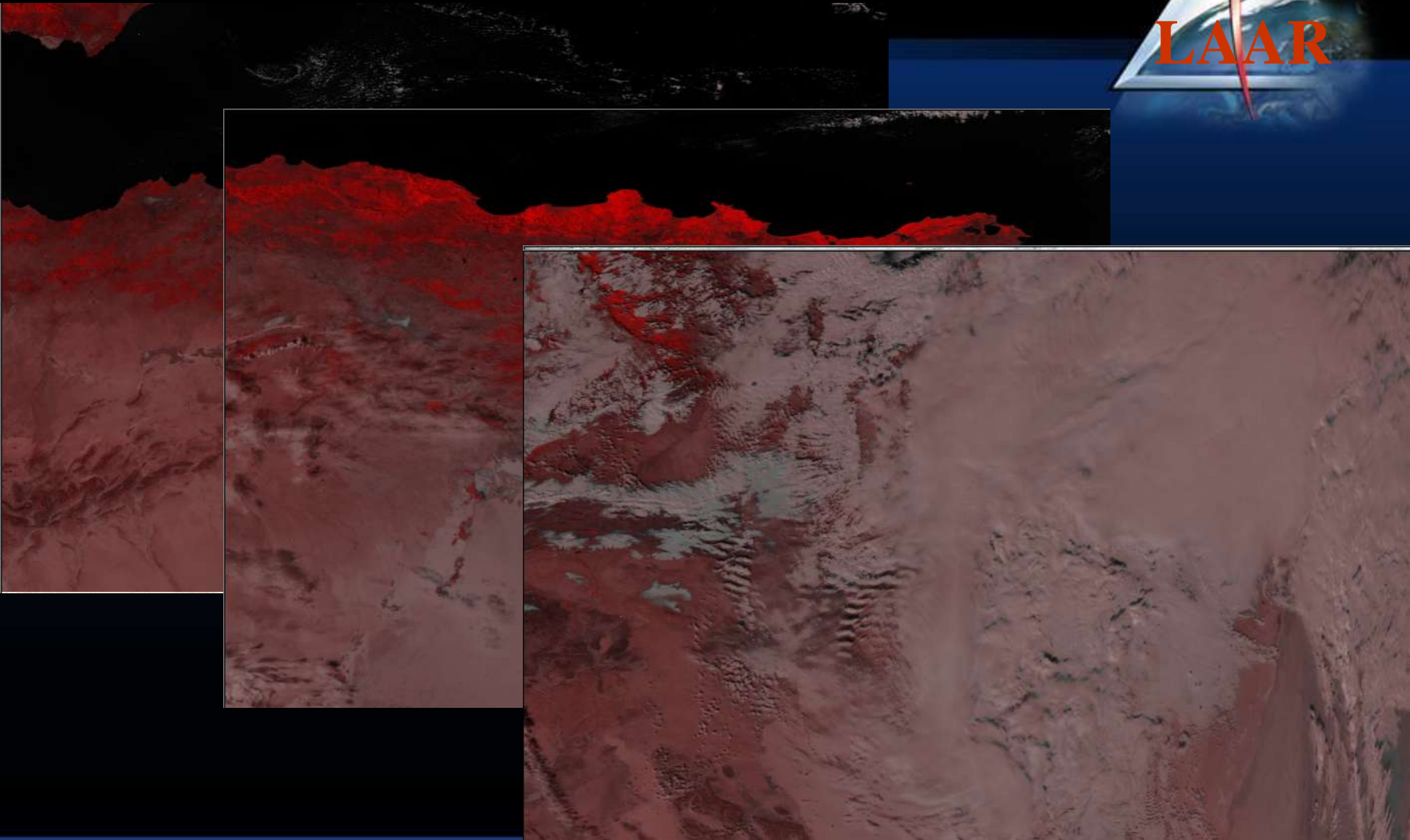
Images reçues



Carte des températures



Carte de végétation

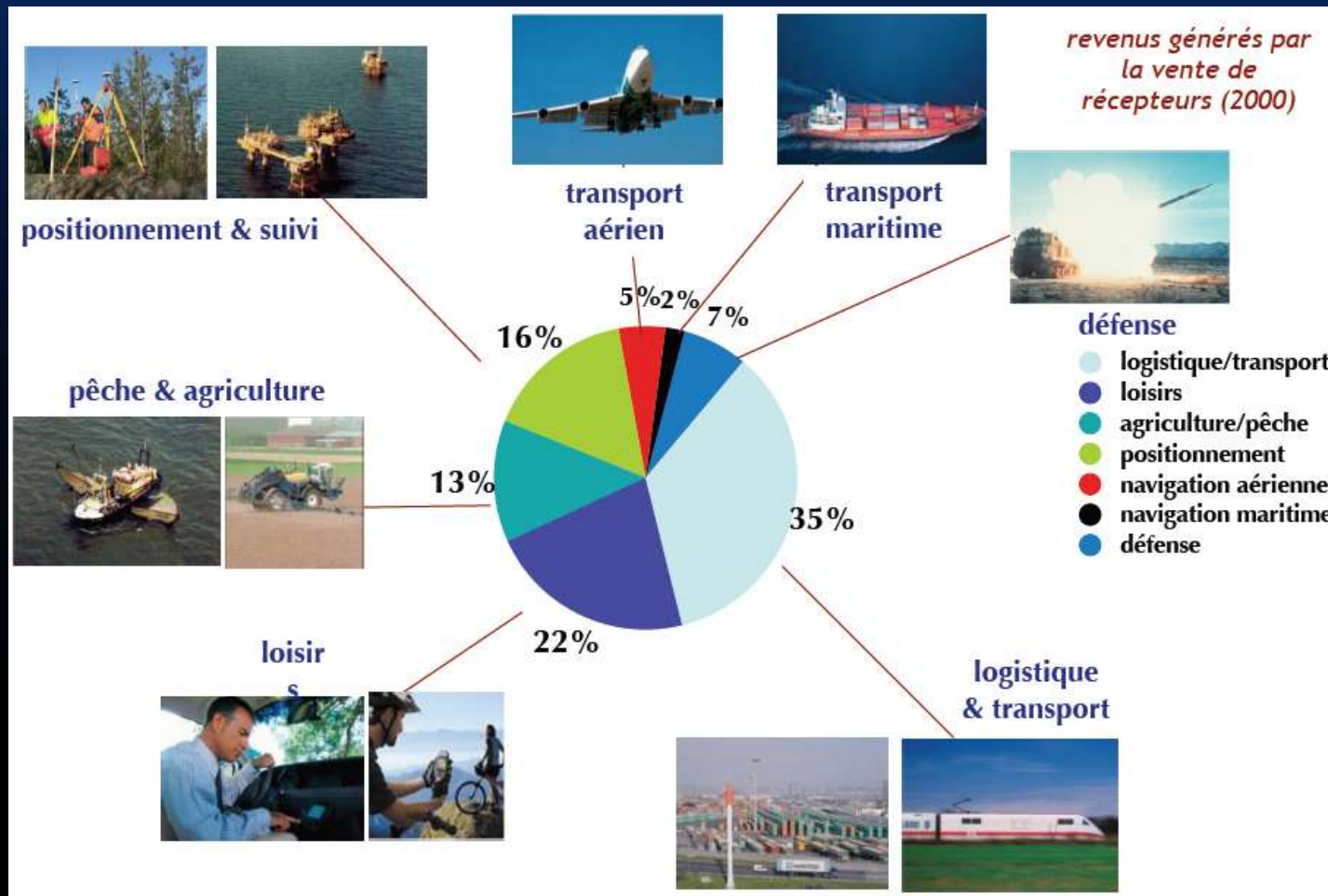




PARTIE 2

APPLICATION DES DONNEES GPS POUR LA LOCALISATION DE STATIONS GEODESIQUES

Domaines d'application du GPS



Le GPS (Global Positioning System)



Conçu et entretenu par l'US Navy et l'US Army.



