

*République Algérienne Démocratique et Populaire*

*وزارة التعليم العالي والبحث العلمي*

*Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique*

**UNIVERSITE DES SCIENCES ET DE LA TECHNOLOGIE D'ORAN Mohamed Boudiaf**



*Faculté des Sciences*

*Département de Physique*

*Spécialité : Physique*

*Option: Rayonnement et matière*

**THESE**

présentée par:

**Mme RAHAL Wassila Leila**

pour l'obtention du diplôme de Doctorat en Sciences en Physique

Thème

**ETUDE DE L'ORBITOGRAPHIE DES  
SATELLITES ARTIFICIELS ET EXPLOITATION  
DE LEURS DONNEES**

Soutenu le : 16 décembre 2013 à 10h30

Devant la commission d'examen composée de:

<b>Président</b>	BELASRI Ahmed	Professeur	U.S.T.O.M.B
<b>Rapporteur</b>	BENABADJI Noureddine	Professeur	U.S.T.O.M.B
<b>Examinateur</b>	BELAIDI Abdelkader	Professeur	E.N.P.O (Ex E.N.S.E.T)
<b>Examinateur</b>	SENOUCI Khaled	Professeur	U.M.A.B. Mostaganem
<b>Examinateur</b>	ZANOUN Abdelouahab	Professeur	E.N.P.O (Ex E.N.S.E.T)

**Année universitaire 2013 - 2014**

**Université des Sciences et de la Technologie d'Oran –U.S.T.O.M.B –  
Faculté des Sciences  
Département de Physique  
Laboratoire d'analyse et d'Application des Rayonnements**

**THESE**

présentée en vue de l'obtention du Diplôme de Doctorat en Sciences

par:

**RAHAL Wassila Leila**

Intitulée :

**ETUDE DE L'ORBITOGRAPHIE DES SATELLITES ARTIFICIELS  
ET EXPLOITATION DE LEURS DONNEES**

**RESUME :**

Le travail présenté dans cette thèse s'intéresse dans un premier temps à l'étude des perturbations qui font dévier les satellites artificiels de leurs orbites képlériennes idéales. Nous commençons par répertorier et détailler les principaux phénomènes naturels qui modifient la trajectoire des satellites (irrégularités du champ de gravité ; résistance de l'atmosphère; l'attraction de la Lune et du Soleil ; la pression de radiation, etc.), par la suite, nous implémentons l'algorithme SGP4 pour la réalisation d'un logiciel de calcul précis de la trajectoire des satellites défilant à basses orbites. Ce logiciel nous fournit la position et la vitesse du satellite, ainsi que ses coordonnées (longitude, altitude) par rapport à une station de réception terrestre. Et enfin nous présentons le système d'automatisation de la réception des images NOAA-HRPT, chargée d'effectuer l'asservissement du rotor de l'antenne sur le plan horizontal (variation de l'azimut) et sur le plan vertical (variation de l'élévation) afin de pointer le satellite visible en temps réel. Grâce à cette station, le Laboratoire d'Analyse et d'Application des Rayonnement LAAR dispose d'une base de données riche, par le nombre d'images et la diversité des formats, pouvant être exploitée pour diverses applications (carte des températures, végétation, salinité des mers...etc.)

Dans la seconde partie de cette thèse, nous exploitons les données des satellites NAVSTAR du système GPS fournies par le service international IGS (International GNSS Service). Nous nous intéressons principalement à la localisation précises de plusieurs stations géodésiques du réseau permanent de l'IGS, en utilisant le logiciel GINS (Géodésie par Intégrations Numériques Simultanées) du GRGS (Groupe de Recherches de Géodésie Spatiale). Nous appliquons la méthode PPP (Positionnement Ponctuel Précis) et la méthode DD (Double Différence), en mode statique et en mode dynamique, pour la localisation de cinq stations (OPMT, OHI2, OHI3, USNO et USN3), afin d'étudier les avantages et les inconvénients de chaque méthode.

**MOTS CLES**

Orbitographie, perturbations, SGP4, réception des images satellites, système GPS, réseau IGS, logiciel GINS, méthode PPP, méthode DD, séries temporelles.

# SOMMAIRE

<b>INTRODUCTION GENERALE</b> .....	1
<b>PARTIE 1 : ETUDE DE L'ORBITOGRAPHIE DES SATELLITES ARTIFICIELS</b>	
<b>CHAPITRE I : LES SATELLITES ARTIFICIELS ET LEURS ORBITOGRAPHIE</b>	4
1. LES SATELLITES D'OBSERVATION DE LA TERRE .....	4
1.1 Introduction.....	4
1.2 ERS.....	4
1.3 RESURS .....	5
1.4 Envisat .....	6
1.5 SPOT.....	7
2. LES SATELLITES METEO.....	7
2.1 Meteosat .....	8
2.2 MSG (Meteosat Second Generation).....	9
2.3 MetOp.....	10
2.4 NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration).....	10
2.4.1 Les modes de transmission des satellites NOAA.....	11
a- le mode ATP.....	12
b- le mode HRPT.....	12
3. LES SATELLITES EARTH EXPLORER DE L'ESA.....	13
3.1 Présentation.....	13
3.2 GOCE.....	13
3.3 SMOS.....	13
3.3 CryoSat.....	14
4. LES SATELLITES COMERCIAUX A HAUTE RESOLUTION OPTIQUE.....	15
4.1 IKONOS.....	15
4.2 QuickBird.....	15
4.3 WordView.....	16
5. LES ORBITES GEOCENTRIQUES DES SATELLITES.....	16
5.1 Classification des orbites par altitude.....	17
5.1.1 Orbite terrestre basse.....	17
5.1.2 Orbite terrestre moyenne.....	17
5.1.3 Orbite géosynchrone.....	18
5.1.4 Les orbites terrestres hautes.....	18
a- L'orbite de Molniya.....	19
b - Orbite Tundra.....	20
5.2 Classification des orbites selon l'excentricité.....	20
5.2.1 L'orbite circulaire.....	21
5.2.2 L'orbite elliptique.....	21
5.2.3 L'orbite parabolique.....	21
5.2.4 L'orbite hyperbolique.....	21
5.3 Classification des orbites selon l'inclinaison.....	22
6. LA RECEPTION DES IMAGES METEOROLOGIQUES.....	23
6.1 La réception des images NOAA au format APT.....	23
6.2 La réception des images NOAA au format HRPT.....	26
6.3 La réception des images METEOSAT.....	29
<b>CHAPITRE 2 : L'EFFET DES PERTURBATIONS ORBITALES SUR LA TRAJECTOIRE DES SATELLITES</b>	31
1. INTRODUCTION.....	31
2. LES FONDEMENTS DE LA MECANIQUE SPATIALE.....	31
2.1 Les lois Kepler.....	32

2.1.1	La première loi de Kepler.....	32
2.1.2	La seconde loi de Kepler.....	32
2.1.3	La troisième loi de Kepler.....	33
2.2	Loi De La Gravitation.....	34
2.3	Mouvement d'un satellite autour de la terre [WEB2].....	34
2.3.1	Problème des deux corps en interaction de gravitation.....	35
2.3.2	Notion de sphère d'influence d'une planète.....	36
2.3.3	Repère de calcul adopté.....	37
2.4	les grandes lois du mouvement.....	38
2.4.1	Conservation du moment cinétique ( Loi des Aires).....	38
2.4.2	Conservation de l'énergie mécanique.....	38
2.5	Equation polaire de la trajectoire.....	39
3.	PARAMETRAGE DU MOUVEMENT.....	40
3.1	L'anomalie excentrique $\varphi$ .....	40
3.1.1	Définition de l'anomalie excentrique.....	40
3.1.2	Paramétrage de l'ellipse.....	40
3.2	Position-vitesse en fonction de $\varphi$ .....	41
4.	LES PARAMETRES ORBITAUX.....	42
4.1	Définition des vecteurs fondamentaux.....	42
4.1.1	Moment cinétique réduit $\vec{h}$ .....	42
4.1.2	Vecteur excentricité.....	42
4.1.3	Vecteur nodal $\vec{n}$ .....	43
4.2	Paramètres orbitaux pour le positionnement du satellite.....	44
4.2.1	Repérage du plan orbital.....	44
a-	Longitude vernale $\Omega$ ou heure sidérale de la ligne des nœuds.....	44
b-	Inclinaison orbitale $i$ .....	45
4.2.2	Repérage du grand axe dans son plan.....	45
4.2.3	Paramétrages de forme de l'orbite.....	45
4.2.4	Paramètre de position sur l'orbite.....	46
5.	ETUDE DE LA TRACE AU SOL D'UN SATELLITE.....	47
5.1	Hypothèses de calcul.....	47
5.1.1.	Repères et notations.....	47
5.1.2	Matrices de passage.....	48
5.2	La méthode de calcul.....	49
5.3	Etude de la trace.....	49
5.3.1	Formule explicite donnant la latitude.....	49
5.3.2	Exploitation du résultat.....	50
5.3.3	Notion de phasage en képlérien.....	50
a-	Le phasage en képlérien.....	50
b-	Le phasage non képlérien.....	51
6.	LES PERTURBATIONS ORBITALES.....	51
6.1	Notion de perturbation [PER04].....	51
6.1.1	Origine des perturbations sur un satellite terrestre.....	52
6.1.2	Notion d'orbite osculatrice a l'orbite réelle.....	53
6.2	Equations de gauss.....	53
6.2.1	Introduction.....	54
6.2.2	Formation des équations de gauss.....	54
a-	Notations et conventions de calcul.....	54
b-	Calcul de l'évolution de a.....	55
6.3	Quelques exemples sur les effets des perturbations.....	55
6.3.1.	L'aplatissement terrestre.....	55
6.3.2	Freinage atmosphérique.....	55
6.3.3	Attraction luni – solaire.....	55
6.3.4	Pression de radiation solaire.....	55
6.4	Perturbation due a J2 [LIU74].....	56
6.4.1	Potentiel perturbateur et force perturbatrice associée.....	56
6.4.2	Effets de la perturbation [LAI02].....	58
6.5	Perturbations luni-solaire.....	58
6.5.1	Le problème des n corps.....	58

6.5.2 Application au calcul de la force perturbatrice au voisinage de la Terre.....	60
---	----

**CHAPITRE 3 REALISATION D'UN LOGICIEL POUR LE CALCULS PRECIS DES ORBITES BASSES (LEO)** 61

1. INTRODUCTION.....	61
2. LES MODELES ET ALGORITHMES DE PREVISION.....	61
2.1 le modèle képlérien.....	61
2.2 Les modèles de propagation de la série SGP/SDP.....	61
2.2.1 Historique.....	61
2.2.2 Choix du modèle de propagation adéquat.....	62
2.2.3 Fonctionnement du propogateur SGP4.....	62
3. LES ÉLÉMENTS ORBITAUX À DEUX LIGNES (TLE).....	63
3.1 Description détaillée des fichiers TLE [web3].....	64
3.2 Exemple et interprétation d'un fichier TLE.....	65
3.3 Réalisation d'un logiciel de décodage des fichiers TLE.....	66
4. CALCUL PRECIS DE LA POSITION DES SATELLITES.....	66
4.1 L'algorithme du modèle SGP4.....	69
4.2 Algorithme sgp4 détaillé.....	70
4.3 La réception en temps reel des images satellites.....	72
4.3.1 Calcul des coordonnées des satellites.....	77
4.3.2 Calcul de la position de l'antenne dans le repère ECI.....	77
4.3.3 Calcul de l'élévation et de l'azimut.....	79
4.3.4 Prise en compte de la non sphéricité de la terre.....	81
5. IMPLEMENTATION DE L'ALGORITHME SGP4 OUR LA REALISATION DU LOGICIEL DE PREVISION.....	82
5.1 Présentation de l'interface.....	85
5.2 Validation des résultats.....	86
6. Automatisation de la station de réception HRPT.....	88
6.1 Le principe de la poursuite.....	89
6.2 L'interface de poursuite.....	89
6.2.1 Schéma électronique de l'interface.....	89
6.2.2 Fonctionnement des différents étages.....	90
6.3 Validation des résultats.....	91
6.3.1 Test avec un satellite géostationnaire.....	92
6.3.2 Test avec les satellites défilant NOAA.....	92
6.4 Résultats de la réception automatique.....	92
7. EXPLOITATION DES IMAGES HRPT REÇUES.....	93

**PARTIE 2 : APPLICATION DES DONNEES GPS POUR LA LOCALISATIONS DE STATIONS GEODESIQUES**

**CHAPITRE 4 LES SYSTEMES DE POSITIONNEMENT PAR SATELLITES** 95

1. INTRODUCTION.....	95
2. LE SYSTEME DE POSITIONNEMENT GPS (GLOBAL POSITIONNING SYSTEM).....	96
2.1. Le principe de fonctionnement du système GPS.....	96
2.2. Caractéristiques des signaux GPS.....	96
2.3. Les composantes du système GPS.....	98
2.3.1. La composante spatiale.....	98
2.3.2. La composante de contrôle.....	99
2.3.3. La composante utilisateur.....	100
2.4. Les types d'observations GPS.....	100
2.4.1. La mesure de pseudo-distance.....	100
2.4.2. La mesure de phase.....	101
2.4.3. La mesure de fréquence Doppler.....	102
2.5. Positionnement absolu et positionnement relatif.....	102
2.5.1. Le positionnement absolu.....	102
2.5.3. Le positionnement relatif.....	102
2.6. Positionnement statique et positionnement cinématique.....	104

2.7. Les sources d'erreurs affectant les mesures GPS.....	104
2.7.1 Ephémérides (contenues dans $\rho$ ) .....	104
2.7.2 Excentrement du centre de phase des satellites (dexci) .....	105
2.7.3 Horloges des satellites (dt) .....	106
2.7.4 Effets relativistes (dtr) .....	107
2.7.5 Horloge du récepteur (dT) .....	109
2.7.6 Troposphère (dtrop) .....	109
2.7.7 Ionosphère (dioni) .....	111
2.7.8 Marées terrestres (det) .....	114
2.7.9 Surcharge océanique (dol) .....	115
2.7.10 Enroulement de phase (dpwui) .....	117
2.7.11 Ambiguïté de phase ( $N_i$ ) .....	118
2.7.12 Biais de code et de phase ( $b_i, \lambda_i$ ) .....	118
2.7.13 Variations du centre de phase au récepteur (dpcvi) .....	119
2.7.14 Multitrajets au récepteur ( $dmpP_i, dmp\Phi_i$ ) .....	120
2.7.15 Autres effets non modélisés .....	121
2.8. Observables différenciées.....	123
2.8.1 L'équation d'observation non-différenciée.....	123
2.8.2 La simple différence.....	124
2.8.3 La double différence.....	124
2.8.4 La triple différence.....	125
2.9. Les combinaison linéaire de mesures.....	125
2.9.1 Combinaison "ionosphere free".....	125
2.9.2 Combinaison "geometry free".....	125
2.9.3 Combinaison "wide-lane".....	126
2.9.4 Combinaison Melbourne-Wübbena.....	126
2.10. Traitement des données GPS.....	126
2.10.1 Le prétraitement des données.....	126
2.10.2 Le modèle mathématique.....	126
2.10.3 L'inversion du système.....	127
3. LES RESEAUX PERMANENTS.....	127
3.1. Le réseau IGS.....	128

## **CHAPITRE 5 APPLICATION DES DONNEES GPS POUR LA LOCALISATION DE STATIONS GEODESIQUES.....** 128

1. LE LOGICIEL GINS (Géodésie par Intégrations Numériques Simultanées) .....	128
1.1. Présentation générale du logiciel GINS-PC.....	128
1.2. Architecture de GINS-PC .....	128
1.2.1. Les techniques de positionnement géodésique de haute précision prises en compte dans GINS-PC...	130
1.2.2. Description de la structure générale du logiciel GINS-PC..	130
1.3. Le traitement des données GPS par le logiciel GINS-PC.....	131
1.3.1. Le rapatriement des données.....	131
1.3.2. L'utilitaire de conversion cc2noncc.....	131
1.3.3. La détection et l'élimination des sauts de cycle.....	132
1.3.4. Prétraitement de mise en forme : PDGR90.....	132
1.3.5. Formation des doubles différences.....	133
1.3.6. Le programme PREPARS90.....	133
1.3.7. Le programme GINS90.....	134
2. CALCUL DES COORDONNEES DES STATIONS DU RESEAU IGS.....	134
2.1 Création du fichier directeur de traitement.....	135
2.1.1. Présentation.....	135
2.1.2. Exemple d'un fichier directeur pour le traitement de la station IGS OPMT en mode statique.....	136
2.2. Utilisation de la méthode PPP (Precise Point Positioning) pour la localisation des stations IGS .....	138
2.2.1. Principe de la méthode PPP.....	138
2.2.2. Applicabilité de la méthode PPP.....	139
2.3. Localisation de la station OPMT en mode statique.....	140
2.3.1. Localisation de la station OPMT en mode statique sur 3 jours (14/15/16 décembre 2011) .....	140
2.3.2. Localisation de la station OPMT en mode statique sur les 3 jours 1/2/3 janvier 2011 avec un	

intervalle de collecte de données I de 300s. ....	143
2.3.3. Localisation de la station OPMT en mode statique sur les 3 jours 1/2/3 janvier 2011 avec un intervalle de collecte de données de 30s. ....	143
2.4. La localisation des stations en mode cinématique.....	146
2.4.1. Edition d'un fichier directeur pour le traitement PPP (mode cinématique) .....	146
2.4.2. Localisation de la station USN3 avec la méthode PPP sur les 3 jours.....	147
2.4.3. Comparaison entre le traitement PPP et le traitement DD.....	148
a- Comparaison de la composante verticale h du déplacement en mode PPP et en mode DD .....	148
b- Comparaison de la composante horizontale $\lambda$ (longitude) du déplacement en mode PPP et en mode DD.....	150
c- Comparaison de la composante horizontale $\phi$ (Latitude) du déplacement en mode PPP et en mode DD .....	152
d- Interprétation des résultats.....	153
3. CONCLUSION.....	154
<b>CONCLUSION GENERALE ET PERSPECTIVES.....</b>	<b>156</b>
ACRONYMES UTILISES.....	159
BIBLIOGRAPHIE .....	161
ANNEXE : Turkish Journal of Electrical Engineering & Computer Sciences, Turk. J. Elec. Eng. & Comp. Sci., <b>20</b> , (2012), 537-546. " <i>Automatic tracking system for weather satellites images reception</i> " W.L.Rahal,N.Benabadji, A.H.Belbachir.....	165

## INTRODUCTION GENERALE

Depuis le lancement des premiers satellites artificiels, l'orbitographie a toujours été un aspect essentiel dans l'exploitation des missions spatiales. De plus, l'amélioration des modèles permettant ainsi d'obtenir une orbite précise des satellites artificiels permet en même temps une meilleure connaissance des paramètres physique qui influent sur la modélisation du mouvement du satellite et des mesures de poursuite : potentiel terrestre, paramètres d'orientation de la terre, mouvement des plaques tectoniques, marées solides terrestres et océaniques, interaction gravitationnelle avec les planètes du système solaire, atmosphère terrestre, pression de radiation...etc.

