



# **Les Bases de l'Imagerie Satellitaire** **IMA207, M2/MVA, M2/IRIV-ID**

**Jean Marie Nicolas, Florence Tupin**

# Table des matières

<b>1</b>	<b>Principes de mécanique satellitaire</b>	<b>7</b>
1.1	Géométrie d'un système orbital . . . . .	8
1.1.1	Rappels de mécanique képlérienne . . . . .	8
1.1.2	Equations fondamentales des satellites . . . . .	9
1.1.3	Paramètres orbitaux . . . . .	11
1.2	Descripteurs d'une orbite . . . . .	13
1.3	Prise en compte de la non sphéricité de la Terre . . . . .	14
1.3.1	La Terre en WGS84 . . . . .	14
1.3.2	Trajectoires circulaires : les orbites héliosynchrones . . . . .	15
1.3.3	Trajectoires excentriques : les orbites gelées . . . . .	16
1.4	Données numériques des lanceurs et satellites actuels . . . . .	17
1.4.1	Quelques données sur les altitudes des satellites . . . . .	17
1.4.2	Lanceurs actuels . . . . .	18
1.4.3	Les frottements dans la haute atmosphère . . . . .	19
1.4.4	Les corrections orbitales . . . . .	20
1.4.5	Bilan des forces agissant sur un satellite . . . . .	21
1.5	Orbites et rotation de la Terre . . . . .	21
1.5.1	Représentation d'une orbite depuis la Terre . . . . .	21
1.5.2	Cycle et phasage d'un satellite NPO héliosynchrone . . . . .	22
1.6	Représenter la Terre . . . . .	30
1.6.1	La Terre vu de l'espace . . . . .	30
1.6.2	La Terre vue du sol terrestre : SRT et ellipsoïde . . . . .	31
1.6.3	La Terre vue du sol terrestre : géodésie, Système de Référence Verticale (SRV) et référentiel géodésique . . . . .	32
1.6.4	Un SRT global : le WGS84 . . . . .	33
1.6.5	Un modèle régional : le réseau géodésique français RGF93 . . . . .	33
1.6.6	La Terre et sa surface : les MNT (Modèle Numérique de Terrain) . . . . .	34
<b>2</b>	<b>Généralités sur les satellites de télédétection</b>	<b>36</b>
2.1	La télédétection civile . . . . .	37
2.1.1	Les besoins en télédétection civile . . . . .	37
2.1.2	Les satellites de télédétection civile . . . . .	37
2.2	Généralités sur les satellites imageurs . . . . .	38
2.2.1	Choix des capteurs . . . . .	38
2.2.2	Choix du type d'orbite . . . . .	39
2.2.3	Choix de l'altitude de l'orbite : cycle, fauchée et couverture . . . . .	40
2.2.4	Capteurs agiles et temps de revisite . . . . .	42
2.2.5	Choix d'orbites héliosynchrones . . . . .	47
2.2.6	La visibilité de la Terre depuis un satellite en orbite . . . . .	47
2.2.7	La visibilité d'un satellite depuis la Terre : les stations de réception . . . . .	48
2.3	Les satellites optiques et Infra Rouge (IR) . . . . .	50
2.3.1	Principes généraux . . . . .	50
2.3.2	Les capteurs optiques : principes élémentaires . . . . .	50
2.4	Les satellites radar . . . . .	53
2.4.1	Principes généraux . . . . .	53
2.4.2	Les capteurs radar : principes élémentaires . . . . .	53
2.4.3	Bandes radar et thématiques . . . . .	53