Segment spatial:

- Constellation de 24 satellites NAVSTAR (NAVigation Satellite Timing And Ranging),
- 6 orbites circulaires, déphasées de 60° , inclinées à 55°
- Altitude $\sim 20\,184$ km, période ~ 12 h.

L1 (1575.42 MHz) et **L2** (1227.60 MHz).

Les composantes du système GPS



Le système GPS comprend 3 composantes :

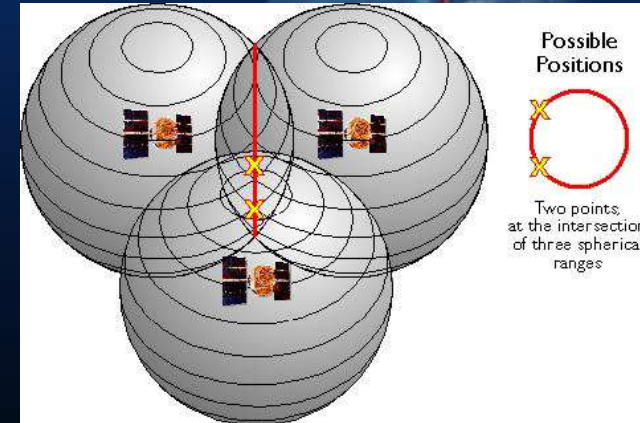
- La composante spatiale constituée nominale de 24 satellites (En tout point et à tout moment, on dispose de 6 à 10 satellites en vue)
- La composante de contrôle formée de stations d'observation, vérifie la disponibilité et la précision du segment espace et renvoie des signaux de mise à jour et de recalage
- La composante utilisateur qui comprend les récepteurs.



Le principe de positionnement par GPS



- Trilatération spatiale.
- Calcul de distance entre le récepteur et au minimum 3 satellites.
- L'intersection des 3 sphères donne 2 points, dont un seul est cohérent avec la surface de la Terre.



- Imprécision des horloges du récepteur → nécessité d'utiliser un 4^{ème} satellite.

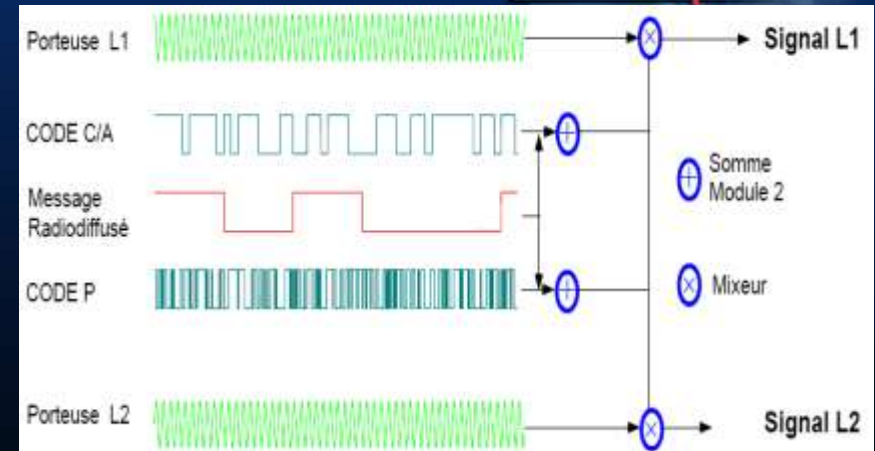
$$\begin{cases} (x_0 - x_1)^2 + (y_0 - y_1)^2 + (z_0 - z_1)^2 = c^2(t_0 - t_1)^2 \\ (x_0 - x_2)^2 + (y_0 - y_2)^2 + (z_0 - z_2)^2 = c^2(t_0 - t_2)^2 \\ (x_0 - x_3)^2 + (y_0 - y_3)^2 + (z_0 - z_3)^2 = c^2(t_0 - t_3)^2 \\ (x_0 - x_4)^2 + (y_0 - y_4)^2 + (z_0 - z_4)^2 = c^2(t_0 - t_4)^2 \end{cases}$$

- Résolution d'un système d'équations à 4 inconnues: x_0, y_0, z_0, t_0 .

Signaux émis par les satellites



- Les signaux GPS sont générés en tant qu'ondes sinusoïdales pures, puis sont modulés en utilisant les codes PRN (Pseudo Random Noise) qui sont véhiculées sur l'onde porteuse sous la forme de codes binaires.
- Modulation BPSK.
- Chaque satellite transmet deux codes PRN différents : le code C/A (Coarse/Acquisition) et le code P .
- Un message radiodiffusé est superposé aux porteuses L1 et L2 avec les codes PRN.



Bloc 1 - Correction d'horloge+ qualité de satellite
Bloc 2 -éphémérides
Bloc 3 - reste des éphémérides
Bloc 4 - Almanach +Ionosphère + Correction UTC
Bloc 5 -Almanach(25 frame pour almanach complet)

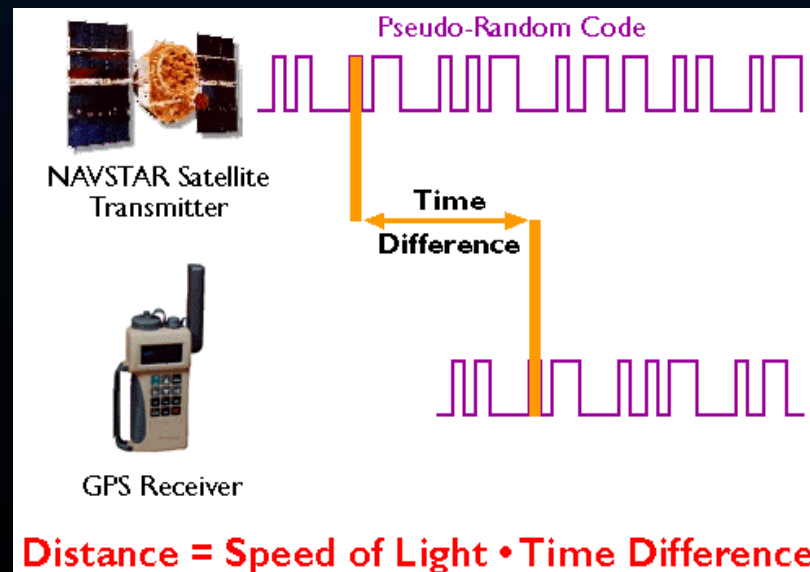
Les types d'observations GPS

Les mesures de pseudo-distance



Principe:

- Mesure du temps de propagation satellite – récepteur.
- Le décalage que subit le code correspond au temps de propagation.
- Cette différence de temps multipliée par la vitesse de la lumière dans le vide donne une mesure de distance.