La trajectoire d'un satellite artificiel autour d'un corps céleste n'est pas complètement stable. Elle est modifiée par plusieurs phénomènes naturels dont l'influence est variable selon le corps céleste et la position du satellite. Si celui-ci tourne autour de la Terre, les phénomènes perturbateurs sont dans l'ordre décroissant d'influence :

- l'aplatissement du corps céleste à ses pôles et le renflement équatorial ;
- les autres irrégularités du champ de gravité ;
- la résistance de l'atmosphère (en orbite basse) ;
- le vent solaire ;
- l'attraction de la Lune ;
- l'attraction du Soleil ;
- la pression de radiation solaire.

Toutes ces perturbations doivent être prises en compte lors du calcul de la trajectoire des satellites afin de réaliser une bonne poursuite et par conséquent, une réception optimale des données.

Les propagateurs d'orbite sont des algorithmes qui permettent de prévoir la position et la vitesse future d'un satellite à partir d'une position initiale connue, pouvant être calculée à partir des éléments orbitaux disponibles dans les fichiers TLE (Two Lines Elements) fournis par la NASA et le NORAD.

Ces modèles mathématiques sont très performants, car même avec des fichiers TLE pas très récents, ils assurent une bonne précision de prévision. Les modèles les plus utilisés (notamment par le NORAD) sont :

- SGP – SGP4 – SGP8 pour les satellites à basse orbite, ayant une période de révolution inférieure à 225 minutes.
- SDP4 – SDP8 pour des satellites décrivant des orbites hautes avec une période orbitale supérieure à 225 minutes.



Nous avons choisi d'implémenter l'algorithme SGP4 dans la réalisation d'un logiciel de calcul précis de la trajectoire des satellites défilants à basses orbites LEO (Low Earth Orbit). Ce logiciel nous fournit la position et la vitesse du satellite, ainsi que sa position (longitude, altitude) par rapport à une station de réception se trouvant n'importe où sur terre, du moment que ses coordonnées géographiques (Longitude, latitude et hauteur) sont connues.

Dans le cadre de l'exploitation des données satellitaires, les systèmes de navigation et de positionnement par satellite (l'américain NAVSTAR/ GPS, le russe GLONASS et l'europpéen GALILEO, regroupés sous le terme générique de GNSS), occupent une place de plus en plus importante dans la vie quotidienne, ainsi que dans la recherche, pour un nombre grandissant d'applications. C'est pour cette raison que nous avons choisi l'exploitation des données GPS comme application dans cette thèse, bien que nous ne disposons pas encore de station locale dédiée à la réception des mesures GPS. Cependant, cette expérience nous sera utile pour nous initier et nous former à ces nouvelles techniques, qui offrent des avantages techniques tel que la précision de positionnement, gain en temps et en coût.

## PLAN DE TRAVAIL DE LA THESE

Le travail présenté dans cette thèse est divisé en deux parties :

### **PARTIE 1 : Etude de l'orbitographie des satellites artificiels**

Dans cette partie nous nous intéressons à l'orbitographie des satellites artificiels, et principalement à l'étude des forces extérieures qui perturbent leurs trajectoires idéales (Keplériennes), ainsi qu'à l'élaboration d'un logiciel de calcul précis de la position des satellites défilant, réalisé au niveau de notre Laboratoire LAAR.

Dans le premier chapitre, nous détaillons les différents satellites mis en orbite autour de la terre (Satellites d'observations de la terre, satellites météorologiques, satellites commerciaux..etc.). Puis nous exposons les différents types d'orbites (classifiés selon l'altitude, l'excentricité et l'inclinaison), en spécifiant à chaque fois leur domaine d'application. Nous clôturons ce chapitre par la présentation de la station de réception des images satellitaires réalisées au niveau du Laboratoire d'Analyse et d'Application des Rayonnements LAAR.

Par la suite, nous décrivons dans le chapitre 2 l'effet des perturbations orbitales sur la trajectoire des satellites, après avoir fait un rappel sur les principales lois qui régissent le mouvement d'un satellite autour de la terre. Nous étudions toutes les forces entrant en jeu dans la détermination de l'orbite réelle des satellites, et explicitons leur degré d'influence sur la modification des paramètres orbitaux.

Dans le chapitre 3, nous présentons le logiciel, que nous avons implémenté pour le calcul précis des orbites basses (LEO) puis nous le validons par une comparaison avec le logiciel Wxtrack, qui est un des logiciels les plus performants et les plus utilisés en orbitographie. Nous décrivons ensuite la chaîne d'automatisation de la réception des images satellitaires NOAA au format HRPT, réalisée afin d'effectuer l'asservissement automatique du rotor de l'antenne sur le plan horizontal (variation de l'azimut) et sur le plan vertical (variation de l'élévation). La principale motivation de l'automatisation de la station de réception des images NOAA HRPT est l'amélioration de la qualité des images reçues, et la démobilitation de la personne physique qui devait être présente à chaque passage pour assurer la réception des images satellitaires, en dirigeant l'antenne manuellement via son boîtier de commande.

Enfin, quelques images au format HRPT, reçues par notre station, ont été présentées et exploitées par le logiciel HRPTreader.

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

Dans la seconde partie de cette thèse, nous nous intéressons aux mesures des satellites NAVSTAR (NAVigation System with Time And Ranging) du système GPS et à leurs applications pour la localisation des stations géodésiques OPMT (située à l'observatoire de Paris), OHI2 et OHI3 (situées en Antarctique) et USN3 et USNO (situées à Washington).

Ce travail a été effectué dans un premier temps à l'Observatoire de Paris au sein de l'Unité SYRTE (Systèmes de Référence Temps-Espace) qui est une unité mixte de recherche (UMR 8630) du CNRS, de l'Observatoire de Paris et de l'Université Pierre & Marie Curie (Paris 6). Puis, dans un deuxième temps à l'unité Dynamique Terrestre et Planétaire de l'Observatoire Midi-Pyrénées à Toulouse (UMR 5562), dont une équipe est en charge du développement et de la maintenance du logiciel GINS que nous avons utilisé.

Nous présentons dans le chapitre 4, les notions de base du GPS : le principe de fonctionnement, les types de positionnement, les types d'observations, les différentes méthodes de localisation... Nous détaillons ensuite les principales sources d'erreurs affectant le positionnement par satellites GPS, en plus de proposer différentes solutions pour réduire leurs impacts.

Dans le dernier chapitre, nous utilisons le logiciel GINS-PC (Géodésie par Intégrations Numériques Simultanées), développé et maintenu par l'équipe de Géodésie Spatiale du CNES pour ses activités de recherche dans le cadre du Groupe de Recherches de Géodésie Spatiale (GRGS), dans le but de localiser quelques stations géodésiques du réseau permanent de l'IGS (International GNSS Service). Nous commençons par décrire la structure générale de fonctionnement du logiciel et expliquons en détails toutes les étapes nécessaires pour la génération des séries temporelles nécessaires à la localisation des stations géodésiques.

Nous utilisons par la suite, quatre méthodes de localisation GPS (statique, cinématique, non différenciée, double différence) afin d'apprécier les avantages et les inconvénients de chacune d'elles, en évaluant principalement leur précision, ainsi que l'impact de quelques paramètres tels que l'intervalle de collecte des données GPS, la distance entre deux récepteurs dans le positionnement différentiel...etc.

Nous concluons cette thèse par un récapitulatif de l'ensemble des solutions proposées tout au long des chapitres, et sur l'analyse qualitative de l'ensemble des résultats obtenus. Enfin nous exposons quelques perspectives nécessaires à l'amélioration de ce travail.

**PARTIE 1 :**

**ETUDE DE L'ORBITOGRAPHIE DES  
SATELLITES ARTIFICIELS**

# CHAPITRE 1

## LES SATELLITES ARTIFICIELS ET LEURS ORBITOGRAPHIE

### 1. LES SATELLITES D'OBSERVATION DE LA TERRE

#### 1.1 Introduction

Les satellites d'observation de la Terre varient selon leur type d'orbite, leur charge utile et, du point de vue des instruments d'imagerie, de la résolution spatiale des capteurs, de leurs caractéristiques spectrales et de la largeur de leur bande d'acquisition. Tous ces paramètres sont configurés au début de la phase de définition de la mission en fonction de l'application à laquelle est destiné le satellite.

Pour une surveillance météorologique à grande échelle et avec une fréquence élevée, une orbite géostationnaire est bien adaptée. Sur cette orbite, un satellite conserve en permanence dans son champ de vision un hémisphère presque entier. Toutefois, l'orbite étant très haute (environ 36 000 km au-dessus de la Terre), il est difficile d'obtenir une résolution spatiale élevée. Mais pour des applications comme le suivi des nuages au-dessus des continents, une telle résolution est suffisante.

Pour les applications qui nécessitent des images à haute résolution d'une zone très spécifique, comme la surveillance d'un glacier ou la cartographie des habitations détruites par une catastrophe naturelle, un capteur à haute résolution est nécessaire. Généralement, ce type de capteur dispose d'une bande d'acquisition étroite et se trouve sur un satellite à basse orbite, appelé LEO<sup>1</sup> (600 km au-dessus de la Terre, cas du satellite QuickBird). Or sur une telle orbite, il n'est pas possible de surveiller en continu la même zone en raison du mouvement relatif du satellite par rapport à la Terre. Les images d'une zone donnée ne peuvent être acquises que lorsque le satellite passe au-dessus d'elle.

Dans ce qui suit, nous présentons quelques-unes des principales missions des satellites d'observation de la Terre. Pour chacune d'elles, des informations seront données sur l'orbite du satellite, sa charge utile et les applications d'observation de la mission.

#### 1.2 ERS

Les satellites ERS-1 et ERS-2 (European Remote Sensing Satellites) ont été construits par des industriels européens, sous la direction de l'ESA<sup>2</sup>. Ils ont été lancés respectivement en 1991 et 1995. Ils sont équipés d'un système micro-ondes actif, capable d'acquérir des données à travers une épaisse couverture nuageuse ou durant la nuit. L'un des instruments embarqués à leur bord, le diffusomètre, mesure la direction et la vitesse du vent au-dessus des océans. Un autre capteur, l'altimètre, peut

---

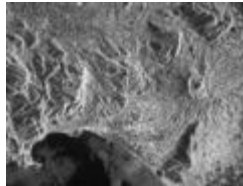
<sup>1</sup> Low Earth Orbit.

<sup>2</sup> European Space Agency.

mesurer la hauteur des vagues. Enfin, un radar SAR (Synthetic Aperture Radar), produit une image de la surface. Ses données sont ensuite utilisées en cartographie.

Cependant, l'interprétation d'une image SAR est très différente de celle d'une image acquise par un capteur optique. Les images SAR sont sans couleur. Elles donnent des informations relatives à la rugosité de la surface. Pour un capteur SAR, une surface de mer avec des vagues de hauteur moyenne ou élevée provoquées par le vent, est un exemple de surface rugueuse, tandis qu'une mer calme ou couverte de vaguelettes, représente une surface lisse. Sur terre, une forêt est une surface rugueuse. A ce titre, elle apparaît en couleur claire. En revanche, de l'herbe ou une autoroute apparaîtra en couleur sombre, car le radar l'interprétera comme une surface relativement lisse.

La cartographie et la surveillance de l'avancée/du recul de la mer dans les eaux arctiques, sont devenues possibles grâce au capteur radar, capable d'opérer quelles que soient les conditions météorologiques. Il est important de contribuer à l'étude de la climatologie globale, dans la mesure où les changements qui affectent les glaces marines reflètent les changements de température et de courants marins. Un autre problème important sur le plan écologique mondial, est la surveillance de la déforestation des forêts tropicales. Les capteurs radar peuvent détecter l'élimination de forêts, en dépit de la couverture nuageuse qui prévaut sous les tropiques.



*Figure 1.1. Image SAR de la Baie de Gaeta en Italie*

Un scanner ATSR (Along-Track Scanning Radiometer) est également installé à bord du satellite ERS-2. Il s'agit d'un scanner passif traditionnel, avec 7 canaux dans les plages visible, proche infrarouge et infrarouge thermique. Le canal infrarouge thermique est particulièrement utile pour la cartographie des températures de la surface des mers. Les canaux visible et proche infrarouge peuvent être utilisés pour la cartographie globale de la végétation, avec une résolution spatiale de 1 km.

ERS-2 est également équipé pour la cartographie globale de la couche d'ozone. Les données produites par ERS-2 peuvent jouer un rôle essentiel dans la compréhension, par les scientifiques, des variations de la couche d'ozone et dans l'évaluation du rôle joué par la pollution.

### **1.3. RESURS**

C'est l'Union Soviétique et, par la suite, la Russie, qui a développé les satellites RESURS, mis en orbite depuis 1985 (RESURS signifie « ressources » en russe). Ces satellites sont équipés de scanners à quatre canaux dans les plages visible et proche infrarouge, ainsi que d'un canal infrarouge thermique.

Le satellite RESURS permet une couverture vaste et balaye des bandes d'une largeur de 600 km, ce qui implique que les mêmes régions peuvent être balayées à intervalles rapprochés (4 jours à l'Equateur, 2 à 3 jours en Europe).

En même temps, son capteur a une résolution spatiale de 160 m. Il peut donc être utilisé pour la cartographie détaillée de vastes surfaces. RESURS vient compléter un manque quant aux capacités des capteurs de cette nature. En effet, si le satellite NOAA est capable de couvrir de grandes étendues, il offre néanmoins un niveau de détail limité (résolution de 1.1 km). Quant aux satellites Landsat et SPOT, leur résolution spatiale est élevée (10, 20 ou 30 m), mais tous deux ont une couverture limitée en surface.

RESURS est par conséquent un capteur extrêmement important pour la création d'études régionales. Les données fournies par Landsat et SPOT offrent un niveau de détail élevé sur des zones limitées en surface et néanmoins importantes. Quant à NOAA, il donne une vision d'ensemble d'étendues plus vastes, mettant en avant certains problèmes tels que le déboisement des forêts, la

désertification, le développement agricole, l'ampleur des surfaces enneigées ou recouvertes de glace, ou encore les feux de forêt.

#### 1.4. Envisat

Le 1er mars 2002, l'ESA lança Envisat, satellite évolué d'observation de la Terre placé en orbite polaire, appelé à fournir des mesures de l'atmosphère, de l'océan, de la Terre et de la glace. Les données produites par Envisat sont exploitées dans le cadre de la recherche scientifique sur la Terre et de la surveillance des changements environnementaux et climatiques.

Le radiomètre AATSR (Advanced Along Track Scanning Radiometer) établit la continuité des jeux de données ATSR-1 et ATSR-2 (de la série ERS) pour des mesures précises de la température de la surface des mers (0,3K ou mieux), en vue de contribuer à la recherche sur les climats et d'aider les utilisateurs opérationnels et scientifiques.

Un radar ASAR (Advanced Synthetic Aperture Radar) qui fonctionne dans la bande C, assure la continuité des données après ERS-2. Il comporte une fonctionnalité améliorée en matière de couverture, de plage d'angles d'incidence, de polarisation et de modes de fonctionnement. Ces améliorations permettent de piloter le niveau des rayons radar et de sélectionner différentes fauchées, d'une largeur de 100 ou 400 km.



Figure 1.2. L'image ASAR couvre la Péninsule Antarctique

MERIS est un spectromètre d'imagerie qui mesure les rayons solaires réfléchis par la Terre, à une résolution spatiale au sol de 300 m, avec 15 bandes spectrales dans le visible et le proche infrarouge, programmables en largeur et en position.



Figure 1.3. Capture d'un immense banc de phytoplancton le long des côtes mauritaniennes par MERIS

MERIS offre une couverture intégrale de la Terre tous les 3 jours. La mission principale de MERIS consiste à mesurer la couleur de l'eau dans les océans et les régions côtières. De la couleur de la mer, on peut déduire une mesure de la concentration en pigments de la chlorophylle et en sédiments en suspension, ainsi que les charges d'aérosol au-dessus des zones marines, qui sont autant d'éléments essentiels pour l'étude du cycle du carbone des océans et du régime thermique supérieur des océans. Ces données sont également utilisées pour la gestion des pêcheries et des zones côtières.

Pour bien comprendre les processus qui régissent le comportement physique et photochimique de l'atmosphère, des mesures détaillées, à l'échelle mondiale, de la quantité et de la distribution, horizontale et verticale, de l'ozone, ainsi que de nombreux autres gaz de trace atmosphériques, s'impose. Les capteurs suivants, embarqués à bord d'Envisat, en fournissent les données:

- L'instrument de suivi planétaire par occultation stellaire (GOMOS)

- Le sondeur atmosphérique passif à interférométrie de Michelson (MIPAS)
- Le spectromètre d'absorption imageur à balayage pour la cartographie de l'atmosphère (SCIAMACHY).

## 1.5. SPOT

Le Système Probatoire d'Observation de la Terre (SPOT) comporte le satellite. Lancé le 21 février 1986, ce satellite peut opérer dans trois bandes spectrales (vert, rouge et quasi-infrarouge) avec une résolution de 20 mètres.

- En outre, SPOT est équipé d'un scanner panchromatique. Autrement dit, il balaye dans une bande qui comporte les plages verte et rouge de la lumière visible. La résolution spatiale de ce capteur est de 10 mètres, la résolution la plus élevée pendant des années pour un capteur non militaire.
- SPOT comporte une fonctionnalité spéciale : il peut être programmé pour « regarder de côté » et balayer la même bande deux fois lors de deux survols consécutifs. Les deux angles visuels différents sur la même zone produisent un effet stéréoscopique, qui permet de cartographier les conditions de niveau.

Grâce à ses deux canaux visuels et son canal proche infrarouge, SPOT est l'outil idéal pour la cartographie de la végétation de petites surfaces locales. La détection stéréoscopique par SPOT est utilisée dans les calculs de niveau.

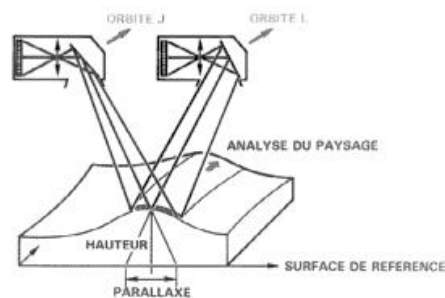


Figure 1.4. Principe de la stéréoscopie à partir de deux orbites différentes.