2.5	Les images et leur géoréférencement . . . . .	54
2.5.1	Le positionnement des satellites . . . . .	54
2.5.2	Orientation locale des images . . . . .	54
2.5.3	Prise en compte de la rotation de la Terre . . . . .	55
2.5.4	Images et métaparamètres . . . . .	56
2.6	Quelques satellites de télédétection . . . . .	56
2.7	Quelques images . . . . .	58
<b>3</b>	<b>Géométrie des images</b>	<b>62</b>
3.1	Généralités sur les systèmes d'imagerie . . . . .	63
3.1.1	Notion de résolution . . . . .	63
3.1.2	Echantillonnage des données . . . . .	64
3.1.3	Rayon perspectif et gerbe perspective . . . . .	64
3.1.4	Repérage du capteur par rapport au sol . . . . .	66
3.1.5	Enregistrement continu ou instantané : image par le mouvement . . . . .	70
3.1.6	Monoscopie et stéréoscopie . . . . .	70
3.2	Les capteurs . . . . .	71
3.2.1	Résolution : limites physiques . . . . .	71
3.2.2	Capteurs numériques et chambres photographiques . . . . .	71
3.2.3	Quelques PSF (Point Spread Function) de systèmes satellitaires . . . . .	72
3.2.4	Capteur grand champ, capteur petit champ . . . . .	73
3.3	Géométrie des acquisitions optiques . . . . .	74
3.3.1	GSI et case sol : hypothèse de Terre plate en visée verticale . . . . .	74
3.3.2	Géométrie des prises de vues optiques en visée oblique (capteurs petit champs) . . . . .	75
3.3.3	Les limites de l'agilité . . . . .	79
3.4	Géométrie des acquisitions RSO (Radar à Synthèse d'Ouverture) . . . . .	80
3.4.1	Principes de l'acquisition RSO . . . . .	80
3.4.2	Géométrie "optique" et géométrie RSO . . . . .	80
3.4.3	Acquisitions sous différentes incidences : hypothèse de Terre plate . . . . .	81
3.5	Effets du relief . . . . .	82
3.5.1	Analyse qualitative . . . . .	82
3.5.2	Effets du relief : analyse quantitative. Cas des capteurs passifs . . . . .	82
3.5.3	Effets du relief : analyse quantitative. Cas des capteurs actifs . . . . .	85
3.6	Recalage des données . . . . .	86
3.6.1	Niveaux de rectification [18] . . . . .	86
3.6.2	Transformations géométriques : modèles empiriques [18] . . . . .	87
3.6.3	Transformations géométriques : modèles physiques 3D [18] . . . . .	89
3.6.4	Méthodes d'interpolation . . . . .	89
<b>4</b>	<b>Les satellites optiques</b>	<b>90</b>
4.1	Les satellites imageurs à champ de limbe à limbe et grand champ (applications météorologiques) . . . . .	91
4.1.1	Images planétaires : les satellites météorologiques géostationnaires . . . . .	91
4.1.2	Les satellites à défilement NOAA-POES . . . . .	97
4.1.3	DMSP : Defense Meteorological Satellite Program . . . . .	99
4.1.4	NPOESS (Suomi) . . . . .	100
4.1.5	Les satellites à défilement METOP-ESA . . . . .	100
4.1.6	Les satellites à défilement METEOR (URSS puis Russie) . . . . .	101
4.1.7	Le capteur POLDER . . . . .	102
4.1.8	SPOT-Végétation . . . . .	103
4.2	Les satellites imageurs grand champ en océanographie . . . . .	104
4.2.1	Images régionales : NIMBUS 7 . . . . .	104
4.2.2	La mission SeaWiFS . . . . .	104
4.2.3	Le programmes Okean . . . . .	104
4.2.4	Haiyang : la surveillance de la mer en Chine . . . . .	105
4.2.5	Les programmes indiens OceanSat . . . . .	105
4.2.6	Les programmes Coréens . . . . .	106
4.3	Les satellites imageurs à champ limité . . . . .	106
4.3.1	Le programme américain LANDSAT . . . . .	106
4.3.2	Le programme NMP . . . . .	108