La mesure de phase

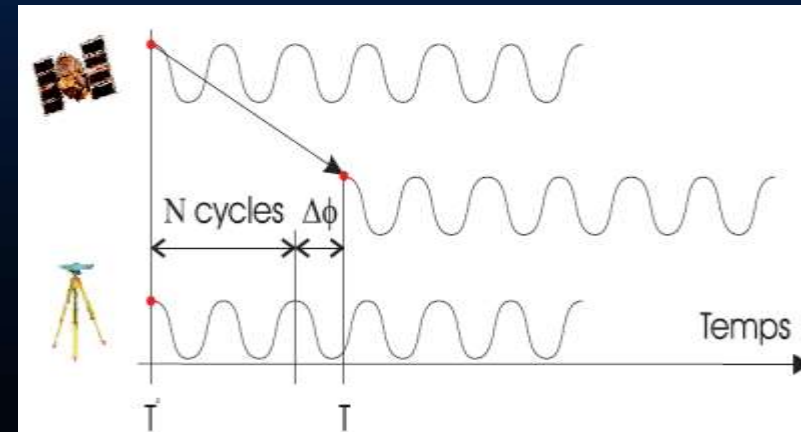


- Comparaison entre la phase de l'onde reçue avec la phase de l'onde générée à l'intérieur du récepteur.
- oscille entre 0 et 2π (convertie en mètres)

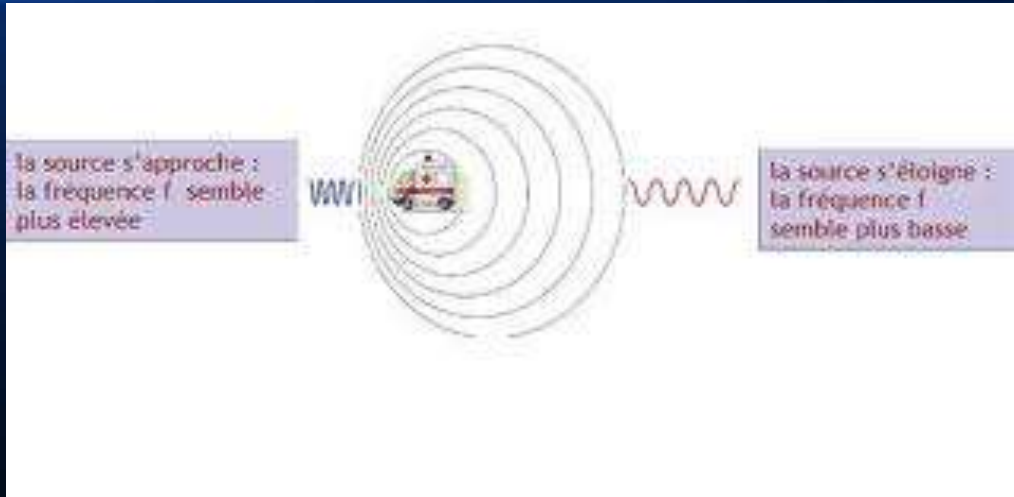
$$L(\text{cycles}) = \frac{1}{(2\pi)} (\Phi_r - \Phi_e)$$

$$L(m) = \lambda L(\text{cycles}) = c(t_r - t_e) + \lambda N$$

- Ambiguïté de phase N (nombre entier de longueur d'onde contenu dans la distance récepteur-satellite).



La mesure de fréquence Doppler



- Différence entre la fréquence reçue et la fréquence nominale de transmission
- Le mouvement relatif entre le satellite et le récepteur.
- Détermination de la vitesse instantanée des récepteurs mobiles.
- Détecter et corriger les sauts de cycle.

Les sources d'erreurs

Distance géométrique ρ



Les ondes électromagnétiques émises par les satellites GPS se propagent à la vitesse de la lumière, une durée d'approximativement 0.08 seconde est requise pour atteindre le récepteur. Pendant ce temps, la Terre subit une rotation de θ radians.

Ce phénomène est appelé effet Sagnac et peut être calculé par itérations.

$$\rho = \sqrt{(x_{sat}^k - x_{rec}^*)^2 + (y_{sat}^k - y_{rec}^*)^2 + (z_{sat}^k - z_{rec}^*)^2}$$

$$x_{rec}^* = x_{rec} \cos\theta - y_{rec} \sin\theta$$

$$y_{rec}^* = x_{rec} \sin\theta + y_{rec} \cos\theta$$

$$z_{rec}^* = z_{rec}$$

$$\theta = \frac{\rho}{c} \omega_T$$

Excentrement du centre de phase des satellites

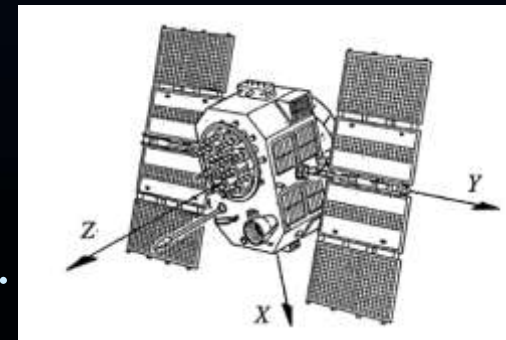


Les éphémérides calculées par l'IGS fournissent la position du centre de masse des satellites, contrairement aux éphémérides transmises dans le message de navigation des satellites qui réfèrent directement à la position du centre de phase.

Les corrections adoptées par l'IGS sont données par:

Bloc	Excentrement (m)		
	dx	dy	dz
II/IIA	0.279	0.000	1.023
IIR	0.000	0.000	0.000

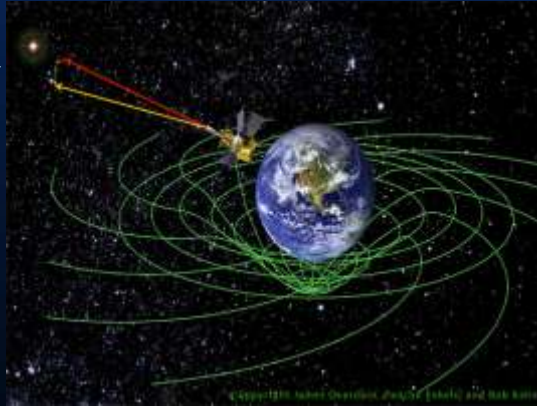
Les valeurs contenues dans ce tableau sont données dans le système de coordonnées du satellite.



Les Effets relativistes



La relativité restreinte →
Une horloge à bord d'un satellite GPS est ralentie comparativement à une horloge au repos ou se déplaçant à faible vitesse à la surface terrestre.