## 2. LES SATELLITES METEOROLOGIQUES

Cinq satellites géostationnaires ont été placés en orbite autour de l'Equateur:

- Meteosat par l'ESA,
- GMS par le Japon,
- INSAT par l'Inde et,
- GOES E et GOES W par les Etats-Unis.

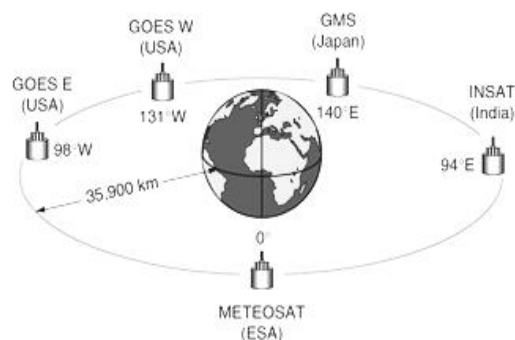


Figure 1.5. Les satellites géostationnaires

## 2.1. Meteosat

Les satellites Meteosat produisent, chaque demi-heure, une image entièrement à jour des conditions météo mondiales, à l'exception des régions polaires.

Meteosat tourne sur un axe, parallèle à celui de la Terre. Il effectue 100 tours par minute. A chaque rotation, il balaye une bande de 5km de large d'Est en Ouest. Cette bande est divisée en 2.500 zones de balayage. Pour chaque rotation, le miroir du scanner est réglé de manière à permettre le balayage d'une nouvelle bande.

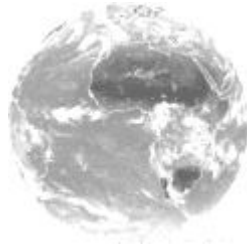


Figure 1.6. Image Meteosat dans le proche infrarouge

Une image représentant la totalité du disque terrestre est constituée de 2.500 bandes, balayées en 25 minutes. Après une pause de cinq minutes, l'image suivante est entamée. Le flot continu de données est envoyé au centre de contrôle de Darmstadt, en Allemagne, pour y être traité. Le balayage est effectué à l'aide de trois canaux : un canal visible et proche infrarouge, un canal infrarouge moyen et un canal infrarouge thermique.



Figure 1.7. Image Meteosat dans le canal de vapeur d'eau.

Dans le visible et le proche infrarouge (canal 1), l'albédo est mesuré pour différentes surfaces. Les nuages, la neige et la glace se réfléchissent fortement. Par conséquent, ils apparaissent en gris clair. Les sols secs et nus, ainsi que le sable, apparaissent également en couleur claire, tandis que les régions couvertes de végétation ont un albédo légèrement inférieur et apparaissent dans une couleur plus sombre. Les surfaces d'eau ont un albédo très faible et apparaissent par conséquent en couleur sombre. Sur les images du canal 1, les nuages les plus blancs sont les plus épais, tandis que les formations nuageuses plus fines apparaissent en couleur grisâtre parce qu'elles permettent de voir en partie la surface de la terre.

Surface	Albedo %
Eau	5-10
Désert	25-30
Neige fraîche	80-90
Neige ancienne	45-70
Forêt verte	5-10



Feuilles vertes	5-25
Nuages (moyens)	50-55
Nuages d'épaisseur < 150 m	25-63
Nuages d'épaisseur 150-300 m	45-75
Nuages d'épaisseur 300-600 m	59-84
Glace sur les mers	30-40
Route en bitume	5-10

Tableau 1.1. Albédo pour différents types de surfaces de la terre.

Dans l'infrarouge thermique (canal 3), les surfaces froides sont claires, tandis que les surfaces chaudes sont sombres. Comme dans le canal 1, les nuages apparaissent sous forme de régions claires, mais avec des différences significatives. Les nuages les plus clairs sont les plus froids. Par conséquent, ils doivent être les plus élevés dans l'atmosphère. La température chute à mesure que l'on s'élève par rapport à la surface de la terre. Plus la formation nuageuse est sombre, plus elle est basse dans l'atmosphère. Sur les images infrarouges, il peut être difficile de distinguer les nuages bas des zones sans nuages, parce que la différence de température entre le nuage et une surface mouillée sur Terre peut être assez insignifiante.

Le canal de vapeur d'eau est spécial parce qu'il s'enregistre à une longueur d'onde où l'atmosphère n'est pas translucide. Les rayons reçus par le satellite dans ce canal proviennent de la teneur en vapeur d'eau autrement invisible dans l'atmosphère. Il est ainsi possible d'analyser la circulation de la vapeur d'eau, qui contient d'importantes quantités d'énergie latente. Ces mouvements sont un facteur déterminant de la distribution d'énergie à travers l'atmosphère. Les forêts tropicales participent à ce processus en fournissant d'énormes quantités de vapeur d'eau et d'énergie aux zones tempérées. L'importance climatique du déboisement des forêts tropicales et son impact sur l'évaporation restent à clarifier.

## 2.2. MSG (Meteosat Second Generation)

MSG est appelé à générer une imagerie multispectrale de la surface de la Terre et des systèmes nuageux à un rythme deux fois plus rapide (toutes les 15 minutes et non pas toutes les demi-heures) que celui du Meteosat, en couvrant un nombre beaucoup plus important de canaux du spectre (douze, contre trois pour Meteosat). La résolution spatiale de MSG sera également nettement meilleure (1km pour le canal haute résolution visible, 3 km pour les autres).

L'instrument principal, le radiomètre imageur SEVIRI<sup>3</sup> transmet des images dans douze bandes spectrales différentes. Huit de ces canaux seront situés dans l'infrarouge thermique et fourniront, entre autres informations, des données permanentes concernant la température des nuages, de la terre et de la surface des mers. En utilisant des canaux qui absorbent l'ozone, la vapeur d'eau et le dioxyde de carbone, MSG permettra également aux météorologues d'analyser les caractéristiques des masses d'air atmosphériques, permettant ainsi de reconstruire une vue 3D de l'atmosphère. Les possibilités actuelles de Meteosat seront maintenues pour permettre des comparaisons à travers le temps.

<sup>3</sup> Spinning Enhanced Visible & Infrared Imager

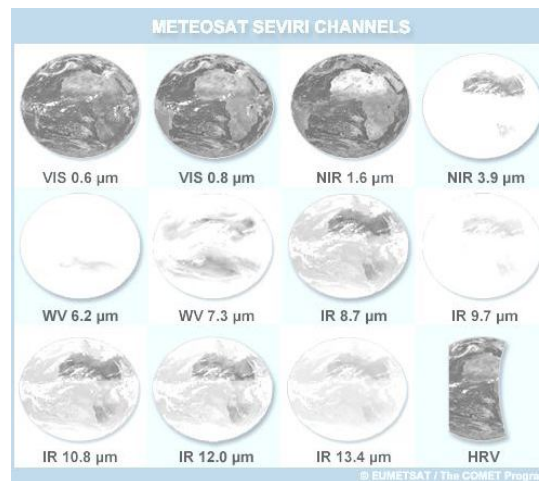


Figure 1.8. Les 12 canaux du radiomètre SEVIRI.

### 2.3. MetOp

Projet conjoint de l'ESA et de l'Organisation européenne de satellites météorologiques (EUMETSAT), le programme de satellites opérationnels météorologiques MetOp consiste en une série de trois satellites polaires utilisés pour surveiller le climat et améliorer les prévisions météorologiques.

Lancé le 19 octobre 2006, MetOp-A est le premier satellite de la série. Il remplace l'un des deux satellites exploités précédemment par la NOAA et constitue le premier satellite à orbite polaire consacré à la météorologie opérationnelle. Les États-Unis et l'Europe partagent la responsabilité des services de satellites météorologiques proposés par MetOp.

MetOp-A a été conçu pour fonctionner avec le système de satellite de la NOAA. Ensemble, les deux satellites couvrent l'ensemble du globe et les données qu'ils collectent sont partagées et échangées entre NOAA et EUMETSAT.

L'orbite polaire de MetOp est héliosynchrone, de sorte que le satellite est en permanence à la même heure dans son trajet autour de la Terre.

Les satellites à orbite polaire gravitent à une altitude plus basse – le plus souvent 800 km comparée au 36 000 km d'un satellite géostationnaire – et peuvent donc observer la Terre de façon plus détaillée. Depuis ses orbites polaires, ce système d'observation mondial fournit ses précieuses données météorologiques à ses utilisateurs dans les 2 heures 15 minutes qui suivent les mesures, voire en temps réel pour les utilisateurs régionaux.

Grâce à son ensemble d'instruments sophistiqués, MetOp-A fournit des données d'une précision et d'une résolution sans précédent sur de nombreuses variables comme la température et l'humidité, la vitesse et la direction des vents à la surface de l'océan ou les concentrations d'ozone et autres traces de gaz, ce qui constitue une avancée majeure dans les capacités de prévision météorologique mondiale et de surveillance du climat.

Cinq des instruments embarqués sont des appareils européens de dernière génération, le reste étant constitué d'équipements éprouvés fournis par la NOAA et par le Centre français d'études spatiales (CNES). Les satellites MetOp suivants seront lancés tous les 5 ans afin d'assurer l'acquisition continue de données météorologiques mondiales de haute qualité au moins jusqu'à 2020.

### 2.4 NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration)

C'est en 1970 que la NOAA envoya en orbite le premier de toute une série de satellites. Ces derniers se déplacent en orbite solaire synchrone, environ 850 km au-dessus de la Terre, qu'ils balaient entièrement en vingt-quatre heures.

Les derniers satellites NOAA sont équipés d'un radiomètre AVHRR (Advanced Very High Resolution Radiometer ou Radiomètre Avancé à Très Haute Résolution) qui balaie dans cinq canaux. Le scanner de ce radiomètre permet de cartographier la végétation et les formations nuageuses et de mesurer la température et l'humidité dans l'atmosphère et sur la Terre.

<i>Satellite</i>	<i>Fréquence APT (MHz)</i>	<i>Fréquence HRPT (MHz)</i>	<i>Altitude (Km)</i>	<i>Période de révolution (mn)</i>	<i>Lancement</i>	<i>Statut</i>
<i>NOAA11</i>	non	non	841	101.8	24.09.1988	Hors service depuis 2004
<i>NOAA12</i>	137.500	1698	804	101.1	14.05.1991	Hors service depuis 2007
<i>NOAA14</i>	137.620	1707	844	101.9	30.12.1994	Hors service depuis 2007
<i>NOAA15</i>	135.500	1702.5	807	101.1	13.05.1998	opérationnel
<i>NOAA16*</i>	137.620	1698	849	102.1	21.09.2000	opérationnel
<i>NOAA17</i>	137.50	1698	810	101.2	24.06.2002	opérationnel
<i>NOAA18**</i>	137.9125	1707	854	102.12	20.05.2005	opérationnel
<i>NOAA 19</i>	137.1	1698	870	102.4	02.06.2009	opérationnel

\* Après quelques jours de transmission l'émetteur sur 137.620 MHz a cessé de fonctionner.

\*\* A l'opposé des anciens NOAA qui avaient une orbite descendante, NOAA18 a une orbite ascendante.

*Tableau 1.2. Etats des satellites NOAA mis en orbite d'après une mise à jour faite en mai 2012 par la NOAA.*

#### **2.4.1. Les modes de transmission des satellites NOAA**

Les satellites NOAA en orbite polaire utilisent de nombreuses techniques de transmission. Les données collectées par l'équipement AVHRR des satellites NOAA sont transmises en temps-réel vers la terre, sous deux formes différentes :

- le mode APT (Automatic Picture Transmission).
- le mode HRPT (High Resolution Picture Transmission).

Le mode HRPT transporte l'ensemble des données recueillies par les instruments à bord NOAA/POES, sous forme numérique et en bande S. Le mode APT au contraire ne transporte que certaines données issues du seul équipement AVHRR, de manière analogique et en bande VHF.

Ainsi les radioamateurs peuvent recevoir par APT des images en faible définition avec un récepteur simple et peu onéreux, tandis que les plus exigeants et les institutions utilisent un récepteur HRPT plus complexe et coûteux.

a- Le mode APT

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



Figure 1.9. Tranche d'une image APT du satellite NOAA15

L'image ci-dessus est constituée comme suit (de gauche à droite):

- Tops de synchronisation (4 barres noires et blanches à 1040 Hz), marqueur (chaque trait blanc ou noir est espacé d'une minute), contenu de l'image, télémétrie de la 1ère image.
- Tops de synchronisation, marqueur, contenu de l'image, télémétrie de la 2ème image.

b- Le mode HRPT

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

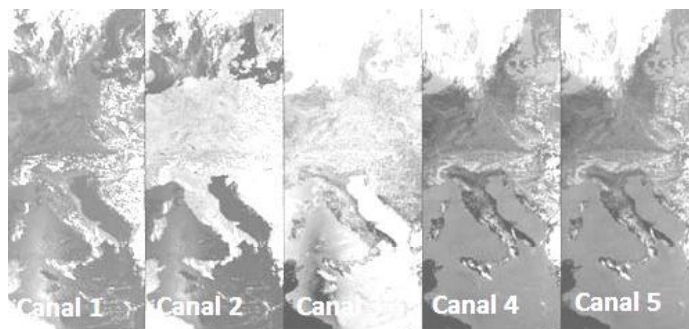


Figure 1.10. Extrait d'une image HRPT du satellite NOAA18 (Italie)

- Canal 1 : canal du visible (0,58 à 0,68 micromètre).
- Canal 2 : canal de l'infrarouge proche (0,72 à 1,1 micromètre).
- Canal 3 : canal de l'infrarouge moyen (3,55 à 3,93 micromètres).
- Canal 4 : canal de l'infrarouge thermique (10,30 à 11,30 micromètres).
- Canal 5 : canal de l'infrarouge thermique (11,50 à 12,50 micromètres).

### 3. LES SATELLITES EARTH EXPLORER DE L'ESA

#### 3.1. Présentation

L'un des objectifs de l'ESA est d'améliorer nos connaissances sur le changement climatique et de mettre en place des programmes de surveillance précise de la Terre. C'est à cet effet qu'a été établi le programme Earth Explorer, qui prévoit de lancer six satellites entre 2009 et 2013. Ces satellites contribueront à la recherche sur le réchauffement de la planète par la mesure de plusieurs paramètres climatiques tels que le cycle de l'eau, la glace présente sur la Terre et dans l'atmosphère.

Les deux premiers satellites Earth Explorer ont été lancés en 2009 : GOCE pour l'étude du champ gravitationnel et SMOS pour celle du cycle de l'eau. CryoSat-2, la mission d'étude sur la glace, a été lancée en avril 2010.

#### 3.2. GOCE

Lancé en mars 2009, le satellite GOCE (Gravity field and steady-state Ocean Circulation Explorer ou Explorateur du champ gravitationnel et de la circulation océanique en régime stable) devrait fournir une cartographie extrêmement précise des variations spatiales du champ de pesanteur à environ 100 km de résolution (précision centimétrique sur le géoïde).

Le satellite vole à très basse altitude (environ 280 km), et les frottements atmosphériques sont compensés par un système de compensation de traînée. La grande sensibilité de la mesure aux structures fines du champ est obtenue par la gradiométrie : le principe consiste à mesurer les dérivées du champ de pesanteur dans les différentes directions. Le champ de pesanteur qui sera calculé à partir des mesures sera d'une précision homogène en tout point du globe.

En raison de la rotation de la Terre, ainsi que de l'emplacement des montagnes et des fonds marins, l'attraction exercée par la Terre sur les objets et les êtres humains n'est pas exactement la même partout sur la planète. Une meilleure connaissance de la répartition de la gravité terrestre bénéficiera à de nombreuses applications et permettra, par exemple, d'améliorer la mesure des variations du niveau des océans. Et comme il s'agit d'une mesure planétaire, elle apporte un système commun de références aux projets internationaux.

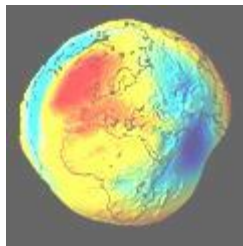


Figure 1.11. Le géoïde terrestre calculé par la mission GOCE de l'ESA

#### 3.3. SMOS

Le satellite SMOS (pour Soil Moisture and Ocean Salinity ou Humidité du sol et salinité des océans) a été lancé le 2 novembre 2009. Il a été construit pour fournir des informations à la recherche hydrologique et océanique. La recherche sur l'humidité du sol est importante pour les pays qui souffrent de sécheresses, mais également pour l'amélioration des prévisions météorologiques à l'échelle des saisons et des événements météorologiques extrêmes.

Ce satellite présente deux caractéristiques avancées [ESA10]. Tout d'abord, il fournit des mesures planétaires de l'humidité du sol et de la salinité des océans, pour lesquelles nous n'avons que très peu de mesures jusqu'à présent. Ensuite, la technologie intégrée dans le capteur est, pour la première fois, utilisée pour des mesures terrestres. Le capteur embarqué par SMOS mesure le rayonnement micro-ondes émis par la Terre à une fréquence de 1,4 GHz (bande L). Cette méthode a

déjà été utilisée pour rechercher de l'eau sur Mars, mais c'est la première fois qu'elle l'est pour des mesures de la Terre à partir d'un satellite.

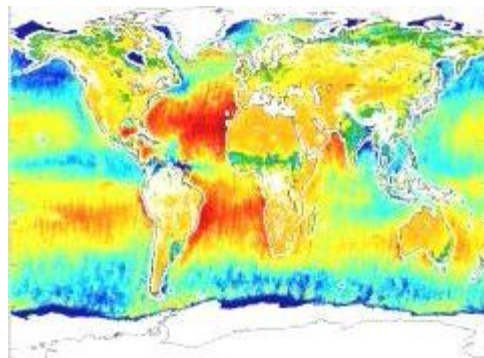


Figure 1.12. Carte de la salinité des eaux de surface (de 31 à 38g de sel par litre) et de l'humidité des sols (de 0 à 50%) obtenue en août 2010 par SMOS

### 3.4. CryoSat-2

CryoSat-2 est le successeur de CryoSat, perdu après son lancement en 2005. Ce satellite, en orbite depuis le 8 avril 2010, fournit des informations sur l'état de la glace dans les mers polaires, au Groenland et en Antarctique [ESA11].