4.3.3	NASA's Earth Observing Systems	108
4.3.4	Le programme RESURS-O	110
4.3.5	Les satellites européens SPOT 1 à 7	110
4.3.6	Les satellites européens Sentinel-2 et Sentinel-3	113
4.3.7	Le programme indien IRS	114
4.3.8	Les programmes japonais	115
4.3.9	Le programme Sino-brésilien CBERS (Ziyuan 0I)	116
4.3.10	Les programmes chinois	117
4.3.11	RapidEye	118
4.3.12	Alsat-2 (Algérie)	118
4.3.13	Egypte	119
4.3.14	RazakSAT : le satellite d'observation de la Terre de Malaisie	119
4.3.15	Le programme de la Thaïlande : Theos	119
4.3.16	VNREDSat 1A (Viet Nam)	120
4.3.17	Pakistan	120
4.4	Les systèmes imageurs haute résolution	120
4.4.1	GeoEye : Orbview et Ikonos	120
4.4.2	DigitalGlobe : Quickbird, Worldview	122
4.4.3	Pléiades : la composante optique d'ORFEO	124
4.4.4	KOMPSAT-2, KOMPSAT-3 et KOMPSAT-3A (Corée)	125
4.4.5	DubaiSat 1 et 2 ( Emirats arabes unis)	126
4.4.6	Deimos-2 (Espagne)	126
4.4.7	Cartosat (Inde)	126
4.4.8	EROS (Israël)	126
4.4.9	ASNARO (Japon)	127
4.4.10	KazEOSat-1 (Kazakhstan)	127
4.4.11	Le programme du Pérou : Perusat-1	127
4.4.12	Les programmes RESURS-F, SPIN-2 et RESURS-P (Russie)	127
4.4.13	Le programme de Singapour : Teleos-1	129
4.4.14	Formosat-2 et Formosat-5 (Taiwan)	129
4.5	Capteurs superspectraux et hyperspectraux	129
4.5.1	Modis	129
4.5.2	Hyperion	130
4.5.3	Meris (satellite ENVISAT)	130
4.5.4	Chris (satellite Proba-1)	130
4.5.5	VIIRS (satellite Suomi)	131
4.5.6	Venµs	131
4.6	L'acquisition video en orbite : SkySat	132
4.7	Mini, micro, nano satellites	132
4.7.1	SSTI (Small Spacecraft Technology Initiative)	132
4.7.2	Les Proba : Proba-1 et Proba-V	133
4.7.3	Les plateformes SSTL	134
4.7.4	Autres nano, mini et microsattellites	135
4.8	Les "hyper"-constellations : Planet, Aleph-1 et Spire	136
4.8.1	Planet	136
4.8.2	Ŋusat et la constellation Aleph-1	136
4.8.3	Spire	137
4.9	Quelques programmes militaires ou duaux	137
4.9.1	Chili	137
4.9.2	Chine	137
4.9.3	Emirats arabes unis	138
4.9.4	France	138
4.9.5	Israël	138
4.9.6	Italie	139
4.9.7	Japon	139
4.9.8	Maroc	139
4.9.9	Turquie	139
4.9.10	L'URSS et la Russie	139