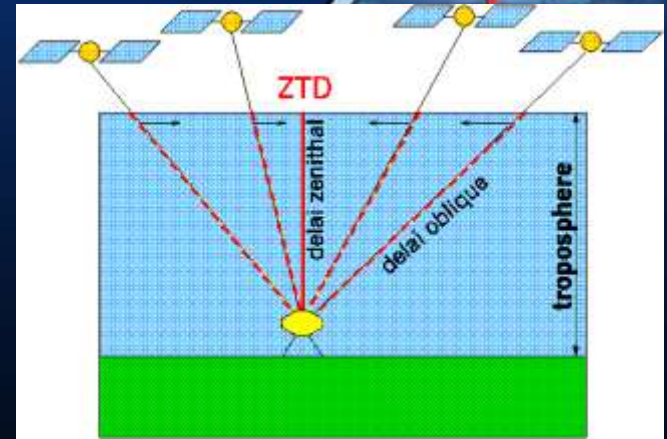
La relativité générale entraîne une accélération de l'horloge du satellite par rapport à une sur Terre en raison de la différence de potentiel gravitationnel aux 2 endroits

Cet effet est pris en considération lors de la conception des satellites en abaissant la fréquence fondamentale de l'horloge des satellites (10.23 MHz) de 0.0045674 Hz

Effet de la troposphère

LAAR

- La troposphère peut être divisée en deux composantes : sèche et humide.
- En fonction des paramètres météorologiques, de la position, de la saison et, pour la composante humide, de la quantité de vapeur d'eau.



Un modèle doit être utilisé pour corriger le délai troposphérique:

$$dtrop_d^z = 0.002277(1 + 0.0026\cos 2\varphi + 0.00028H)P_0$$

$$dtrop_w^z = 0.002277 \left(\frac{1255}{T_0} + 0.05 \right) e_0$$

- φ est la latitude du site
- H est l'altitude orthométrique du site (km)
- P_0 est la pression atmosphérique (mbar)
- T_0 est la température (K)
- e_0 est la pression partielle de vapeur d'eau saturante (mbar)

Le délai dans la direction du satellite

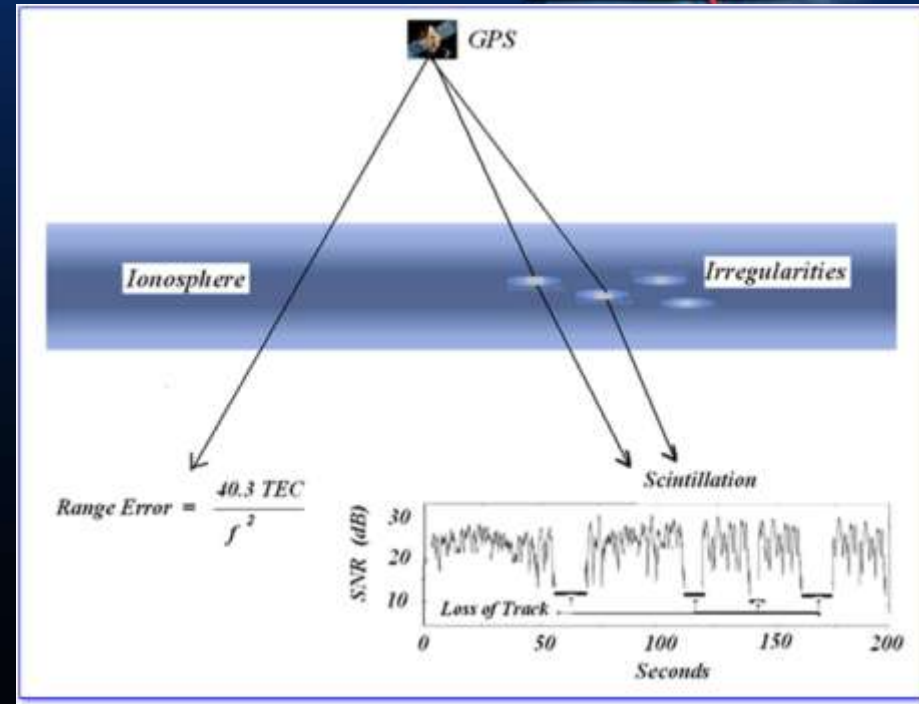
$$dtrop = m_d dtrop_d^z + m_w dtrop_w^z$$

Fonction de projection (Niell)	Précision (mm)					
	30°	20°	15°	10°	6°	3°
Composante sèche	0.2	0.7	1.4	4.4	15.5	70.0
Composante humide	0.1	0.2	0.4	1.2	5.8	28.6

Effet de l'ionosphère



- 50 – 1000 km.
- Les électrons libres modifient l'indice de réfraction.
- Plusieurs facteurs influencent la densité d'électrons:
 - La localisation géographique
 - L'heure locale
 - La saison
 - L'activité solaire
- Le délai ionosphérique dépend de la fréquence.
- Combinaison « iono-free »

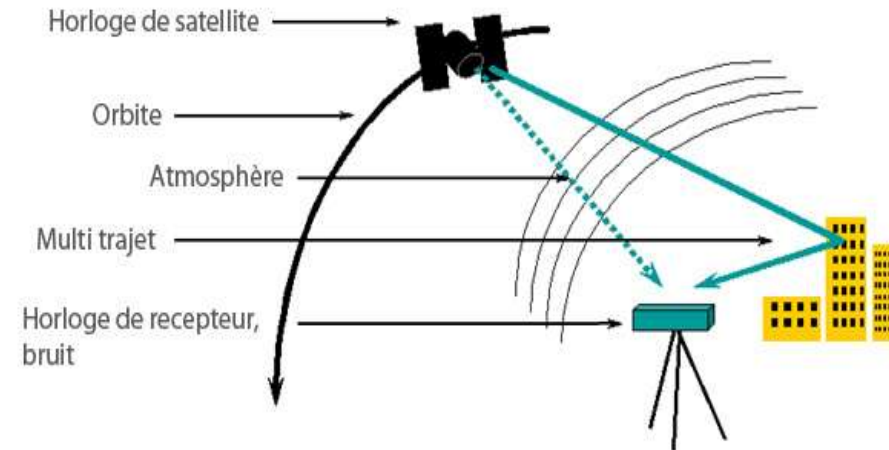


TEC est le contenu total d'électrons

Autres sources d'erreurs



SOURCES D'ERREUR GPS



- Horloge du récepteur
- Marées terrestres
- Surcharge océanique
- Enroulement de phase
- Ambiguïté de phase
- Les Multi trajets.

- Erreurs dues aux équipements:

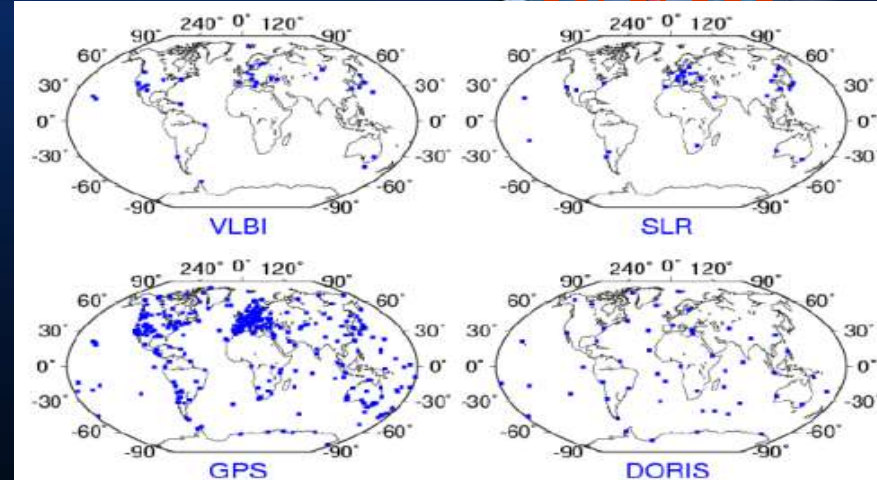
Effets thermiques, Biais inter-canaux, Instabilité de l'oscillateur, Couplage diaphonique, Erreur de quantification, Câbles coaxiaux...