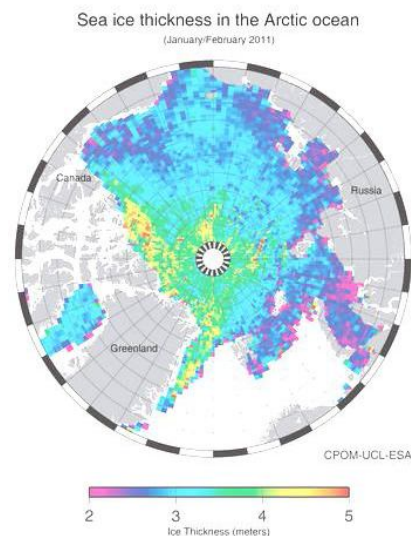


Figure 1.13. Carte de l'évolution de l'épaisseur (en mètres) de la banquise arctique en janvier et février 2011.

Avec l'accroissement du réchauffement climatique, les évolutions de l'épaisseur de glace constituent une préoccupation majeure, car la fonte des glaciers et de la glace polaire peuvent entraîner une élévation significative du niveau des océans et menacer les zones côtières du monde entier.

Parce qu'elle reflète la lumière solaire, la glace joue également un rôle dans le processus complexe du changement climatique. Une surveillance étroite et précise des caractéristiques de la glace par CryoSat-2 est ainsi devenue aujourd'hui extrêmement importante.

## 4. LES SATELLITES COMMERCIAUX A HAUTE RESOLUTION OPTIQUE

### 4.1. IKONOS

Le satellite IKONOS a été lancé le 24 septembre 1999 depuis la base militaire de Vandenberg en Californie. Ses capteurs panchromatique et multispectraux à très haute résolution peuvent différencier les objets avec une précision supérieure à un mètre carré au sol, soit suffisamment pour distinguer une voiture d'un camion.

Une telle performance réalisée à partir d'une altitude orbitale de 680 km représente un accroissement significatif de la résolution d'image par rapport à tous les systèmes commerciaux précédents de télédétection par satellite. IKONOS est exploité par la société GeoEye, dont la flotte de satellites comprend également les séries OrbView et GeoEye.



Figure 1.14. Image Ikonos à une altitude de 680km de Venise, Italie.

Les images produites par IKONOS comptent parmi les images satellite les plus détaillées qu'il soit possible de se procurer dans le cadre d'applications civiles.

A son bord, IKONOS transporte également un capteur multispectral d'une résolution de 4 m avec 3 canaux visibles et un canal proche infrarouge, semblable à l'équipement embarqué à bord de Landsat 4 et 5. Il permet ainsi de réaliser une cartographie de l'utilisation du sol.

### 4.2. QuickBird

QuickBird est un satellite commercial de la société DigitalGlobe. Lors de son lancement depuis la base militaire de Vandenberg en Californie le 18 octobre 2001, il bénéficiait de la plus haute résolution parmi tous les satellites commerciaux en fonctionnement. Certains satellites, comme les Worldview exploités par DigitalGlobe, disposent actuellement de capteurs optiques d'une résolution encore plus élevée.

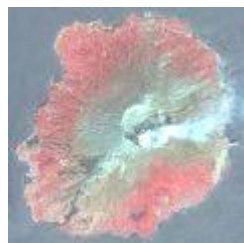


Figure 1.15. Image multispectrale de 2,44 m en fausse couleur du volcan Miyake-jima recueillie par QuickBird

Tandis que QuickBird fait le tour du globe à une altitude de 600 km au-dessus de la Terre, son capteur (une caméra haute résolution) recueille des images de la surface de la Terre durant les heures du jour.

Le système recueille des données panchromatiques de 61cm et des données stéréoscopiques multispectrales de 2,5 m. QuickBird a été mis au point pour couvrir de vastes étendues avec efficacité et précision. Il est capable d'acquérir plus de 75 millions de km<sup>2</sup> de données d'imagerie par an (plus de trois fois la taille de l'Amérique du Nord). Ces données sont ensuite exploitées pour la cartographie, la planification agricole et urbaine, la recherche météo et la surveillance militaire.

### 4.3. WorldView

WorldView-1 et 2 sont des satellites commerciaux à très haute résolution optique appartenant à la société DigitalGlobe. ils ont été lancés respectivement le 18 septembre 2007 et le 8 octobre 2009 à partir des lanceurs Delta 7920 depuis la base militaire de Vandenberg. WorldView-1 devrait rester en orbite au moins jusqu'en 2018, WorldView-2 jusqu'en 2017.

Les deux ont une orbite héliosynchrone et passent au-dessus de l'équateur à 10 h 30 à chaque orbite. WorldView-1 gravite à une altitude de 496 km et met 94,6 minutes pour faire le tour de la Terre, avec un intervalle de survol moyen de 1,7 jour. Il embarque un capteur d'images panchromatique, tandis que WorldView-2, qui gravite à 770 km d'altitude et dont la durée de révolution est de 100 minutes, transporte un capteur d'images multispectral [ESA00].



Figure 1.16. Image satellite WorldView-2 de l'île artificielle « The pearl » au Qatar.

Le capteur d'images WorldView-1 pointe le sol avec une résolution longitudinale de 0,50 m au nadir et de 0,59 m à un angle de 25° à partir du nadir, ce qui permet une imagerie stéréo. La largeur de la bande d'acquisition est de 17,6 km au nadir. Le capteur de WorldView-2 dispose d'un échantillonnage spatial de 1,85 m et acquiert ses images sur 8 différentes bandes de fréquences.

Les applications principales des deux satellites sont la cartographie à très haute résolution, la détection des changements et l'imagerie stéréo 3D.

## 5. LES ORBITES GEOCENTRIQUES<sup>4</sup> DES SATELLITES

Un satellite peut conserver la même orbite pendant une période prolongée, dans la mesure où l'attraction gravitationnelle de la Terre vient équilibrer la force centrifuge. Les satellites étant en orbite hors de l'atmosphère, ils ne rencontrent pas la résistance de l'air. Par conséquent, du fait de la loi d'inertie, la vitesse du satellite reste constante, ce qui entraîne une orbite stable autour de la Terre pendant de nombreuses années.

L'attraction gravitationnelle diminue à mesure que l'on s'éloigne de la Terre, tandis que la force centrifuge augmente en même temps que la vitesse orbitale. Par conséquent, un satellite en basse orbite, soit à environ 800 km de la Terre, est exposé à une immense attraction gravitationnelle et doit avancer à une vitesse considérable pour générer une force centrifuge correspondante. Par conséquent, il existe un lien direct entre la distance à la Terre et la vitesse orbitale du satellite. A une distance de 36 000 km, le temps de parcours de l'orbite est de 24 heures, ce qui correspond au temps que prend la Terre pour tourner sur elle-même. A cette distance, un satellite situé au-dessus de l'Equateur reste stationnaire par rapport à la Terre.

<sup>4</sup> Orbites autour de la planète Terre. C'est l'orbite de la Lune et des satellites artificiels



## 5.1. Classification des orbites par altitude

La figure 1.17. représente les différents types d'orbites géocentriques, classifiées selon l'altitude des satellites. En partant du centre : la ligne en cyan représente l'orbite de la Station Spatiale Internationale, le rouge représente les orbites basses, le vert (discontinu) représente les orbites moyennes et le bleu représente les orbites géosynchrones. Les pointillés verts représentent les orbites des satellites GPS.

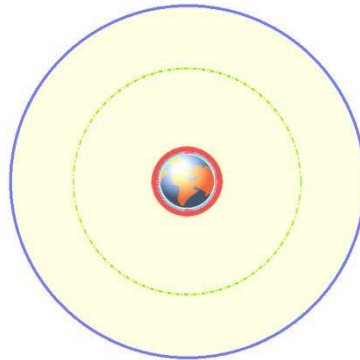


Figure 1.17. Différentes orbites terrestres à l'échelle.

### 5.1.1. Orbite terrestre basse :

L'orbite terrestre basse, ou LEO (*Low Earth orbit*), est une zone de l'orbite terrestre allant jusqu'à 2 000 kilomètres d'altitude, située entre l'atmosphère et la ceinture de Van Allen. On y retrouve des satellites de télédétection, des satellites de télécommunications ainsi que quelques stations spatiales, dont la Station spatiale internationale.

Elle contient les orbites terrestres équatoriales, dont l'inclinaison très basse par rapport à l'équateur amène les plus faibles exigences  $\Delta v$ <sup>5</sup> [DEL00] et permettent d'être atteintes rapidement.

Les orbites basses permettent aux satellites de bénéficier d'un bilan de liaison avantageux en télécommunications et de haute résolution des instruments d'observation. Elles permettent également la mise en orbite de charges maximales par les lanceurs puisque ces derniers requièrent moins d'énergie pour être mis sur ces orbites que dans les autres orbites terrestres. Les orbites ayant une altitude moins élevée permettent une meilleure utilisation de la télédétection. Les satellites de télédétection peuvent également profiter de l'orbite héliosynchrone à une altitude d'environ 800 km et près d'une inclinaison polaire.

Les objets dans l'orbite terrestre basse rencontrent une traînée atmosphérique sous la forme de gaz dans la thermosphère (80 à 500 km d'altitude) ou dans l'exosphère (500 km et plus d'altitude), dont la nature dépend de la hauteur. L'altitude utilisée pour la mise en orbite d'objets est habituellement située au-dessus de 300 km pour limiter les effets de la traînée atmosphérique.

Les orbites situées au-dessus de l'orbite terrestre basse, soumises à d'importantes accumulations de charge et de radiation, peuvent entraîner d'éventuels problèmes électroniques des composantes.

### 5.1.2. Orbite terrestre moyenne

L'orbite terrestre moyenne, communément appelée orbite circulaire intermédiaire ou MEO (*Medium Earth Orbit*), est une orbite autour de la Terre située entre 2 000 et 35 786 kilomètres d'altitude, soit au-dessus de l'orbite terrestre basse et en dessous de l'orbite géostationnaire.

Cette orbite est utilisée pour placer des satellites de navigation tels que Glonass (à une altitude de 19 100 kilomètres), GPS (à une altitude de 20 200 kilomètres) et Galileo (à une altitude de 23 222

<sup>5</sup> le  $\Delta v$  est utilisé pour estimer la quantité de carburant qui est nécessaire pour accomplir une manœuvre, un changement de trajectoire, pour atteindre une destination éloignée

kilomètres). Les périodes orbitales des satellites situés dans l'orbite terrestre moyenne varient de 2 à 12 heures.

### 5.1.3. Orbite géosynchrone

L'orbite géosynchrone, abrégée GSO (*GeoSynchronous orbit*), est une orbite géocentrique sur laquelle un satellite se déplace dans le même sens que la planète (d'ouest en est pour la Terre) et dont la période orbitale est égale à la période de rotation sidérale de la Terre (soit environ 23 h 56 min 4,1 s). Cette orbite a un demi grand axe d'environ 42 200 km. Puisque le rayon de la Terre est de 6 371 km, l'altitude de l'orbite géostationnaire est 35 786 km ; on parle couramment de satellites à 36 000 km.

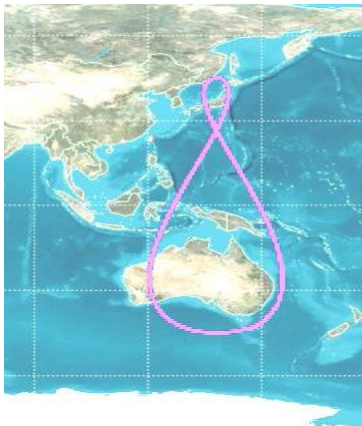


Figure 1.18. Trace au sol d'une orbite terrestre géosynchrone ayant une inclinaison de 45° et une excentricité de 0.09.

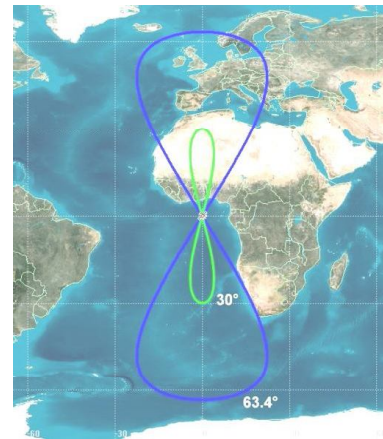


Figure 1.19. Trace au sol d'une orbite terrestre géosynchrone ayant une inclinaison de 30° et de 63.4° et une excentricité nulle.

Cette orbite peut être inclinée ou non par rapport au plan équatorial et son excentricité peut être nulle (orbite circulaire) ou non (orbite elliptique) :

- Si l'orbite est située dans le plan de l'équateur, le satellite apparaît comme un point fixe dans le ciel. On l'appelle orbite géostationnaire. L'orbite géostationnaire est donc une orbite géosynchrone qui a une inclinaison et une excentricité nulle.
- Si elle est inclinée, la période orbitale correspond toujours à la durée de la révolution de la Terre mais l'orbite s'écarte également au nord et au sud de l'équateur. La trace au sol décrit un analemma dans le ciel lorsqu'il est observé depuis un point fixe de la surface de la Terre. Si l'excentricité est nulle la trace au sol est symétrique par rapport au sol (*Figure 1.19*).

### 5.1.4. Les orbites terrestres hautes

Les orbites hautes (HEO pour High Elliptic Orbit) sont des orbites très elliptiques avec un faible périégée (environ 1000 km) et un apogée situé au dessus de l'orbite géostationnaire (35,786 km). Ces orbites ont une inclinaison comprise entre 50 et 70 degrés. Orbites fortement elliptiques, elles sont principalement perturbées par l'aplatissement de la Terre et par l'attraction gravitationnelle du Soleil et de la Lune.

La Russie utilise ce type d'orbite pour certains de ses satellites de télécommunications : l'orbite de Molniya se caractérise par une orbite très excentrique avec un apogée de 40 000 km pour un périégée de 500 km. L'inclinaison de 63,4° permet d'échapper aux perturbations d'orbite découlant de l'aplatissement du globe. L'orbite de Molniya permet une couverture 24h sur 24 du territoire de la Russie avec une constellation de trois satellites. Cette orbite est utilisée car la Russie ne peut lancer de satellites géostationnaires depuis ses bases spatiales toutes situées à des latitudes trop élevées et les

satellites géostationnaires ne peuvent pas couvrir la fraction du territoire russe située à une latitude supérieure à  $81^\circ$

### a- L'orbite de Molniya

Orbite inclinée à  $63,4^\circ$  par rapport au plan de l'équateur et d'une période de 12 heures. Son apogée est proche de 40 000 km et son périégée proche de 1 000 km. Un satellite placé sur cette orbite passe la plupart de son temps au-dessus de la zone d'activité utile pour laquelle il a été conçu, un phénomène appelé *angle de saturation d'apogée*.

L'orbite de Molniya doit son nom à la série de satellites de communication russes *Molniya* qui utilise ce type d'orbite depuis le milieu des années 1960. Les orbites de Molniya ne sont pas limitées aux orbites terrestres mais peuvent être appliquées à tout astre pour lequel les variations séculaires de la longitude du nœud ascendant et de l'argument du périégée en raison de l'aplatissement de l'astre ont des effets dominants sur le satellite.

Pour avoir un apogée dont la position apparente dans le ciel se répète d'une orbite à l'autre, la période orbitale doit diviser 24h de façon paire. Une période de 12 heures donne donc deux apogées et deux périégées, une période de 6 heures en donnerait quatre de chaque type. Une inclinaison importante permet à l'apogée d'être proche du pôle nord ou sud justement là où la couverture d'un satellite géostationnaire est la plus mauvaise, voir nulle. Les russes, canadiens et suédois utilisent la proximité avec le pôle Nord.



Figure 1.20. Trace au sol de l'orbite Molniya.

L'aplatissement du globe terrestre perturbe l'argument du périégée, donc même si l'apogée est au départ dans l'hémisphère Nord, elle va progressivement se déplacer, à moins que la trajectoire ne soit régulièrement corrigée avec les propulseurs du satellite. C'est pour éviter cette dépense supplémentaire en carburant que l'orbite de Molniya utilise une inclinaison de  $63,4^\circ$ , inclinaison pour laquelle ces perturbations sont nulles.

### Preuve par le calcul de la dérive du périégée

La dérive quotidienne de l'argument du périégée pour une orbite terrestre se calcule avec l'expression suivante :

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

avec :

- $J_2$  : Harmonique zonal d'ordre 2 lié à l'aplatissement de la terre.
- $\mu$  : Paramètre gravitationnelle.
- $R_E$  : le rayon de la Terre,
- $a$  : la longueur du demi-grand axe,
- $i$  : l'inclinaison, et
- $e$  : l'excentricité orbitale.

Le membre de droite s'annule pour une inclinaison de  $63,4^\circ$  qui est la valeur retenue pour l'orbite Molniya (Il s'annule aussi pour une inclinaison de  $116,6^\circ$ ). Donc, Afin de s'assurer que la position de l'apogée dans le plan orbital ne soit pas influencée par les perturbations dues à l'aplatissement de la terre, une inclinaison de  $63,4^\circ$  a été choisie.

### b - Orbite Tundra

Moins utilisée, l'orbite Tundra possède les même caractéristiques que l'orbite Molniya, mais avec une excentricité moins importante. En allongeant ainsi la taille de l'orbite, la période se trouve allongée. Pour une orbite Tundra, la période est de 23h56, correspondant à un jour terrestre.



Figure 1.21. Trace au sol du satellite QZSS sur orbite Tundra

Elle n'est utilisée actuellement que par le Sirius Satellite Radio. Le même genre d'orbite est planifié pour le système de satellites QZSS .Il faut noter que l'électronique de ces satellites traversant à chaque orbite les ceintures de Van Allen , doit être renforcée.

## 5.2. Classification des orbites selon l'excentricité :

L'excentricité orbitale définit la forme des orbites.

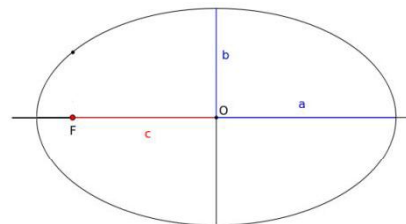


Figure 1.22. Une ellipse avec ses axes, son centre  $O$  et un foyer  $F$ .  $a$  est le demi grand-axe,  $b$  est le demi petit-axe,  $c$  est la distance entre le centre de l'ellipse et un foyer.

L'excentricité est calculée en fonction de son apogée et de son périégée :

$$e = \frac{r_a - r_b}{r_a + r_b} \quad (I.2)$$

Où  $r_a$  est le rayon à l'apogée, et  $r_b$  le rayon au périégée.

L'excentricité d'une orbite peut aussi se calculer de la façon suivante :

$$e = \frac{c}{a} \quad (I.3)$$

Où  $c$  est la distance entre le centre de l'ellipse et un de ses deux foyers.