4.9.11	Les USA	140
4.10	Utilisation de la navette spatiale, de Mir et de l'ISS	140
4.10.1	Expérimentations sur les navettes américaines	140
4.10.2	Mir	141
4.10.3	ISS : UrtheCast	142
4.11	Les projets en cours et les projets abandonnés	142
4.11.1	Futurs Projets d'observation de la Terre	142
4.11.2	Projets abandonnés	142
<b>5</b>	<b>Les satellites radar</b>	<b>143</b>
5.1	Les satellites RSO de première génération	144
5.1.1	Particularités d'Almaz-1 (1991-1992)	144
5.1.2	Particularités d'ERS (1991-2011)	146
5.1.3	JERS (1992-1998)	146
5.1.4	Particularités de Radarsat-1 (1995-2013)	147
5.1.5	ENVISAT (2002-2012)	148
5.1.6	Autres systèmes	150
5.2	Expérimentations sur les navettes américaines	150
5.2.1	Columbia : le programme SIR-A (1982)	150
5.2.2	Challenger : le programme SIR-B (1984)	150
5.2.3	Endeavour : le programme SIR-C (1994)	151
5.2.4	Endeavour : le programme SRTM (2000)	151
5.3	Les capteurs de seconde génération (2006-....)	151
5.3.1	ALOS (2006-2011)	152
5.3.2	Cosmo-Skymed (2007-)	152
5.3.3	Terrasar-X (2007-) et Tandem-X (2011-)	152
5.3.4	Radarsat-2 (2007-)	153
5.3.5	Programme indien : RISAT-1 (2012-)	154
5.3.6	Corée : KOMPSAT-5 (2013-)	154
5.3.7	Sentinel-1A (2014-) et Sentinel-1B (2016-)	154
5.3.8	Programme chinois (civil)	154
5.3.9	Programme russe (civil) : Aist2-D	155
5.3.10	Programme argentin : SAOCOM (2018)	155
5.4	Les systèmes RSO "légers"	155
5.4.1	Asnaro-2 (Japon)	155
5.4.2	Novasar (UK)	155
5.5	Les systèmes militaires	155
5.5.1	USA : Les Lacrosses/Onyx et les Topaz	155
5.5.2	Japon : IGS	156
5.5.3	Allemagne : La constellation Sar Lupe	156
5.5.4	Chine : Yaogan	157
5.5.5	Israël : Teccar	157
5.5.6	Inde : RISAT-2	157
5.5.7	Russie/Afrique du sud	157
5.6	Les RAR : SMAP	157
5.7	Les projets en cours et les projets abandonnés	157
5.7.1	Les lancements programmés	157
5.7.2	Autres projets	158
5.7.3	Les projets en stand-by ou abandonnés	158
5.7.4	Le futur des systèmes satellitaires RSO	159
<b>A</b>	<b>Quelques dates de lancements de satellites de télédétection (1997-2018)</b>	<b>160</b>
A.1	Chronologie	162
<b>B</b>	<b>Rappels de trigonométrie sphérique</b>	<b>170</b>
B.1	Cas général	171
B.2	Triangle sphérique "rectangle"	171

**Licence de droits d'usage** **177**

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Cadre privé } sans modifications  
 Voir page 177

En 1957, l'humanité est entrée dans une nouvelle ère en mettant en orbite son premier satellite, Sputnik 1. Depuis les évolutions des lanceurs et des systèmes imageurs ont abouti à des systèmes de télédétection civile quasiment impensables à cette époque : si Sputnik 1 (octobre 1957) pesait 84 kg, ENVISAT (ENVironmental SATellite), lancé en 2002 pour l'Agence Spatiale Européenne, pèse 7 tonnes. De même, les satellites ont longtemps été des systèmes analogiques : or le satellite WorldView-2 (lancé en octobre 2009) possède une mémoire solide dont la capacité de 2 Terabits aurait semblé totalement utopique pour n'importe quelle application informatique de laboratoire il y a une quinzaine d'année. Enfin, l'explosion d'internet a vu fleurir des sites dédiés à l'imagerie satellitaire et mettant ainsi à la disposition de l'humanité des données satellitaires, le plus fameux étant Google Earth et qui aurait semblé être du domaine de l'impossible –ou d'une aimable science fiction– à l'ère de Sputnik1.

Aussi faut-il voir dans tous ces changements technologiques les raisons qui font qu'au début du troisième millénaire un nombre important de satellites civils assure une surveillance de la planète dans différents registres liés à la Terre et à son environnement : météorologie, cartographie, suivi de la végétation, gestion des risques naturels, ...

Ce document traite des satellites imageurs, ce qui correspond probablement à l'aspect de la télédétection le plus facilement tangible aux hommes. Sa première version a été élaborée début 1997. Depuis, lors de ses évolutions annuelles, le choix a été fait de conserver toute trace de satellite ayant marqué son époque : il semble en effet utile de pouvoir facilement retrouver des informations de systèmes imageurs anciens car la télédétection s'appuie de plus en plus sur les données d'archives (par exemple la compréhension de phénomènes sismiques requiert une analyse poussée sur les informations disponibles bien longtemps avant un séisme).