Le logiciel GINS-PC

(Géodésie par Intégrations Numériques Simultanées)

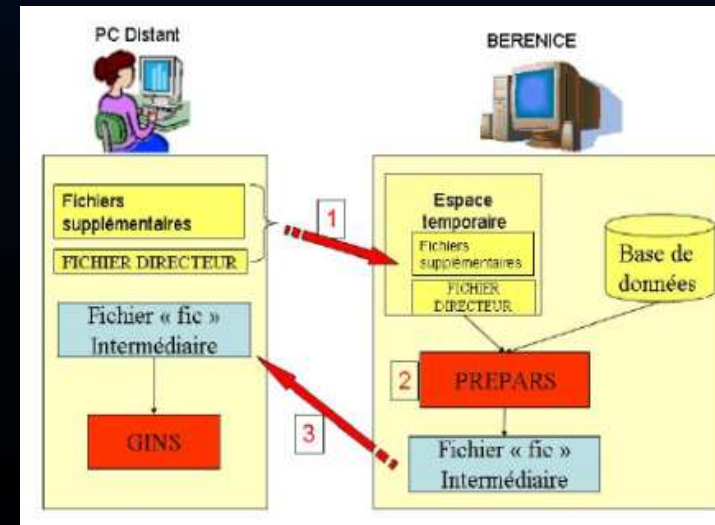


Logiciel d'orbitographie précise appliquée à la géodésie spatiale qui permet la restitution de nombreux paramètres géodésiques ou physiques accessibles par les observations spatiales.

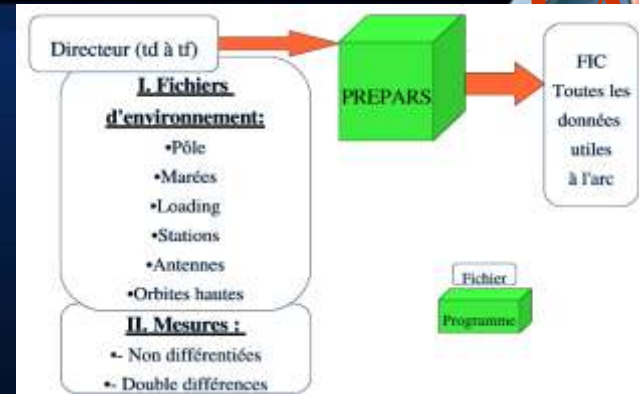
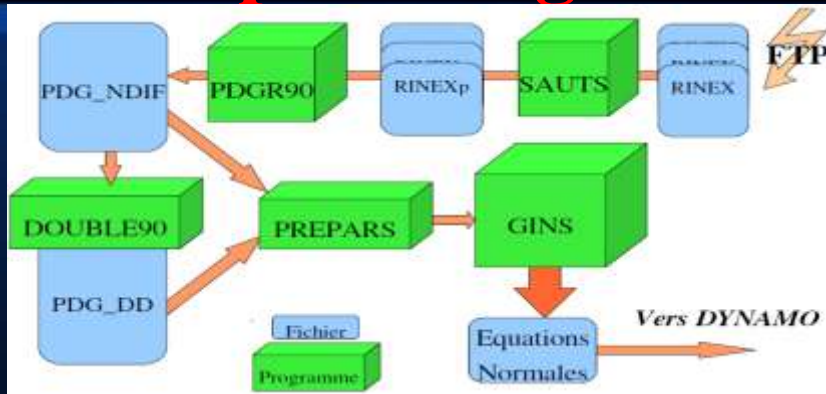


Base de données dupliquée sur la machine « Bérénice », située sur le réseau sécurisé de l'Observatoire Mip.

Le logiciel GINS-PC en lui-même est installé sur le poste utilisateur (contrat d'utilisation renouvelable de 3 ans).



Structure de traitement des données GPS par le logiciel GINS-PC



Paramètres	Symboles	Type	Commentaires
		NDIF / DDIF	
Biais zénithal troposphérique	MZB	NDIF / DDIF	n paramètres par station
Horloge haute ou émetteur	MNG	NDIF	1 paramètre par satellite
Horloge récepteur	MNS	NDIF	1 paramètre par époque et par récepteur
Ambiguïté	MNA	NDIF	1 paramètre par passage
Ambiguïté double différence	MND	DDIF	1 paramètre par passage double différence
Coordonnées station	S(XYZ) S(PLH)	NDIF / DDIF	Libérable sur l'arc ou par période, en x,y,z ou ϕ, λ, h
Paramètres de rotation (pole)	PX, PY	NDIF / DDIF	1 à 4 par jour
Paramètres de rotation UT1	PT	NDIF / DDIF	1 à 4 par jour
Paramètres de nutation	NE, NP	NDIF / DDIF	1 à 4 par jour

Création du fichier directeur



Fichier de configuration du traitement contenant différents paramètres du calcul souhaité.

- Fichier ANTEX (Centre de phase satellites et récepteurs).
- Effet de charge océanique.
- Effet de charge atmosphérique.
- Effet des marées terrestres.
- Choix de la date et intervalle de calcul.
- Le pas d'acquisition et de libérations des mesures.

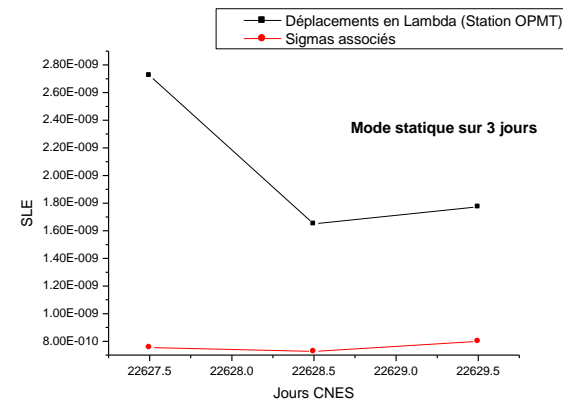
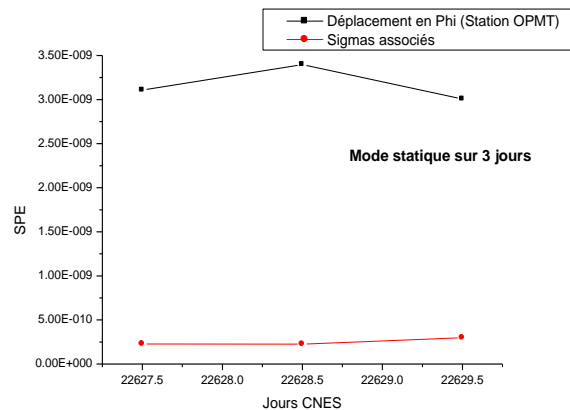
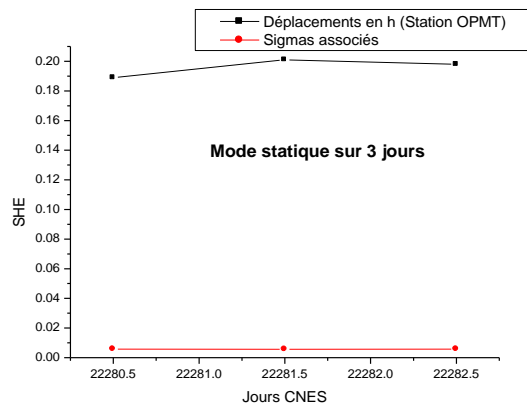
Le mode statique

- Cumuler des observations sur un point fixe pendant une longue durée.
- Le nombre de mesures recueillies sur une même station devient plus grand que le nombre d'inconnues à résoudre.