Les différentes orbites classifiées selon leurs excentricité sont les suivantes :

- $e = 0$  : trajectoire circulaire.
- $0 < e < 1$  : trajectoire elliptique.
- $e = 1$  : trajectoire parabolique.
- $e > 1$  : trajectoire hyperbolique.

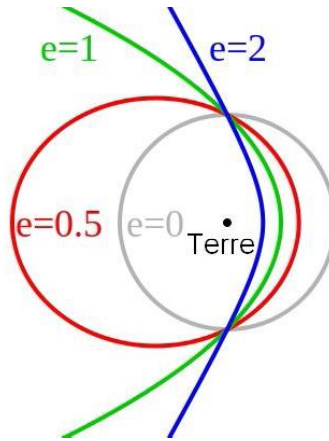


Figure 1.23. Exemples d'orbites caractérisées par différentes excentricités.

### 5.2.1 L'orbite circulaire

Une orbite circulaire est une orbite dont l'excentricité est égale à 0. Tous les paramètres de cette orbite sont constants, c'est-à-dire la vitesse, la vitesse angulaire, l'énergie potentielle et l'énergie cinétique. Elle n'a ni apogée ni périégée. Cette orbite est difficilement réalisable en pratique, mais on peut s'en approcher en affinant les conditions initiales qui sont :

$$v_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \text{ et } \gamma_0 = 0 \quad (\text{I.4})$$

### 5.2.2 L'orbite elliptique

Orbite avec une excentricité comprise entre 0 et 1. La période orbitale (P) d'un corps sur une orbite elliptique peut être calculée selon l'équation suivante :

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (\text{I.5})$$

où:

- $\mu$  est le paramètre de la gravitation,
- $a$  est la longueur du grand axe.

### 5.2.3 L'orbite parabolique

L'orbite parabolique correspondant à une ellipse avec une excentricité  $e=1$  (ou énergie  $E=0$ ), physiquement irréalisable, car la probabilité de réaliser un tir d'énergie nulle, est nulle.

### 5.2.4 L'orbite hyperbolique

Orbite utilisée pour les tirs interplanétaires. Son excentricité est égale ou supérieure à 1. Un satellite sur une telle orbite a une vitesse supérieure à la vitesse de libération et va échapper à l'attraction terrestre.

### 5.3. Classification des orbites selon l'inclinaison :

L'inclinaison ou l'obliquité est l'angle que fait le plan orbital avec le plan de l'écliptique, compris entre 0 et 180 degrés.

Plus l'inclinaison orbitale est forte, plus on peut survoler des latitudes élevées.

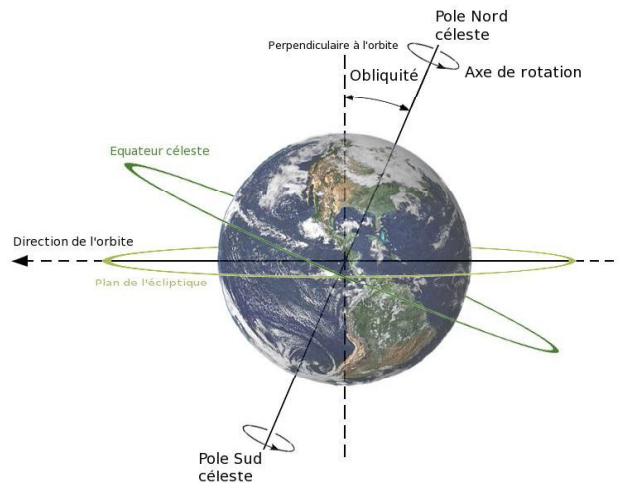


Figure 1.24. L'inclinaison orbitale comprise entre le plan orbitale et l'écliptique.

$i=0^\circ$	Orbite équatoriale, essentiellement l'orbite géostationnaire.
$i=28^\circ$	Inclinaison habituelle des orbites des vols Navette US
$i=63^\circ.4$	Inclinaison orbitale fréquemment utilisée par les satellites soviétiques (Molniya et Tundra) car c'est une valeur qui leur permet de pallier la perturbation due à J2.
$i=90^\circ$	Orbites polaires pratiquées par les satellites météorologiques en orbite basse, leur permettant de suivre 15 fois par jour les masses d'air polaire.
$i=98^\circ.7$	Inclinaison choisie par les satellites de la famille SPOT, gravitant vers 822 km du sol, travaillant en imagerie spatiale et utilisant grâce à une valeur bien choisie de $i$ , la propriété d'héliosynchronisme. Vu du nœud ascendant, le satellite se déplace vers l'Ouest, contrairement à 90% des satellites.
$i=5^\circ$	Inclinaison de l'orbite lunaire
$i=23^\circ 27'$	Inclinaison de l'orbite décrite par le soleil vu de la Terre, avec passage au nœud ascendant au moment du printemps.

Tableau I.3. Classification des orbites selon leurs excentricités.

## 6. LA RECEPTION DES IMAGES METEOROLOGIQUES :

Dans le but de disposer d'une base de données riche (par le nombre d'images et la diversité des formats), pouvant être exploitée pour diverses applications, une station de réception a été élaborée au niveau du Laboratoire d'Analyse et d'Application des Rayonnements LAAR ; elle permet la réception d'images satellitaires avec trois formats différents : WEFAX , APT , HRPT.

### 6.1. La réception des images NOAA au format APT :

Pour L'acquisition des images au format APT (résolution spatiale de 4km), nous disposons matériel suivant :

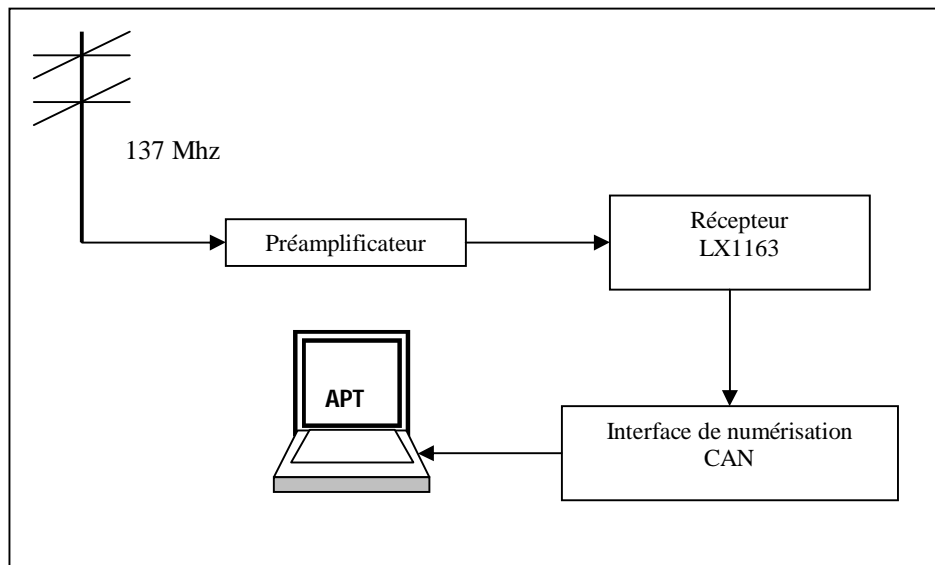


Figure 1.25. Chaîne de réception des images NOAA au format APT

- **L'Antenne :**

En mode APT, il est impératif d'utiliser une antenne accordée sur 137 MHz . Le satellite transmettant en polarisation circulaire droite, l'antenne quadri-filaire est parmi celles qui fonctionnent le mieux : C'est une antenne omnidirectionnelle polarisation circulaire droite constituée de deux boucles à 90° effectuant une rotation de 90° dans le plan vertical.

Antenne de faible dimension (diamètre 20cm, Hauteur 1 mètre), sa particularité est que son alimentation se fait par le haut de l'antenne.

Son lobe de rayonnement entre 110 et 140° est orienté dans l'axe de l'antenne vers le haut, ce qui la rend parfaite pour les passages hauts au-dessus de l'horizon. Par contre son efficacité diminue fortement en dessous de 20°.

Un préamplificateur ( 15 a 20 dB ) est donc nécessaire pour décoder les signaux faibles, quand le satellite est bas sur l'horizon.

- **Le récepteur**

Pour la réception des satellites défilant, le récepteur devra couvrir de 137 à 138 MHz. Le point le plus important est la bande passante FI. Elle doit être comprise entre 30 et 40 KHz.

- Inférieur a 30 KHz l'image se dégrade dans les blancs (plus de détails)
- Supérieur a 40 KHz le signal de sortie diminue énormément et la qualité de l'image également.

Nous disposons Au niveau du laboratoire, d'un récepteur LX1163.



Figure 1.26. Le récepteur LX1163

Ce récepteur permet de recevoir tous les signaux APT issus de satellites météorologiques. Basé sur trois modes de fonctionnement, il permet respectivement de capter METEOSAT canal 1, canal 2 ainsi que les satellites russes METEOR et américain NOAA.

La recherche des défilant sur la gamme 137-138 MHz se fait automatiquement par balayage. Dès que le récepteur capte une porteuse caractéristique des satellites météorologiques, un arrêt de la recherche est effectué. Un accord CAF permet de suivre les dérives externes.

Quelques caractéristiques de ce récepteur sont résumées dans le tableau ci-dessous.

Mode de réception :	APT
Visualisation du niveau d'entrée	Vu-mètre
Fréquence de réception METEOSAT canal 1 :	134 MHz.
Contrôle automatique des fréquences :	700 kHz de dérive max.
Double changement de fréquence :	10,7 M et 455 K.
Fréquence de réception METEOSAT canal 2 :	137,5 MHz.
Sensibilité des entrées :	3 - 5 $\mu$ V.
Bande passante :	30 kHz.
Sortie :	BF filtrée sur 2,4 kHz
Alimentation convertisseur :	1,7 GHz / + 18 V.
Démodulation :	FM.
Alimentation préampli 137 MHz :	12 V.

Tableau 1.4. Quelques caractéristiques du récepteur LX1163

A la sortie de ce récepteur, le signal démodulé est injecté à la carte son du PC. Cette carte son joue le rôle d'un convertisseur Analogique/Numérique.

Pour décoder les signaux récupérés de la carte son, nous utilisons le logiciel WxSat . Ce logiciel, développé par Christian H. Bock , est un freeware destiné à décoder les images météo transmises par les satellites à défilement et géostationnaires (AM) et sur ondes courtes (FM).

Le logiciel WxSat tourne sur un PC sous Windows 3x ou 9x ou plus, équipé de :

- Microprocesseur 80386 ou mieux,
- Au moins 4 MB de RAM,
- Une carte son (mono, échantillonnage à 11,025 kHz),
- Une carte vidéo avec une résolution d'au moins 8 bits par pixel (256 couleurs) .
- Une horloge ayant une fréquence  $\geq$  40 MHz (Pour pouvoir traiter les signaux en temps réel)



Démarrage du décodage :

Tout d'abord, il faut sélectionner la série de satellites que l'on veut recevoir ; dans notre cas nous choisirons la première proposition qui est la série NOAA :

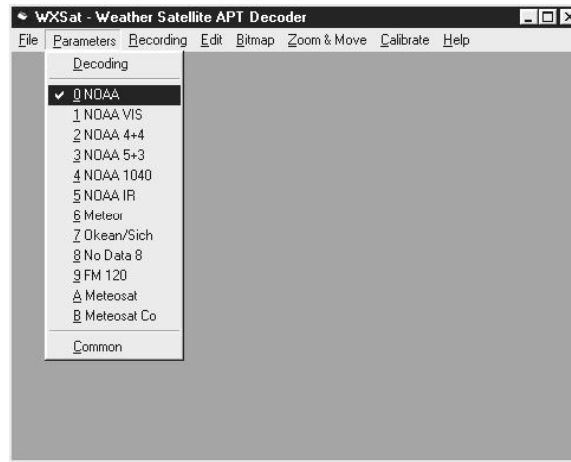


Figure 1.27. Sélection de la série NOAA pour une réception APT avec le logiciel WxSAT

Ensuite, le programme peut démarrer automatiquement le décodage en détectant dans les transmissions d'images soit une sous-porteuse, soit un top de démarrage.

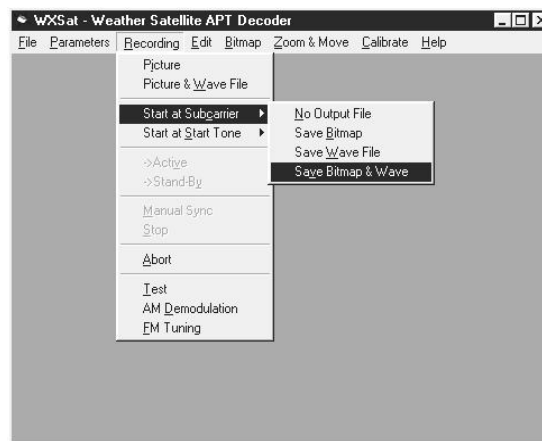


Figure 1.28. Démarrage de la réception APT en sauvegardant les fichiers bmp et wav

Pour cela, il faut cliquer sur *Recording* puis sur *Start at subcarrier* pour un déclenchement sur sous-porteuse, ou sur *Start at Start Tone* pour un déclenchement sur top de démarrage.

Choisir ensuite une des quatre options proposées :

- *No output file*: pas de sauvegarde
- *Save bit map*: enregistrer l'image
- *Save wave file*: enregistrer le fichier son
- *Save bit map & wave*: enregistrer image et fichier son.

Pour arrêter le programme manuellement, cliquer sur *Stop*. Le programme passe automatiquement en veille s'il reçoit de l'émetteur un top de fin d'image ou si la sous-porteuse disparaît; il redémarre quand une nouvelle image est reçue.

Les fichiers image (bmp) et son (wav) enregistrés sont nommés automatiquement de la façon suivante:

- jjmmhhmm.bmp pour les fichiers image.
- jjmmhhmm.wav pour les fichiers son.

Ainsi, à titre d'exemple, 16091715.bmp est une image enregistrée automatiquement le 16 septembre à 17 heures 15 minutes.

Exemple d'une image NOAA APT reçue par notre station le 15 avril 2005.



Figure 1.29. Image reçue au format APT

## 6.2. La réception des images NOAA au format HRPT :

Pour recevoir les images haute définition HRPT émises par les satellites polaires, il faut une chaîne de réception spéciale constituée d'un récepteur HRPT, d'une interface HRPT, d'une parabole (motorisée), d'un convertisseur et d'un PC avec un logiciel approprié.

Pour motoriser la parabole, nous utilisons le rotor G-5500 de la marque YAESU.

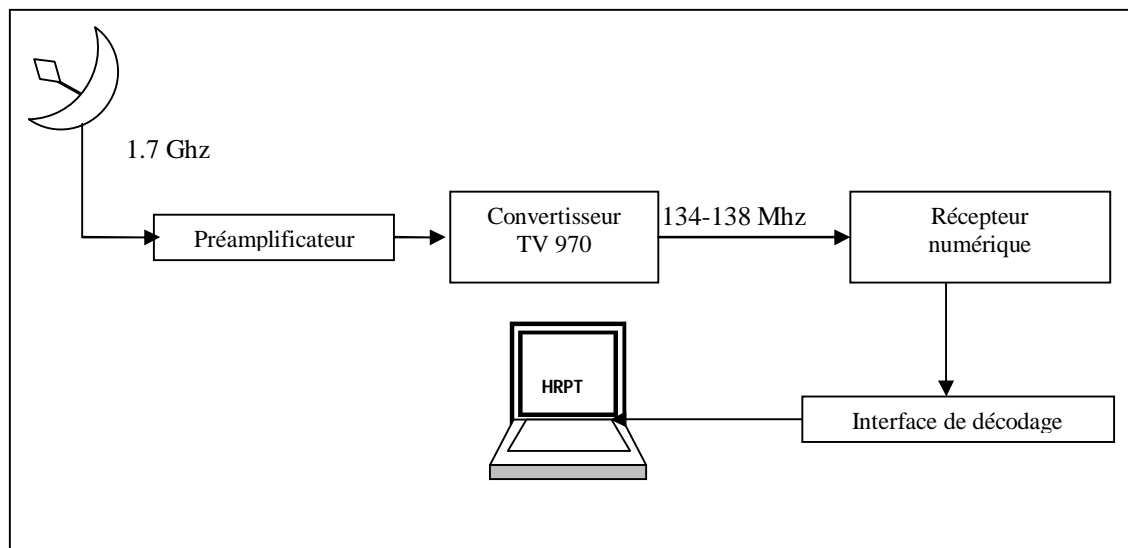


Figure 1.30. Chaîne de réception des images NOAA au format HRPT

L'antenne :

Les caractéristiques de l'antenne sont résumées dans le tableau qui suit :

Type de l'antenne	Parabolique grillagée
Gain	24 dB env
Source dipôle	$Z = 52 \Omega$ .
Bande passante	1,6 - 1,75 GHz
Dimensions	970 x 760 mm
Poids	~ 5 kg

Tableau 1.5. Quelques caractéristiques de l'antenne parabolique.

Le positionnement de l'antenne est effectué par un rotor en site et en azimut à travers le boîtier de commande du rotor.

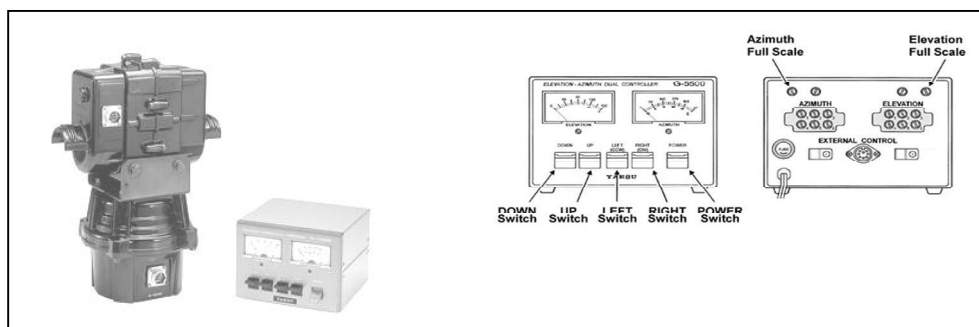


Figure 1.31. Le rotor YEASU G-5500

L'antenne peut être orientée sur les plages suivantes :

- Site: plan vertical  $[0^\circ-180^\circ]$
- Azimut: plan horizontal  $[0^\circ-450^\circ]$

Le convertisseur :

Comme les signaux HRPT sont transmis à des fréquences élevées de l'ordre du Giga-Hertz, il est nécessaire d'utiliser un convertisseur qui abaissera leurs fréquences à 140-150 Mhz.