Le mode statique

Station géodésique OPMT

LAAR



Déplacements de la station OPMT en hauteur h (SHE), longitude λ (SLE), et latitude ϕ (SPE) sur les 3 jours 14/15/16 décembre 2011

Les mesures sont libérées toutes les 24h (3 mesures)

Les coordonnées longitude et latitude sont données en radians.

	Déplacement Est (m)	Sigmas (m)	Déplacement Nord (m)	Sigmas (m)	SHE (m)	Sigma (m)
14/12/2011	1.15E-02	3.18E-03	1.98E-02	1.45E-03	1.89E-01	5.79E-03
15/12/2011	6.95E-03	3.06E-03	2.16E-02	1.43E-03	2.01E-01	5.70E-03
16/12/2011	7.47E-03	3.37E-03	1.91E-02	1.90E-03	1.98E-01	5.75E-03
Moyenne	8.63E-03	3.20E-03	2.02E-02	1.59E-03	1.96E-01	5.75E-03

Localisation de la station OPMT en mode statique sur les 3 jours 1/2/3 janvier 2011 avec un intervalle de collecte de données différent



I= 300s

I=300s	SHE (m)	Sigma (m)
01/01/2011	1.45E-01	2.54E-03
02/01/2011	1.47E-01	2.34E-03
03/01/2011	1.43E-01	2.50E-03
Moyenne	1.45E-01	2.46E-03

I= 30s

I=30s	SHE (m)	Sigma (m)
01/01/2011	7.25E-02	4.94E-03
02/01/2011	8.97E-02	6.02E-03
03/01/2011	5.08E-02	5.63E-03
Moyenne	7.10E-02	5.53E-03

I=300s	SLE (rad)	Sigmas (rad)	Déplacement Est (m)	Sigmas (m)
01/01/2011	-7.98E-10	3.28E-10	-3.36E-03	1.38E-03
02/01/2011	-6.43E-09	2.85E-10	-2.71E-02	1.20E-03
03/01/2011	-4.92E-09	3.15E-10	-2.07E-02	1.33E-03
Moyenne			-1.71E-02	1.30E-03

I=30s	SLE (rad)	Sigmas (rad)	Déplacement Est (m)	Sigmas (m)
01/01/2011	-4.58E-10	1.17E-10	-1.93E-03	4.93E-04
02/01/2011	-9.24E-10	2.09E-10	-3.89E-03	8.81E-04
03/01/2011	-2.23E-10	2.47E-10	-9.40E-04	1.04E-03
Moyenne			-2.25E-03	1.30E-03

I=300s	SPE (rad)	Sigmas (rad)	Déplacement Nord (m)	Sigmas (m)
01/01/2011	1.89E-09	1.08E-10	1.20E-02	6.88E-04
02/01/2011	9.68E-10	9.83E-11	6.16E-03	6.25E-04
03/01/2011	1.18E-09	9.98E-11	7.51E-03	6.34E-04
Moyenne			8.56E-03	6.49E-04

I=30s	SPE (rad)	Sigmas (rad)	Déplacement Nord (m)	Sigmas (m)
01/01/2011	2.76E-10	1.97E-10	1.76E-03	1.25E-03
02/01/2011	2.55E-10	2.09E-10	1.62E-03	1.33E-03
03/01/2011	2.94E-10	2.17E-10	1.87E-03	1.38E-03
Moyenne			1.75E-03	1.30E-03

Mesure toutes les 5 mn \Rightarrow 288 mesures

Mesure toutes les 30s \Rightarrow 2880 mesures

- Les résultats obtenus avec l'accumulation de plus de données, sont relativement plus précis mais surtout plus cohérents, car les mesures avec et sans les sigmas associés ont approximativement le même ordre de grandeur.
- Augmentation du nombre de données \rightarrow Lourdeur des calculs.

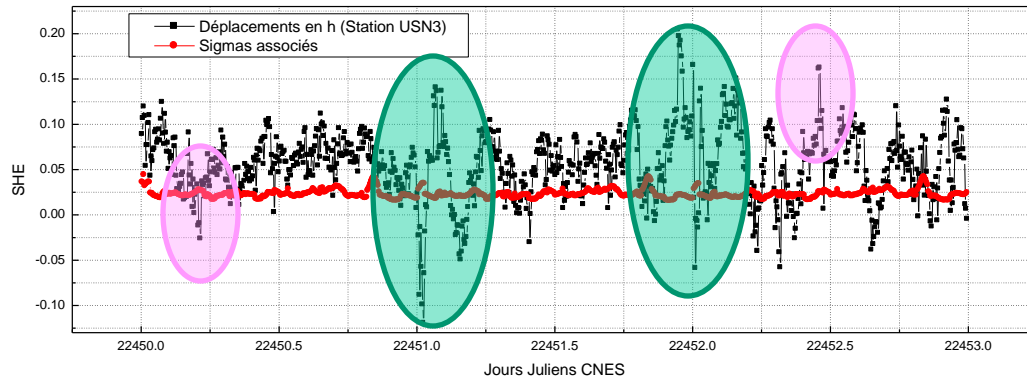
Mode cinématique



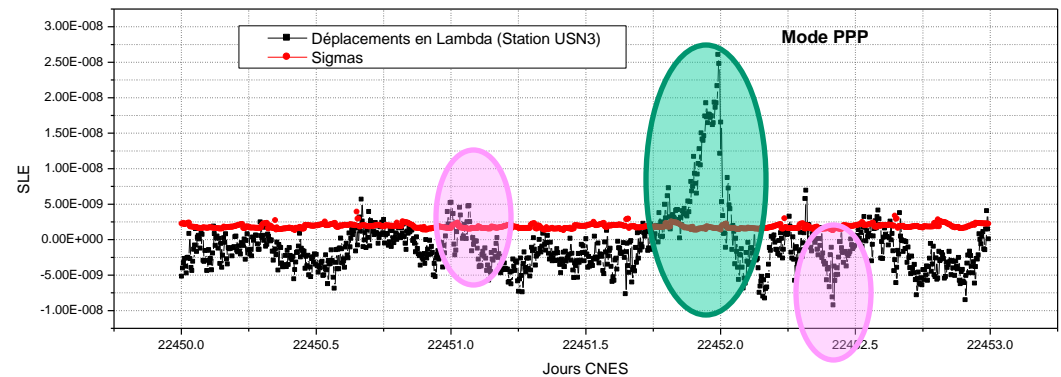
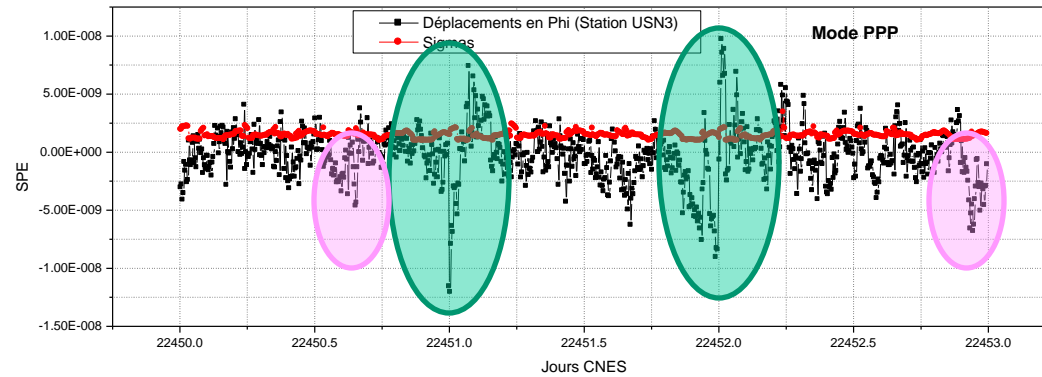
Observation d'une série de points en se déplaçant.
La fréquence des observations est alors guidée par:

- Des distances (une observation tous les 10 m)
- Des périodes de temps (une observation par mn).