Au niveau de notre chaîne de réception, nous utilisons le TV970 placé directement à la sortie de l'antenne.

- 1.698 Ghz  $\rightarrow$  141 Mhz
- 1.707 Ghz  $\rightarrow$  150 Mhz



Figure 1.32. Le convertisseur TV970

Le récepteur :

A la sortie de ce convertisseur, les signaux sont transmis au récepteur HRPT qui assure la démodulation numérique des signaux



Figure 1.33. Le Récepteur HRPT

Le signal démodulé est appliqué à l'entrée de l'interface de décodage, installée dans un slot ISA de l'ordinateur, cette interface transformera les signaux en images brutes RAW.

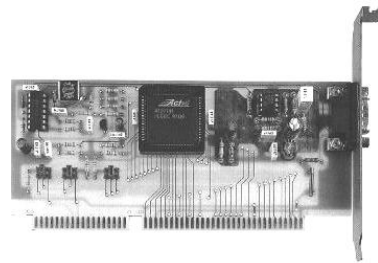


Figure 1.34. Interface de décodage des images HRPT

Pour l'acquisition des images au format HRPT, il est aussi nécessaire d'avoir un logiciel de décodage, qui permet dans un premier temps de lancer la réception des données HRPT, puis dans un deuxième temps de démultiplexer les cinq images entrelacées reçues dans différents canaux (2 images dans le spectre visible et 3 images dans le spectre infrarouge )

Nous pourrions donc visualiser cinq images à partir d'une seule image reçue, après avoir sélectionné la commande « SPLIT » (qui peut se traduire par « séparer ») du logiciel de décodage HRPT-7.

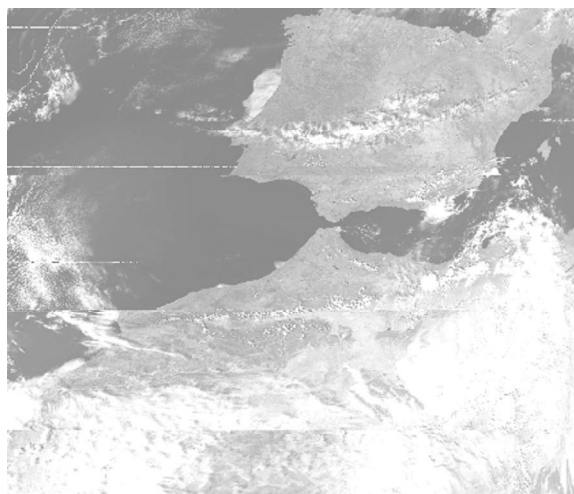
**Exemple d'une image NOAA HRPT reçue par notre station le 01 septembre 2005**

Figure 1.35. Image reçue au format HRPT

### 6.3. La réception des images METEOSAT

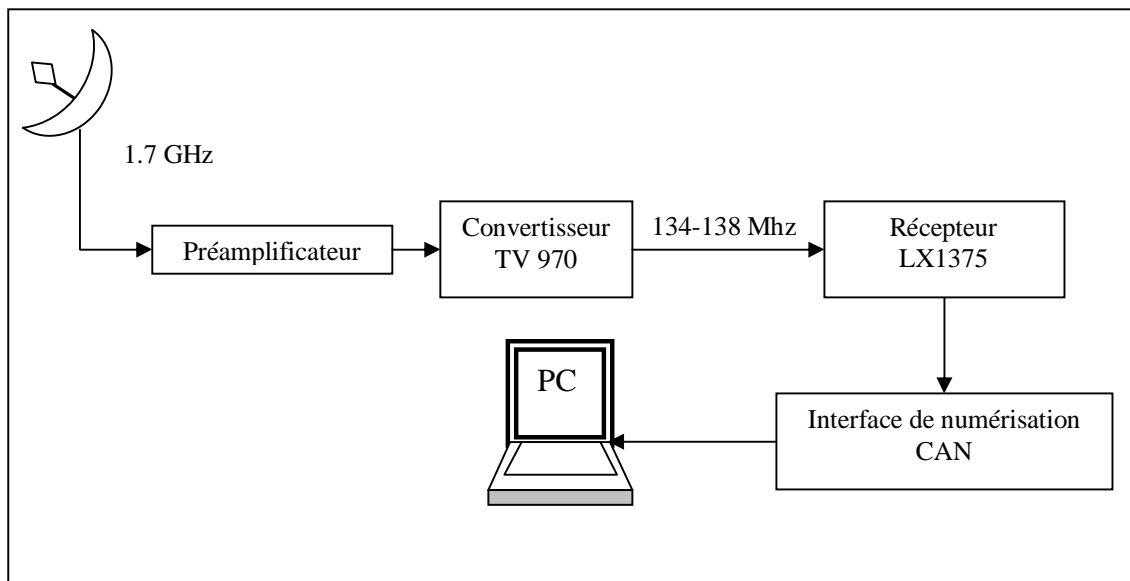


Figure 1.36. Chaîne de réception des images METEOSAT

La chaîne de réception comprend :

- Une antenne parabolique orientée vers le satellite géostationnaire, pour METEOSAT7, il faut régler le rotor comme suit :
  - Azimut : sud
  - Elévation : 45°
- Un préamplificateur pour pouvoir décoder les signaux faibles.
- Un convertisseur-abaisseur de fréquence
- Un récepteur qui sépare le "message-image" de la porteuse à 1,7 Ghz (Au niveau de la station, nous utilisons le récepteur LX1375)



Figure 1.37. Récepteur LX1375

- Une interface de décodage qui n'est autre que « la carte son » du PC.
- Un PC.

Nous remarquons que c'est à peu près la même chaîne que celle utilisée pour la réception des images NOAA APT, à l'exception de l'antenne qui change, et du convertisseur (nécessaire dans la

réception METEOSAT puisque l'on utilise une parabole à 1.7 GHz et que le récepteur travaille avec une fréquence de l'ordre de 137 GHz).

A la sortie du récepteur, le "message-image" se compose d'une porteuse à 2400 Hz modulée en amplitude. C'est la modulation de ce signal qui peut ensuite être traduite en une image.

Comme le signal de sortie du récepteur se situe dans une gamme de fréquences audibles. Il peut donc être converti par la carte son, présente dans le PC, en un fichier numérique pour une étude ultérieure à l'aide d'un logiciel dédié.

Ce logiciel est le WxSat (aussi utilisé pour la réception APT), la seule différence est qu'il faut choisir la série METEOSAT avant de lancer la réception.

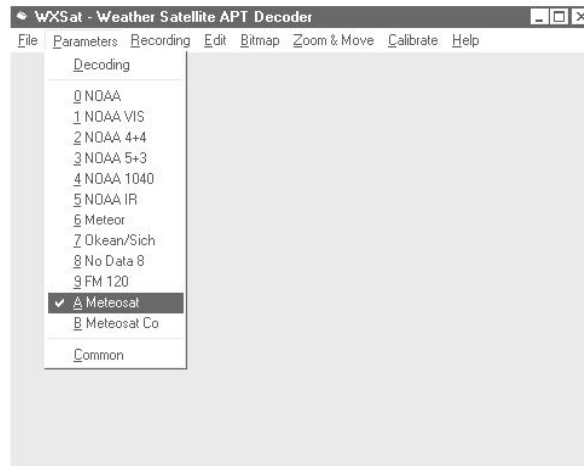


Figure 1.38. Sélection de la série METEOSAT avec le logiciel WxSAT

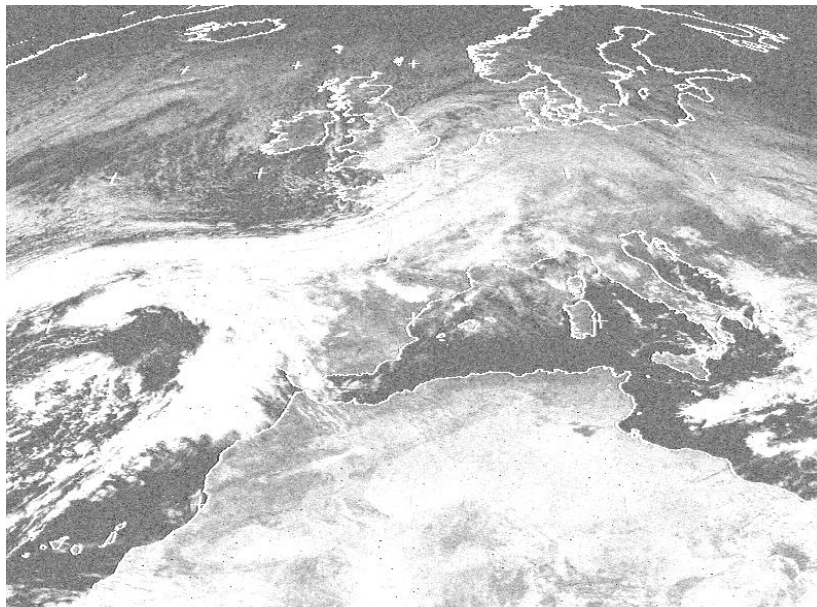


Figure 1.39. Image METEOSAT reçue par notre station le 12 septembre 2005

## CHAPITRE 2

# L'EFFET DES PERTURBATIONS ORBITALES SUR LA TRAJECTOIRE DES SATELLITES

## 1. INTRODUCTION

La trajectoire d'un satellite artificiel autour d'un corps céleste n'est pas complètement stable. Elle est modifiée par plusieurs phénomènes naturels dont l'influence est variable selon le corps céleste et la position du satellite. Si celui-ci tourne autour de la Terre, les phénomènes perturbateurs sont dans l'ordre décroissant d'influence :

- l'aplatissement du corps céleste à ses pôles et le renflement équatorial ;
- les autres irrégularités du champ de gravité ;
- la résistance de l'atmosphère (en orbite basse) ;
- le vent solaire ;
- l'attraction de la Lune ;
- l'attraction du Soleil ;
- la pression de radiation.

### a- L'aplatissement du corps céleste à ses pôles

La Terre n'a pas une forme parfaitement sphérique : ses pôles sont légèrement aplatis tandis l'équateur présente un renflement. Ces déformations induisent des modifications du plan de l'orbite. Ce mouvement, la précession nodale, est d'autant plus important que l'inclinaison de l'orbite est différente de  $90^\circ$  et proche de la Terre.

Cette perturbation, la plus importante que subit le satellite, modifie à la fois l'ascension droite du nœud ascendant  $\Omega$  et l'argument du périhélie  $\omega$ . Pour maintenir l'orbite, il est nécessaire de consommer beaucoup de carburant. Aussi les satellites en orbite basse, plutôt que de les corriger, soit exploitent les modifications d'orbite induites (satellite en orbite héliosynchrone) soit sont placés sur des orbites ayant des inclinaisons pour lesquels cette perturbation est nulle ( $i = 90^\circ$  et  $63^\circ 26'$ ).

### b- Les autres irrégularités du champ de gravité

Le champ de gravité terrestre présente d'autres irrégularités que celles dues aux déformations au pôle et à l'équateur : elles sont liées à des variations de densité (réplétions) du sous-sol terrestre (croûte et manteau). Celles-ci sont particulièrement nombreuses sur la Lune. Pour les satellites terrestres les variations du champ de gravité finissent par perturber l'orbite avec un ordre de grandeur beaucoup moins important que celui dû à l'aplatissement du globe terrestre.

### c- La résistance de l'atmosphère

Si le corps céleste autour duquel gravite le satellite possède une atmosphère (Terre, Mars, Vénus) celle-ci exerce une force de traînée proportionnelle à la vitesse du satellite et à la densité de l'atmosphère : la vitesse du satellite est progressivement réduite. Si l'orbite est elliptique le premier effet de la résistance de l'atmosphère est de la rendre circulaire (l'apogée est modifiée et le périhélie reste invariant) puis l'orbite circulaire est elle-même progressivement abaissée. Le satellite finit par être détruit en rentrant dans les couches les plus denses de l'atmosphère. Dans le cas d'un satellite tournant autour de la Terre sur une orbite circulaire sa durée de vie moyenne est égale à (compte tenu de l'impact d'un vent solaire moyen détaillé plus loin) :

- quelques jours pour une orbite de 200 km ;

- quelques semaines à 300 km ;
- quelques années à 600 km ;
- un siècle à 800 km (c'est l'orbite des satellites de télédétection, comme la famille Spot) ;
- plusieurs siècles à 1 000 km (ce sont les orbites des constellations des satellites de télécommunications, comme Globalstar et Iridium) ;
- un million d'années à 36 000 km (ce sont les satellites géostationnaires, ou ceux qui ont terminé leur service opérationnel et ont été désorbités, vers une orbite de rebut).

L'orbite des satellites artificiels circulant sur une orbite basse est généralement maintenue au-dessus de 300 km pour que leur durée de vie ne soit pas trop brève. Pour certaines applications (satellite de renseignement, application scientifique), une orbite plus basse peut être choisie de manière temporaire ou permanente pour améliorer la précision de l'observation : le satellite doit alors emporter une grande quantité de carburant pour conserver cette orbite sinon sa durée de vie est particulièrement brève. Les satellites espions américains Keyhole 9 construits dans les années 1980 pouvaient ainsi descendre à une altitude de 118 km. On peut réduire la traînée des satellites orbitant à basse altitude en leur donnant une forme aérodynamique comme dans le cas du satellite GOCE qui, pour affiner notre connaissance du champ de gravité, parcourt une orbite circulaire de 250 km.

#### **d- Le vent solaire**

Le vent solaire, qui est un flux de plasma constitué essentiellement d'ions et d'électrons éjectés de la haute atmosphère du Soleil, peut augmenter temporairement la traînée. Ce flux varie en vitesse et en température au cours du temps en fonction de l'activité solaire. Celle-ci suit un cycle de 11 ans. Lors des éruptions solaires le réchauffement de l'ionosphère entraîne la dilatation vers le haut des couches supérieures de l'atmosphère. Entre 300 et 500 km la densité peut être multipliée par  $10^8$  : la force de traînée augmente en proportion et certains satellites peuvent ainsi perdre plus de 10 km en quelques jours. Ces effets sont particulièrement gênants pour les satellites d'observation de la Terre tels que Spot, dont la position doit être connue avec une grande précision.

#### **e- L'attraction de la Lune et du Soleil**

Les deux astres ont une influence sur la trajectoire d'un satellite artificiel. Le Soleil malgré sa taille a une influence plus faible que la Lune du fait de son éloignement. La perturbation est d'autant plus forte que l'altitude de l'apogée est élevée : elle est nulle pour les satellites en orbite basse et faible pour les satellites géostationnaires.

#### **f- La pression de radiation**

Les photons émis par le Soleil exercent une pression faible (de l'ordre de  $10^{-5}$  Pa autour de la Terre) mais continue sur les objets qu'ils rencontrent. La force exercée est proportionnelle à la surface exposée (l'incidence et le caractère réfléchissant de la surface exposée ont une incidence sur cette force).

## **2. LES FONDEMENTS DE LA MECANIQUE SPATIALE**

### **2.1. Les lois Kepler**

Les lois de Kepler décrivent les propriétés principales du mouvement des planètes autour du Soleil. Elles ont été découvertes par Johannes Kepler à partir des observations et mesures de la position des planètes faites par Tycho Brahe. Les lois de Kepler s'appliquent aussi bien aux satellites naturels qu'aux satellites artificiels.

#### **2.1.1. La première loi de Kepler**

En 1609, par l'observation, Kepler identifie les orbites des planètes à des ellipses ayant pour foyer le Soleil. Plus tard, Newton qui retrouvera par le calcul différentiel ces trajectoires coniques, en déduira la loi de la gravitation.



### 2.1.2. La seconde loi de Kepler

Toujours en 1609, Kepler observe que les rayons vecteurs des planètes balaient des aires égales en des temps égaux. C'est la « Loi des Aires ».

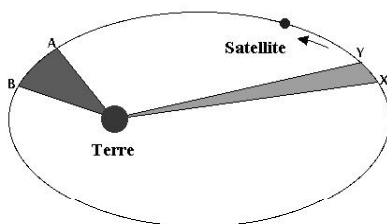


Figure 2.1. La loi des aires

D'après cette loi, si la planète met la même durée pour aller de X à Y et de A à B, alors les secteurs colorés sur la figure ci-dessus, ont une aire égale.

Conséquences de cette loi :

- Sur une orbite elliptique le mouvement d'un satellite n'est pas uniforme.
- La vitesse est plus grande au périhélie qu'à l'apogée.
- Le mouvement est accéléré de l'apogée au périhélie et retardé sur l'autre partie de l'orbite.
- Si l'orbite est circulaire le mouvement du satellite sera uniforme.

### 2.1.3. La troisième loi de Kepler

En 1619 : De nouvelles mesures permettent d'établir la loi des périodes, à savoir :

$$\frac{T^2}{a^3} = Cste \quad (2.1)$$

Cette constante dépend de l'astre attracteur :

$T^2/a^3 = 4\pi^2/GM$ , où  $G$  est la constante de gravitation universelle :  $G = 6,67 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{s}^{-2}$

Pour quelques satellites de la Terre :

satellite	a demi grand axe en $10^3 \text{ km}$ ou $10^6 \text{ m}$	T période de révolution	T période de révolution en s	$T^2/a^3$ en $\text{s}^2 \cdot \text{m}^{-3}$
<b>Lune</b>	384	27,32 jours	$2,35 \cdot 10^6$	$9,78632 \cdot 10^{-14}$
<b>NOAA 15</b>	7,19	1h41min09s	6069	$9,90941 \cdot 10^{-14}$
<b>GPS BII-01</b>	26,5625	1h58min08s	43088	$9,90617 \cdot 10^{-14}$
<b>Globalstar MO48</b>	7,79	1h54min4s	6844	$9,90849 \cdot 10^{-14}$

En utilisant la constante trouvée pour les satellites artificiels (dernière colonne du tableau) nous obtenons comme masse de la terre  $M_T = 5,97 \cdot 10^{24} \text{ kg}$  ;

Nous pouvons remarquer que la constante obtenue dans le cas de la Lune est légèrement différente. Newton a déjà corrigé la troisième loi de Kepler en montrant que la masse qui intervenait était en fait la somme des masses des deux corps en interaction gravitationnelle (ici la Terre et la Lune). En se servant de la correction de Newton, nous trouvons  $M_{\text{Terre} + \text{Lune}} = 6,05 \cdot 10^{24}$  kg et par différence la masse de la Lune est  $M_L = 7,36 \cdot 10^{22}$  kg.

## 2.2 La loi de la gravitation

En 1667, Newton, maintenant muni de la théorie du calcul différentiel et intégral, reprend les observations de Kepler et énonçant la loi de la gravitation universelle, confirme toutes les lois de Kepler et ouvre ainsi la période du déterminisme scientifique.

### Énoncé en hypothèse newtonienne :

Tout corps sphérique de centre O, homogène par couches concentriques, de masse M, exerce sur un point S de masse m situé à une distance r du point O, une force attractive F, donnée par :

$$\vec{F} = -G \frac{Mm}{r^2} \vec{u} = -G \frac{Mm}{r^3} \vec{r} \quad (2.2)$$

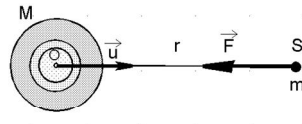


Figure 2.2. Force attractive entre deux corps

La mécanique nous apprend qu'une telle force ne dépendant que du rayon vecteur, dérive d'un potentiel U dit potentiel newtonien :

$$\vec{F} = -G \frac{Mm}{r^2} \vec{u} = -\text{grad } U \quad \text{avec} \quad U = -G \frac{Mm}{r} \quad (2.3)$$

Le produit GM fait intervenir la constante G très petite et la masse très grande d'un astre, les astrophysiciens ont donc décidé de ne faire intervenir qu'une seule constante caractéristique de la gravitation créée par l'astre, appelé constante de gravitation de l'astre notée  $\mu = GM$ .

Pour la Terre et le soleil, les constantes de gravitation correspondantes sont données par :

$$\begin{aligned} \mu_T &= 39.86 \cdot 10^{13} \text{ m}^3 \text{ s}^{-2} = 39.86 \cdot 10^4 \text{ km}^3 \text{ s}^{-2} \\ \mu_s &= 13.27 \cdot 10^{19} \text{ m}^3 \text{ s}^{-2} = 13.27 \cdot 10^{10} \text{ km}^3 \text{ s}^{-2} \end{aligned}$$

## 2.3. Mouvement d'un satellite autour de la terre [WEB2]

Nous allons subir trois contraintes, dans l'étude du mouvement d'un satellite autour de la terre :

- Travailler en repère inertiel.
- Utiliser le potentiel newtonien U.

- Ne conserver que 2 corps en interaction, car il a été prouvé par le mathématicien Poincaré que le problème des 3 corps n'avait pas de solution exprimable par des fonctions élémentaires.

### 2.3.1. Problème des deux corps en interaction de gravitation

$M_1$  ET  $M_2$  sont les deux corps de masses  $m_1$  et  $m_2$ , de centre d'inertie  $G$ . Dans la mécanique classique, pour un système isolé, le centre d'inertie  $G$  a un mouvement rectiligne uniforme. Le principe de relativité de Galilée permet de choisir  $G$  comme origine d'un repère inertiel  $Ra$ . En pratique ce n'est pas très commode parce que l'étude du mouvement est en général rapportée à un repère  $R$  relatif, non inertiel, d'origine l'un des corps. C'est ce problème que nous abordons dans ce qui suit.

#### a. Les repères

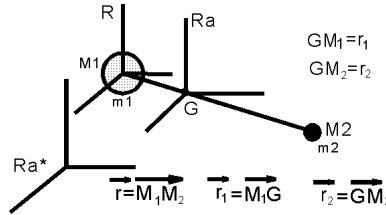


Figure 2.3. Repère inertiel  $Ra$  et non inertiel  $R$

#### b. Les équations du mouvement

La loi fondamentale appliquée dans  $Ra$  donne les relations suivantes

$$m_1 \ddot{\vec{r}}_1 = -\vec{F} = G \frac{m_1 m_2}{r^3} \vec{r} \quad (2.4)$$

$$m_2 \ddot{\vec{r}}_2 = \vec{F} = -G \frac{m_1 m_2}{r^3} \vec{r} \quad (2.5)$$

La géométrie du centre d'inertie fournit :

$$\vec{r} = \vec{r}_1 + \vec{r}_2 \quad (2.6)$$

$$\vec{r}_1 = \frac{m_2}{m_1 + m_2} \vec{r} \quad (2.7)$$

$$\vec{r}_2 = \frac{m_1}{m_1 + m_2} \vec{r} \quad (2.8)$$

#### c. Transformation du problème

Si on imagine que  $M_1$  est la planète intéressante pour suivre le mouvement du satellite, alors il faut former une équation vérifiée par le rayon vecteur.

$$\frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2} \ddot{\vec{r}} = \vec{F} \quad (2.9)$$

Ce résultat montre que le repère relatif  $R$ , d'origine  $M_1$ , peut être considéré comme galiléen, à condition de remplacer la masse  $m_2$  du corps attiré  $M_2$  par la masse réduite  $M$ :

$$M = \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2} \quad (2.10)$$

#### d. Cas particulier

En général, sauf pour les astronomes s'occupant des corps célestes de masses non négligeables, nous nous intéressons au mouvement d'un satellite de masse  $m$  infiniment petite devant la masse  $M$  du corps principal. Dans ces conditions la masse réduite est égale à la masse inertielle  $m$ .

### 2.3.2. Notion de sphère d'influence d'une planète

$\mu_S$  et  $\mu_P$  désignent les constantes de gravitation du soleil et de la planète.  $r_1$ ,  $r_2$ ,  $r$  sont les rayons vecteurs,  $u_1$ ,  $u_2$ ,  $u$ , les unitaires des rayons vecteurs de repérage.

Nous considérons un repère héliocentrique<sup>1</sup>, à directions stellaires, comme un excellent repère inertielle ou galiléen, noté Ra. R désignera un repère "équipollent" à Ra mais, relatif, d'origine une planète P (par exemple la Terre). M est le satellite ou la sonde de masse  $m$ , en mouvement sous l'action du soleil et de la planète.

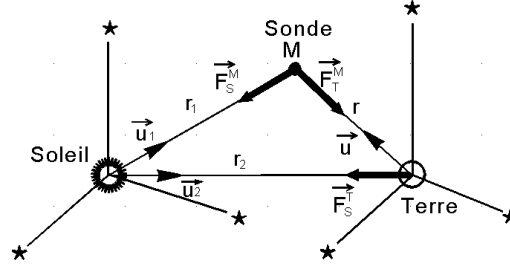


Figure 2.4. Repères héliocentriques

La loi fondamentale appliquée à M dans Ra donne :

$$m\vec{\Gamma}_a(M) = \vec{F}_S^M + \vec{F}_T \quad (2.11)$$

$$\Rightarrow \vec{r}_1^{\rightarrow} = -\frac{\mu_S}{r_1^2} \vec{u}_1 + \left[ -\frac{\mu_P}{r^2} \vec{u} \right]_T \quad (2.12)$$

Le premier terme sera considéré comme l'attraction principale du corps central, origine du repère, le second comme perturbation due à la planète. Appliquée à la Terre, et en négligeant l'attraction sonde-Terre devant celle du soleil :

$$m\vec{\Gamma}_a(T) = \vec{F}_S^T \quad (2.13)$$

$$\Rightarrow \vec{\Gamma}_a(T) = -\frac{\mu_S}{r_2^2} \vec{u}_2 = -\vec{\Gamma}_e(M) \quad (2.14)$$

Où  $\Gamma_e$  désigne, en terme de composition des mouvements, l'accélération d'entraînement du point M du repère R, par rapport à Ra.

En repère relatif, nous avons :

$$m\vec{\Gamma}_R(M) = \vec{F}_S^T + \vec{F}_T - m\vec{\Gamma}_e \quad (2.15)$$

$$\Rightarrow \vec{r}^{\rightarrow} = -\frac{\mu_P}{r^2} \vec{u} + \left[ \frac{\mu_S}{r_2^2} \vec{u}_2 - \frac{\mu_S}{r_1^2} \vec{u}_1 \right]_S \quad (2.16)$$

Comme plus haut, nous faisons apparaître l'attraction principale due à la planète et un terme entre crochets qui représente la perturbation due au soleil.

Le but poursuivi est de négliger le terme perturbateur devant l'attraction principale, mais alors quel est le repère dans lequel l'approximation est la meilleure? La réponse est apportée par la comparaison des deux rapports suivants :

$$\varepsilon_S = \frac{\left| \left[ -\frac{\mu_P}{r^2} \vec{u} \right]_T \right|}{\left| -\frac{\mu_S}{r_1^2} \vec{u}_1 \right|} \quad \text{et} \quad \varepsilon_P = \frac{\left| \left[ \frac{\mu_S}{r_2^2} \vec{u}_2 - \frac{\mu_S}{r_1^2} \vec{u}_1 \right]_S \right|}{\left| -\frac{\mu_P}{r^2} \vec{u} \right|} \quad (2.17)$$

L'égalité entre  $\varepsilon_S$  et  $\varepsilon_P$  définit une surface, entourant la planète, appelée sphère d'influence de la planète.

<sup>1</sup> Héliocentrique : considéré par rapport au centre du soleil.

$\epsilon_S = \epsilon_P$	Relation de définition de la sphère d'influence
$\epsilon_S < \epsilon_P$	Il vaut mieux travailler en repère héliocentrique, c'est le cas de la partie héliocentrique d'un voyage interplanétaire. Hors sphère d'influence, la perturbation planète est négligée, seule l'attraction solaire agit.
$\epsilon_S > \epsilon_P$	Il vaut mieux travailler en repère planétocentrique, c'est le cas de la phase de départ d'un voyage interplanétaire ou des mouvements des satellites artificiels au voisinage de la planète. Dans la sphère d'influence, la perturbation solaire est négligée, seule l'attraction planète agit.

**2.3.3. Repère de calcul adopté**

En négligeant les perturbations solaires (et lunaires) devant l'attraction principale terrestre, donc en travaillant dans la sphère d'influence de la Terre. En remarquant que pour un satellite, la masse réduite est égale à la masse inertielle. Nous pouvons choisir un repère inertielle Ra, appelé géocentrique équatorial, d'origine le centre Terre et de directions stellaires. Conventionnellement, les spécialistes de l'espace et de l'astronomie, ont convenu de prendre un repère associé au jour 2000.

La date de référence du système de coordonnées  $J_{2000}$  est le 1/1/2000 à 12 h UT, considéré comme origine 0 des jours juliens. Les caractéristiques du système sont les suivantes :

- Origine centre Terre
- Troisième axe K ou Z, l'axe de la rotation terrestre (considéré comme fixe, mais en réalité dérivant avec la précession 50" arc/an autour du nord écliptique, dans le sens rétrograde)
- Premier axe I ou X, unitaire de la ligne vernale  $g_{2000}$ , qui est l'intersection du plan équatorial moyen de la Terre et de l'écliptique le 1/1/2000 à 12 h, cet axe pointe donc depuis le centre Terre, le soleil au premier jour du printemps.

Mouvements autour du soleil :

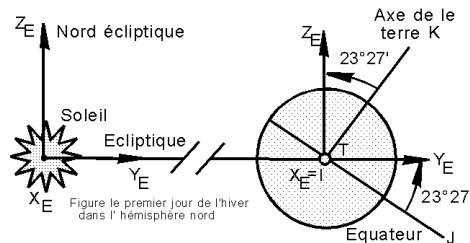


Figure 2.5. Mouvement de la terre autour du soleil

Nous savons que l'écliptique est le plan de l'orbite terrestre, donc la ligne vernale  $\gamma$  ou axe I du repère géocentrique équatorial, appartient à ce plan. On peut donc définir, pour les mouvements héliocentriques, le repère héliocentrique écliptique,  $X_E = I, Y_E, Z_E$ , qui se déduit du précédent par une rotation autour de I d'angle  $-23^\circ 27'$ .

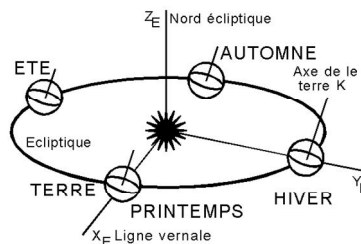


Figure 2.6. Repère héliocentrique écliptique

## 2.4. Les grandes lois du mouvement

### 2.4.1. Conservation du moment cinétique (Loi des Aires)

La force de gravitation newtonienne est centrale, donc de moment nul au centre O du corps principal. Il en résulte la conservation du vecteur moment cinétique, soit :

$$\vec{H} = \vec{r} \wedge m\vec{V} = m\vec{h} \Rightarrow \vec{h} = \vec{r} \wedge \vec{V} = \vec{r}_0 \wedge \vec{V}_0 = K\vec{W} \quad (2.18)$$

- K s'appelle la constante des aires.

*Conséquences* : Le mouvement du satellite est plan, dans un plan fixe, passant par O et orienté par le moment cinétique réduit h. La figure ci-dessous rassemble les éléments essentiels des coordonnées polaires.

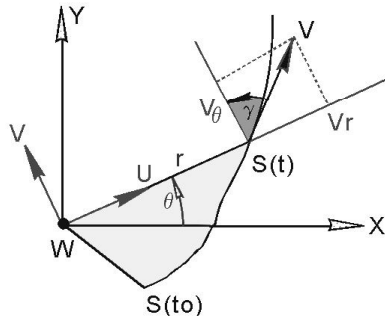


Figure 2.7. Coordonnées polaires de la trajectoire du satellite

- r,  $\theta$  sont le rayon vecteur, mesuré positivement sur l'unitaire u, et l'angle polaire mesuré  $>0$  autour d' $\theta$ .
- u et v sont les axes associés aux coordonnées polaires : u le radial, v l'orthoradial
- S(t) est la position courante S(t<sub>0</sub>) la position à l'instant initial t<sub>0</sub>.
- V est le vecteur vitesse absolue, de composantes V<sub>r</sub> sur le radial, V<sub>θ</sub> sur l'orthoradial.
- $\gamma$  est la pente absolue de la vitesse, comptée positive (comme sur la figure) quand le vecteur vitesse est au dessus de l'horizontale locale.
- La zone coloriée est l'aire A balayée par le rayon vecteur entre t<sub>0</sub> et t.

### 2.4.2. Conservation de l'énergie mécanique

S'il est un endroit de l'univers où les lois de la mécanique sont parfaitement vérifiables, c'est bien l'espace, car le frottement ou les causes de dissipation y sont extrêmement faibles. Dans le champ d'une seule force dérivant d'un potentiel, le mouvement vérifie la conservation de l'énergie mécanique.

Nous aboutissons ainsi à l'équation dite de l'énergie, dans laquelle E désigne l'énergie spécifique, c'est à dire par kg envoyé.

$$E_m = E_c + U = \frac{1}{2}mV^2 - m\frac{\mu}{r} = mE \Rightarrow E = \frac{1}{2}V^2 - \frac{\mu}{r} = \frac{1}{2}V_0^2 - \frac{\mu}{r_0} \quad (2.19)$$

## 2.5. Equation polaire de la trajectoire

Plaçons-nous dans le plan orbital, en coordonnées polaires. Nous possédons 2 intégrales premières dépendant des deux constantes essentielles E et K.

$$E = \frac{1}{2}V^2 - \frac{\mu}{r} \quad \& \quad K = r^2\dot{\theta} \quad \& \quad V^2 = \dot{r}^2 + r^2\dot{\theta}^2 \quad (2.20)$$

L'élimination de  $\theta$  entre les deux équations donne:

$$\frac{dr}{dt} = \pm \sqrt{2E + \frac{2\mu}{r} - \frac{K^2}{r^2}} = \pm \sqrt{2E - \left[\frac{K}{r} - \frac{\mu}{K}\right]^2} \quad (2.21)$$

$$\frac{d\theta}{dr} = \frac{d\theta}{dt} \frac{dt}{dr} = \pm \frac{\frac{K}{r^2}}{\sqrt{2E - \left[\frac{K}{r} - \frac{\mu}{K}\right]^2}} = \pm \frac{d \left[ \frac{\frac{K}{r} - \frac{\mu}{K}}{\sqrt{2E + \frac{\mu^2}{K^2}}} \right]}{\sqrt{1 - \left[ \frac{\frac{K}{r} - \frac{\mu}{K}}{\sqrt{2E + \frac{\mu^2}{K^2}}} \right]^2}} \quad (2.22)$$

L'équation polaire de la trajectoire.

$$r = \frac{p}{1 + e \cos(\theta - \theta_0)} = \frac{K^2}{1 + \sqrt{1 + \frac{2EK^2}{\mu^2}} \cos(\theta - \theta_0)} \quad (2.23)$$

On reconnaît l'équation d'une conique dont les éléments caractéristiques sont :

Excentricité	$e = \sqrt{1 + \frac{2EK^2}{\mu^2}}$
Paramètre	$p = \frac{K^2}{\mu}$
Angle polaire du périégée	$\theta_0$

Il existe trois types de coniques.

- La parabole correspondant à  $e=1$  ou  $E=0$ , physiquement irréalisable, car la probabilité de réaliser un tir d'énergie nulle, est nulle.
- L'ellipse, très courante, pour  $e<1$  ou  $E<0$ . Elle correspond à un tir d'énergie faible, conduisant à une capture par la Terre, ce qui physiquement se comprend comme une insuffisance d'énergie pour "sortir" du puits de potentiel. La vitesse  $V_0$  est inférieure à la vitesse de libération à la distance  $r_0$ . Ces orbites elliptiques correspondent aux applications courantes terrestres.
- L'hyperbole, utilisée pour les tirs interplanétaires,  $e>1$  ou  $E>0$ . Elle correspond à un tir d'énergie forte, conduisant à une libération par rapport à la Terre, ce qui physiquement se comprend comme une énergie suffisante pour "sortir" du puits de potentiel. La vitesse  $V_0$  est supérieure à la vitesse de libération à la distance  $r_0$ .

### 3. PARAMETRAGE DU MOUVEMENT

Jusqu'à présent, dans l'étude des mouvements képlériens, la variable temps a été évitée, car il n'est pas possible d'exprimer la solution par des fonctions élémentaires du temps. Dans ce paragraphe, nous introduisons une variable intermédiaire qui permet de relier les principales variables au temps  $t$ .

### 3.1. L'anomalie excentrique $\varphi$

#### 3.1.1. Définition de l'anomalie excentrique

L'anomalie excentrique, est l'angle entre la direction du périhélie et la position courante d'un objet sur son orbite, projetée sur le cercle exinscrit perpendiculairement au grand axe de l'ellipse, mesuré au centre de celle-ci. Le point  $S'$  est obtenu en projetant  $S$  sur le cercle exinscrit, perpendiculairement au grand-axe de l'ellipse.