Localisation de la station USN3 (U.S. Naval Observatory)
en mode cinématique sur les 3 jours Juliens CNES 22450,
22451, 22452, correspondants au 20, 21 et 22 juin 2011,
avec libération des données toutes les 5 minutes (288
positions libérées par jour).



Mode cinématique Localisation de la station USN3



Variation de la composante verticale, de la latitude ϕ , de la longitude λ , de la station USN3 en mode cinématique sur 3 jours (JJ CNES 22450, 22451, 22452) en libérant les données toutes les 5 minutes.

Comparaison entre le traitement PPP et le traitement DD



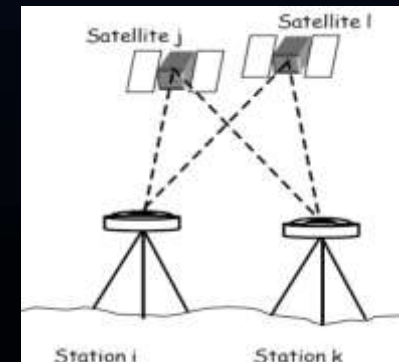
Localisation de la station OHI2 (O'Higgins)

Le JJ CNES 22281, correspondant au 2 janvier 2011.

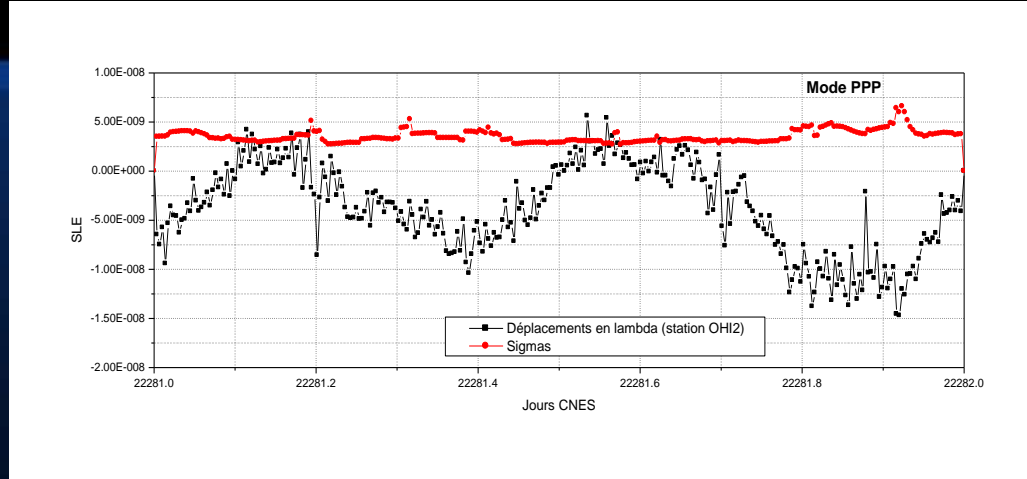
1. Méthode PPP (Positionnement Ponctuel Précis)
ZD (non différencié)

2. Méthode des Doubles Différences

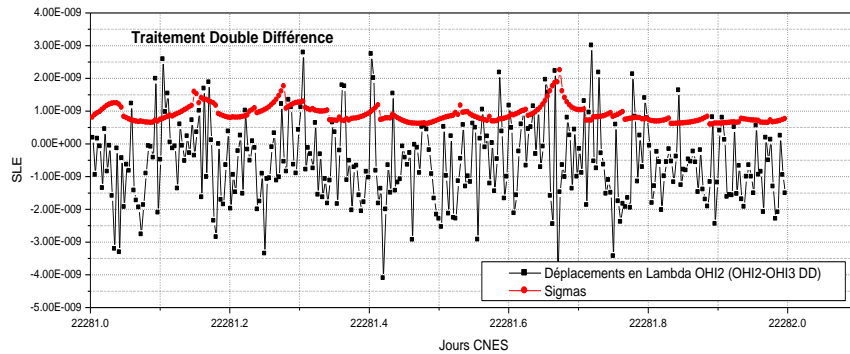
- station de référence OHI3
- station de référence USN0



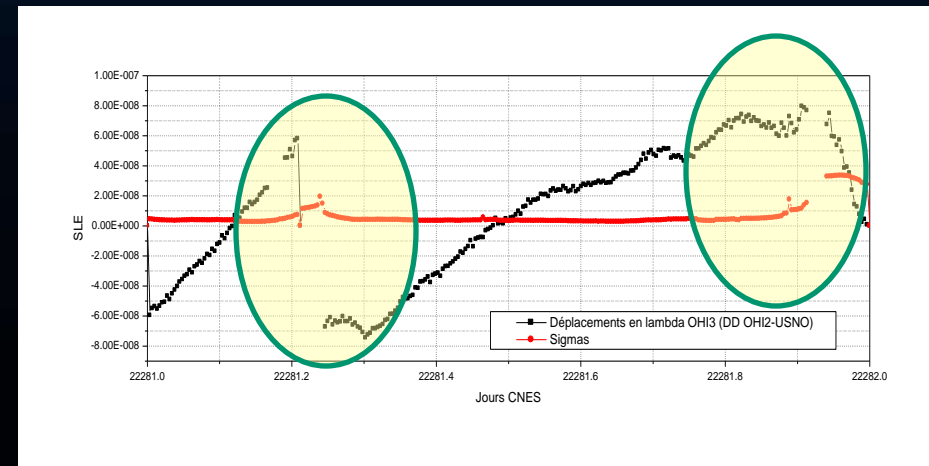
Comparaison de la composante horizontale λ (longitude) du déplacement en mode PPP et en mode DD