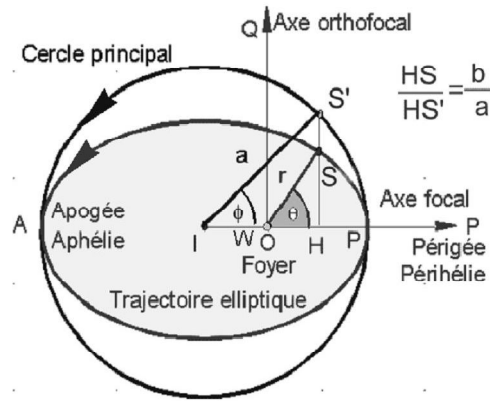


Figure 2.8. L'anomalie excentrique

$S'$  est appelée l'image de  $S$ , le satellite en orbite elliptique, dans l'affinité orthogonale d'axe  $P$ , de rapport  $a/b$ . L'anomalie excentrique est l'angle  $\varphi$  entre  $OP$  et  $OS'$ , mesuré positivement dans le sens du mouvement. Une révolution complète est réalisée quand  $\varphi$  varie de  $0$  à  $2\pi$ .

#### 3.1.2. Paramétrage de l'ellipse

Nous travaillons dans le triangle  $OHS$ . Nous commençons par le rayon vecteur obtenu par le théorème de Pythagore.

$$\left[ \begin{array}{l} OH = IH - IO = a(\cos \varphi - e) \\ HS = \frac{b}{a} HS' = b \sin \varphi = a\sqrt{1 - e^2} \sin \varphi \end{array} \right] \Rightarrow r = \sqrt{OH^2 + HS^2} = a(1 - e \cos \varphi) \quad (2.24)$$

L'angle  $\theta$  est aisé à calculer :

$$\cos \theta = \frac{OH}{OS} = \frac{a(\cos \varphi - e)}{a(1 - e \cos \varphi)} = \frac{\cos \varphi - e}{1 - e \cos \varphi} \quad (2.25)$$

Le paramètre 'temps' demande un calcul plus complexe. Nous devons revenir à une équation déduite de la conservation de l'énergie.

$$E = \frac{1}{2}V^2 - \frac{\mu}{r} \quad \& \quad K = r^2\dot{\theta} \quad \& \quad V^2 = \dot{r}^2 + r^2\dot{\theta}^2 \quad (2.26)$$

De laquelle nous éliminons le temps pour obtenir :

$$\dot{r}^2 = 2E - \frac{K^2}{r^2} + \frac{2\mu}{r} \quad \& \quad K^2 = p = a(1 - e^2) \quad \& \quad E = -\frac{\mu}{2a} \quad (2.27)$$



$$ar^2\dot{r}^2 = [2ar - r^2 - a^2(1 - e^2)] = [a^2 - (r - a)^2] = a^2\sin^2\varphi \quad (2.28)$$

En remplaçant  $r$  par son expression en fonction de  $\varphi$  et en tenant compte du fait que la dérivée de  $\varphi$  est  $> 0$ , on a :

$$a\sqrt{\frac{a}{\mu}}(1 - e\cos\varphi)\frac{d\varphi}{dt} = 1 \Leftrightarrow t - t_p = a\sqrt{\frac{a}{\mu}}(\varphi - e\sin\varphi) \quad (2.29)$$

Avec  $t_p$ , l'heure de passage au périhélie.

### 3.2. Position-vitesse en fonction de $\varphi$

Dans la plupart des études informatiques, il est nécessaire de travailler avec les vecteurs position  $r$  et vitesse  $V$ , que nous allons calculer dans la base perifocale<sup>2</sup> PQW en fonction de  $\varphi$ .

Pour le calcul de  $r$  et  $V$  en fonction de  $\varphi$ , nous utilisons des calculs réalisés plus haut sur les mesures de OH et HS et la dérivée de  $\varphi$  :

$$\vec{r} = a(\cos\varphi - e)\vec{p} + a\sqrt{1 - e^2}\sin\varphi\vec{q} = a[(\cos\varphi - e)\vec{p} + \sqrt{1 - e^2}\sin\varphi\vec{q}] \quad (2.30)$$

Par dérivation par rapport au temps on obtient la vitesse  $V$ , puisque les vecteurs P et Q sont fixes en hypothèse képlérienne.

$$\vec{V} = [-a\sin\varphi\vec{p} + a\sqrt{1 - e^2}\cos\varphi\vec{q}]\dot{\varphi} = \frac{\sqrt{\mu a}}{r}[-\sin\varphi\vec{p} + \sqrt{1 - e^2}\cos\varphi\vec{q}] \quad (2.31)$$

Conclusions :

$$\vec{r} = a[(\cos\varphi - e)\vec{p} + \sqrt{1 - e^2}\sin\varphi\vec{q}] \quad (2.32)$$

$$\vec{V} = \frac{\sqrt{\mu a}}{r}[-\sin\varphi\vec{p} + \sqrt{1 - e^2}\cos\varphi\vec{q}] \quad (2.33)$$

$$t - t_p = \frac{T}{2\pi}(\varphi - e\sin\varphi) = \frac{\sqrt{a^3}}{\mu}(\varphi - e\sin\varphi) \quad (2.34)$$

## 4. LES PARAMETRES ORBITAUX

L'idée générale est qu'on considère à un instant  $t$  fixé le satellite comme correspondant à la donnée d'un solide C qui n'est autre que la trajectoire, son repérage nécessite donc :

- De repérer un plan, surface qui demande 2 paramètres angulaires, notés  $\Omega$  et  $i$ .
- De préciser la position du grand axe de la conique, donc avec un paramètre angulaire noté  $\omega$ .
- De préciser la forme de l'ellipse, simple avec  $a$  et  $e$  déjà connus
- De donner un "top", c'est à dire un instant initial et une position initiale à partir de laquelle on peut déduire toutes les autres positions. Il faudra donc 2 autres paramètres, un angle et un temps.

Au total les paramètres orbitaux seront au nombre de 6 plus un temps initial.

<sup>2</sup> On appelle un repère perifocal le repère d'origine O centre du corps principal, d'axes P unitaire de la direction du périhélie, W unitaire du moment cinétique et Q qui complète la base directe PQW

## 4.1. Définition des vecteurs fondamentaux

Le tir étant réalisé, nous appelons :

- Les conditions initiales à l'instant  $t_0$ :  $\vec{r}_0, \vec{V}_0$
- Les conditions au point courant à l'instant  $t$ :  $\vec{r}, \vec{V}$

Le mouvement képlérien possède des intégrales premières vectorielles remarquables, qui s'expriment naturellement avec le rayon vecteur et le vecteur vitesse.

### 4.1.1. Moment cinétique réduit $\vec{h}$

Nous avons déjà établi la constance du vecteur :

$$\vec{h} = \vec{r} \wedge \vec{V} = \vec{r}_0 \wedge \vec{V}_0 = K\vec{W} = r^2 \dot{\theta} \vec{W} = Vr \cos \gamma \vec{W} = V_0 r_0 \cos \gamma \vec{W} \quad (2.35)$$

Ce vecteur  $\vec{h}$  donne par son module la constante des aires  $K$ , il oriente le sens du mouvement et donne la direction du plan orbital.

### 4.1.2. Vecteur excentricité

$$\vec{e} = \frac{\vec{V} \wedge \vec{h}}{\mu} - \frac{\vec{r}}{r} \quad (2.36)$$

Nous commençons par démontrer que ce vecteur est constant, en calculant sa dérivée.

$$\left[ \begin{array}{l} \frac{d\vec{e}}{dt} = \frac{d\vec{V}}{dt} \wedge \frac{\vec{h}}{\mu} - \frac{1}{r} \frac{d\vec{r}}{dt} + \dot{r} \frac{\vec{r}}{r^2} \\ \vec{h} = r^2 \dot{\theta} \text{ et } \frac{d\vec{V}}{dt} = \frac{\mu \vec{r}}{r^3} \\ \frac{d\vec{r}}{dt} = \vec{V} = \dot{r} \vec{u} + r \dot{\theta} \vec{v} \end{array} \right] \Rightarrow \frac{d\vec{e}}{dt} = 0 \Rightarrow \vec{e} \text{ constant} \quad (2.37)$$

Ensuite, nous montrons que, puisque ce vecteur est constant le long de la trajectoire, nous pouvons le calculer en tout point et en particulier au périégée  $P$  de l'orbite. Nous conservons les notations  $P, Q, W$  pour le repère perifocal et  $r_p$  pour le rayon vecteur.

$$\left[ \begin{array}{l} \vec{e} = \frac{1}{\mu} r_p \dot{\theta}_p \vec{Q} \wedge r_p^2 \dot{\theta}_p \vec{W} - \vec{P} = \left[ \frac{r_p^3 \dot{\theta}_p^2}{\mu} - 1 \right] \vec{P} \\ K = r^2 \dot{\theta} \Rightarrow \frac{r_p^3 \dot{\theta}_p^2}{\mu} = \frac{K^2}{\mu r_p} \\ P = \frac{K^2}{\mu} \quad r_p = \frac{P}{1+e} \end{array} \right] \Rightarrow \vec{e} = e \vec{P} \quad (2.38)$$

Le vecteur  $\vec{e}$  fournit par sa norme l'excentricité de l'orbite, mais surtout il donne l'unitaire  $P$  qui "pointe" le périégée. Donc la principale utilité de  $e$  est de désigner le périégée.

4.1.3. Vecteur nodal  $\vec{n}$

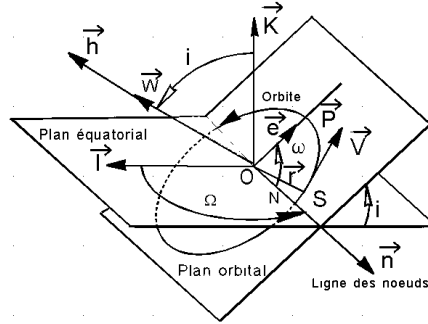


Figure 2.9. Le vecteur nodal

Le vecteur nodal  $\vec{n}$  se définit par :

$$\vec{n} = \vec{K} \wedge \vec{h} \tag{2.39}$$

Ce vecteur n'existe que pour les orbites non équatoriales. Le vecteur  $\vec{n}$  a la propriété de "pointer" le nœud ascendant de l'orbite, puisqu'il appartient au plan équatorial et au plan orbital.

4.2. Paramètres orbitaux pour le positionnement du satellite

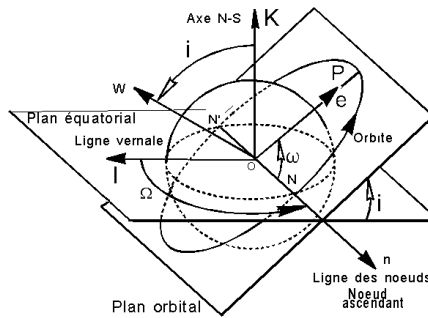


Figure 2.10. Illustration des paramètres orbitaux.

4.2.1. Repérage du plan orbital

Nous savons qu'avec une excellente approximation, le plan équatorial terrestre est fixe dans le repère inertiel IJK. Le plan orbital coupe le plan équatorial suivant une droite appelée ligne des nœuds.

- N est le point où le satellite passe de l'hémisphère sud à l'hémisphère nord, s'appelle le *nœud ascendant* de l'orbite.
- N' est le point où le satellite passe de l'hémisphère nord à l'hémisphère sud, s'appelle le *nœud descendant* de l'orbite.

a- *Longitude vernale  $\Omega$  ou heure sidérale de la ligne des nœuds*

$\Omega$  est l'angle, mesuré positivement autour de K, entre l'unitaire I et le vecteur nodal. Conventionnellement, il est exprimé entre  $0^\circ$  et  $360^\circ$ .

$$\Omega = \frac{(\vec{I}, \vec{n})}{K} \in [0^\circ, 360^\circ] = \begin{cases} \text{Arccos} \left( \frac{\vec{I}, \vec{n}}{\|\vec{n}\|} \right) & \text{si } \vec{n} \cdot \vec{J} > 0 \\ 2\pi - \text{Arccos} \left( \frac{\vec{I}, \vec{n}}{\|\vec{n}\|} \right) & \text{si } \vec{n} \cdot \vec{J} < 0 \end{cases} \tag{2.40}$$

**b- Inclinaison orbitale  $i$** 

On appelle inclinaison de l'orbite l'angle  $i$ , mesuré entre  $0^\circ$  et  $180^\circ$  positivement autour de l'axe  $n$ , entre le plan équatorial et le plan orbital. C'est encore l'angle entre les normales aux 2 plans, donc entre  $K$  et  $h$  (ou  $\Omega$ ).

$$i = \text{Arccos} \left( \frac{\vec{K} \cdot \vec{h}}{\|\vec{h}\|} \right) \quad (2.41)$$

Plus l'inclinaison orbitale est forte, plus on peut survoler des latitudes élevées:

- $i=0^\circ$  Orbite équatoriale, essentiellement l'orbite géostationnaire.
- $i=28^\circ$  Inclinaison habituelle des orbites des vols Navette US
- $i=63.4^\circ$  Inclinaison orbitale fréquemment utilisée par les satellites soviétiques, car c'est une valeur qui leur permet de pallier une perturbation due à J2.
- $i=90^\circ$  Orbites polaires pratiquées par les satellites météorologiques en orbite basse, leur permettant de suivre 15 fois par jour les masses d'air polaire.
- $i=98.7^\circ$  Inclinaison choisie par les satellites de la famille SPOT, gravitant vers 822 km du sol, travaillant en imagerie spatiale et utilisant grâce à une valeur bien choisie de  $i$ , la propriété d'héliosynchronisme. Vu du nœud ascendant, le satellite se déplace vers l'Ouest, contrairement à 90% des satellites.
- $i=5^\circ$  Inclinaison de l'orbite lunaire
- $i=23^\circ 27'$  Inclinaison de l'orbite décrite par le soleil vu de la Terre, avec passage au nœud ascendant au moment du printemps.

**4.2.2. Repérage du grand axe dans son plan**

On appelle  $\omega$ , argument nodal du périégée, l'angle orienté des vecteurs  $n$  et  $e$  mesuré positivement entre  $0^\circ$  et  $360^\circ$  autour de l'axe  $\Omega$ .

$$\omega = \begin{cases} \text{Arccos} \left( \frac{\vec{e} \cdot \vec{n}}{\|\vec{e}\| \|\vec{n}\|} \right) & \text{si } \vec{e} \cdot \vec{K} > 0 \\ 2\pi - \text{Arccos} \left( \frac{\vec{e} \cdot \vec{n}}{\|\vec{e}\| \|\vec{n}\|} \right) & \text{si } \vec{e} \cdot \vec{K} < 0 \end{cases} \quad (2.42)$$

- $\omega = 0^\circ$  place le périégée au nœud ascendant.
- $\omega = 180^\circ$  place le périégée au nœud descendant, c'est le cas d'un tir Ariane en GTO.
- $0^\circ < \omega < 180^\circ$  garantit un périégée dans l'hémisphère Nord.
- $180^\circ < \omega < 360^\circ$  garantit un périégée dans l'hémisphère sud.

**4.2.3. Paramétrages de forme de l'orbite**

On retient les paramètres classiques  $a$  et  $e$ , déjà rencontrés.

$$a = \pm \frac{\mu}{\|\vec{v}\|^2 - \frac{2\mu}{\|\vec{r}\|}} \quad e = \|\vec{e}\| \left\| \frac{\|\vec{v}\|^2 \vec{r}}{\mu} - \frac{\vec{r}}{r} \right\| \quad (2.43)$$

**4.2.4. Paramètre de position sur l'orbite**

Le dernier des paramètres orbitaux, est en fait constitué de deux données, une position sur l'orbite et un temps correspondant à cette position. Les choix sont variables en fonction du problème traité.

- Position = PERIGEE et temps  $t_p$ , souvent premier passage au périgée.
- Position quelconque au temps  $t_0$  et l'anomalie vraie  $\theta_0$  ou l'anomalie excentrique  $\varphi_0$  ou l'anomalie moyenne  $M_0 = \varphi_0 - e \sin \varphi_0$

Calculons l'anomalie vraie en fonction de l'anomalie moyenne  $m$  :

Lorsque le temps écoulé depuis le passage au périgée est connu, l'anomalie moyenne  $M$  est aussi connue par :

$$M = n(t - t_p) = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}(t - t_p) \quad (2.44)$$

Calcul des vecteurs  $\vec{P}$ ,  $\vec{Q}$ ,  $\vec{W}$  dans IJK :

Dans les études numériques, il est indispensable de passer de la base absolue à d'autres bases et en particulier, dans la base PQW du repère péfifocal.

$$\vec{P} = \begin{bmatrix} \cos\omega\cos\Omega - \sin\omega\sin\Omega\cos i \\ \cos\omega\sin\Omega - \sin\omega\cos\Omega\cos i \\ \sin\omega\sin i \end{bmatrix} \quad (2.45)$$

$$\vec{Q} = \begin{bmatrix} -\sin\omega\cos\Omega - \cos\omega\sin\Omega\cos i \\ -\sin\omega\sin\Omega + \cos\omega\cos\Omega\cos i \\ \cos\omega\sin i \end{bmatrix} \quad (2.46)$$

$$\vec{W} = \vec{P} \wedge \vec{Q} = \begin{bmatrix} \sin i \sin \Omega \\ -\sin i \cos \Omega \\ \cos i \end{bmatrix} \quad (2.47)$$

La matrice de passage P de la base IJK à la base PQW vaut :

$$\begin{bmatrix} \vec{P} & \vec{Q} & \vec{W} \\ \cos\omega\cos\Omega - \sin\omega\sin\Omega\cos i & -\sin\omega\cos\Omega - \cos\omega\sin\Omega\cos i & \sin i \sin \Omega \\ \cos\omega\sin\Omega + \sin\omega\cos\Omega\cos i & -\sin\omega\sin\Omega + \cos\omega\cos\Omega\cos i & -\sin i \cos \Omega \\ \sin\omega\sin i & \cos\omega\sin i & \cos i \end{bmatrix} \begin{matrix} \vec{I} \\ \vec{J} \\ \vec{K} \end{matrix} \quad (2.48)$$

Avec les résultats acquis du paragraphe sur l'utilisation de l'anomalie excentrique, on a :

$$\vec{r} = a[(\cos\varphi - e)\vec{P} + \sqrt{1 - e^2}\sin\varphi\vec{Q}] \quad (2.49)$$

$$\vec{V} = \frac{\sqrt{\mu a}}{r} [(-\sin\varphi)\vec{P} + \sqrt{1 - e^2}\cos\varphi\vec{Q}] \quad (2.50)$$

$$t - t_p = \frac{T}{2\pi}(\varphi - e\sin\varphi) = a\sqrt{\frac{a}{\mu}}(\varphi - e\sin\varphi) \quad (2.51)$$

Nous obtenons alors les coordonnées du satellite dans le repère associé à  $J_{2000}$ .