Variation de la longitude λ de la station OHI2 en Traitement PPP

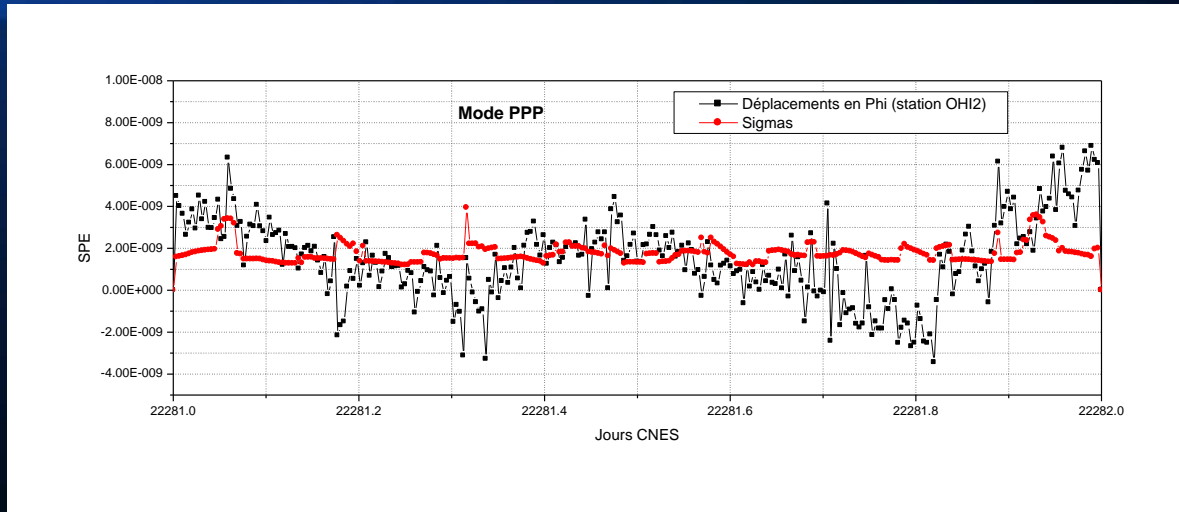


Variation de la longitude λ de la station OHI2 en mode DD (OHI2-OHI3)

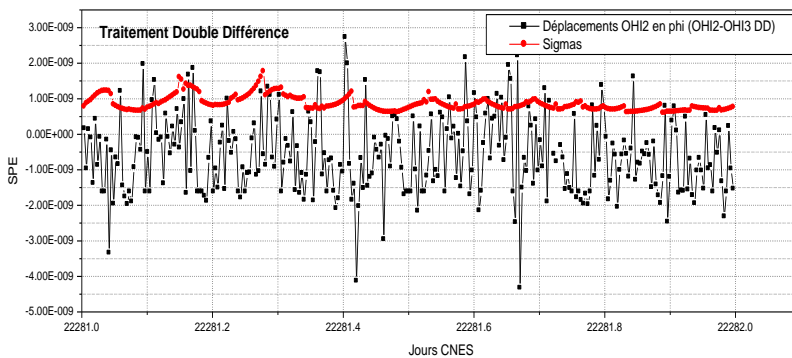


Variation de la longitude λ de la station OHI2 en mode DD (OHI2-USNO)

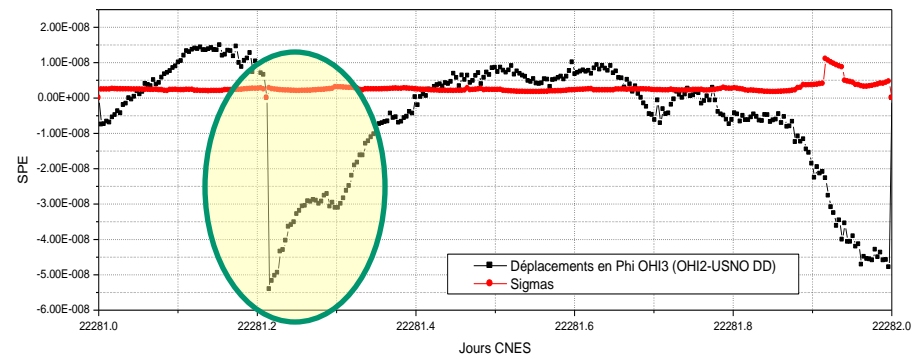
Comparaison de la composante horizontale ϕ (Latitude) du déplacement en mode PPP et en mode DD



Variation de la latitude ϕ de la station OHI2 en Traitement PPP



Variation de la latitude ϕ de la station OHI2 en mode DD (OHI2-OHI3)



Variation de la latitude ϕ de la station OHI2 en mode DD (OHI2-USNO)

Résultats de la comparaison entre le mode PPP et le mode DD



<i>Stations</i>	<i>Mode</i>	<i>Déplacement h (m)</i>	<i>Sigmas (m)</i>	<i>Déplacement λ Est (m)</i>	<i>Sigmas (m)</i>	<i>Déplacement φ Nord (m)</i>	<i>Sigmas (m)</i>
OHI2	PPP	0.01881359	0.0285883	-2.15E-02	1.95E-02	9.39E-03	1.11E-02
OHI2 – OHI3	DD	-0.00594902	0.0109781	-8.53E-03	4.20E-03	-5.41E-03	5.40E-03
OHI2 - USNO	DD	0.05318751	0.0147284	4.62E-02	3,23E-03	-3.87E-02	1,57E-03

- Malgré tous les avantages du traitement relatif, nous pouvons remarquer que la méthode PPP donne tout de même de bons résultats, avec l'avantage principal de diminuer de manière significative le temps de calcul ainsi que la logistique puisqu'une seule station est traitée.
- Mauvaise qualité d'estimation de la position de la station géodésique OHI2 : DD (OHI2-USNO) particulièrement à cause des sauts enregistrés pour les composantes horizontales.

Conclusion (1/2)



- ❖ Réalisation d'un logiciel d'orbitographie précise pour les satellites défilant à basse orbite.
- ❖ Modélisation des forces qui perturbent leurs trajectoires initiales.
 - *Position et vitesse des satellites dans le repère géocentrique*
 - *Coordonnées géographiques dans le repère topocentrique.*
- ❖ Réalisation d'un dispositif d'automatisation de la réception des images NOAA HRPT.
- ❖ Ce dispositif a permis:
 - *Libérer l'opérateur qui devait diriger l'antenne manuellement à chaque passage.*
 - *Améliorer la qualité des images reçues.*

Conclusion (2/2)



La seconde partie de cette thèse nous a permis de nous familiariser avec le système GPS et de prendre en main le logiciel GINS-PC.

Mode statique:

importance de la cadence d'acquisition des données.

La composante verticale est plus perturbée que l'horizontale: les erreurs horizontales se compensent car les satellites couvrent à peu près toutes les directions de l'horizon

Mode cinématique:

- Sauts à minuit dus à une mauvaise modélisation de certains signaux de marées.
- Sauts en milieu d'arc dus à une mauvaise fixation des ambiguïtés.

Méthode PPP:

Donne de bons résultats, avec l'avantage principal de diminuer de manière significative le temps de calcul puisqu'une seule station est traitée.

Méthode DD:

Donne de bons résultats à condition de bien choisir les deux stations: la ligne de base doit être petite pour que les deux sites bénéficient des mêmes conditions de collecte des données et que les paramètres d'erreurs communs aux stations soient éliminés.

Perspectives



- Amélioration de la station de réception des images satellitaires implantée au LAAR, en :
 - *Disposant d'une antenne parabolique plus grande (au moins 1m20 de diamètre),*
 - *Améliorant le logiciel réalisé LAAR-Track, en lui rajoutant un module de prise en charge de l'interface de poursuite.*

- S'équiper d'une station GPS permanente qui fournira des séries temporelles continues à exploiter.



L.A.A.R

Laboratoire d'Analyse et d'application des Rayonnements

MERCI