“Imagerie satellitaire” passe d'abord par satellite. C'est pourquoi ce document débute par quelques brefs rappels de mécanique céleste pour mieux appréhender les contraintes de prises de vues. Des généralités sur les satellites de télédétection permettent ensuite d'introduire certains concepts clés, tels les caractéristiques orbitales, les notions de GSI (*Ground Sample Interval*, appelé “case sol” en imagerie radar) et de résolution, ... . Le traitement des images satellitaires requiert une prise en compte de la géométrie d'acquisition : ceci fait l'objet du troisième chapitre. Deux chapitres l'un dédié aux satellites optiques (passés et actuels) et l'autre dédié aux capteurs Radar (RSO : Radar à Synthèse d'Ouverture) achèvent cette introduction rapide à l'imagerie satellitaire, ceux qui souhaiteraient approfondir l'aspect “Imagerie” pouvant se référer à l'ouvrage [19].

Il faut enfin souligner l'objectif de ce document : celui d'être une initiation à l'imagerie satellitaire. Ce domaine étant vaste et complexe, il eut été utopique de proposer dans cet esprit un document complet et exhaustif, capable de couvrir toutes les disciplines requises pour maîtriser l'imagerie satellitaire. Aussi le fil d'Ariane a été de présenter toutes les grandes familles de difficultés que l'on peut rencontrer pour traiter des données satellitaires, et proposer des approches simplifiées (comme celle de la Terre Plate) permettant sur des cas d'école d'appréhender les problèmes.

## Les principales agences spatiales

ASC	Agence spatiale canadienne
ASI	Agenzia Spaziale Italiana
CNES	Centre National d'Etudes Spatiales
CSA	Canadian Space Agency
DLR	Deutsches zentrum für Luft-und Raumfahrt
ESA	European Space Agency
ESRIN	European Space Research Institute
IAI	Israel Aerospace Industries Ltd.
ISRO	Indian Space Research Organization
JAXA	Japan Aerospace eXploration Agency
KARI	Korea Aerospace Research Institute
NASA	National Aeronautics and Space Administration
RKA	Russian Federal Space agency



# Chapitre 1

## Principes de mécanique satellitaire





Ce chapitre traite rapidement des problèmes complexes d'orbitographie et des contraintes que pose la Terre dans le positionnement de satellites artificiels. Le lecteur intéressé pourra consulter des ouvrages autrement plus complets, comme le fascinant ouvrage de Michel Capderou [5], ou des documents riches en exemples, comme l'ouvrage en ligne de R.Guiziou [10]

## 1.1 Géométrie d'un système orbital

### 1.1.1 Rappels de mécanique képlérienne

L'analyse des trajectoires satellitaire s'appuie sur la mécanique de Newton, et en particulier sur les travaux de Képler portant sur le mouvement des planètes autour du soleil.

Les lois de Newton s'appuient sur le fait que deux masses ponctuelles  $m$  et  $M$  exercent l'une sur l'autre une force  $F$  colinéaire à la droite les joignant et dérivant d'un potentiel  $U$  telle que :

$$F = G \frac{m M}{r^2}$$
$$\vec{F} = - \text{grad } U$$

avec  $G = 6.672 \cdot 10^{-11}$  constante gravitationnelle.

Les satellites (artificiels ou non) de la Terre vérifient bien évidemment les lois de Newton, et, connaissant la masse de la Terre  $M = 5.974 \cdot 10^{24}$  kg, on peut poser alors  $\mu = G M = 3.986 \cdot 10^{14}$  m<sup>3</sup>s<sup>-2</sup>. En faisant l'hypothèse que la Terre est une sphère parfaite et homogène, la force exercée par la Terre sur le satellite s'exprime :

$$F = \mu \frac{m}{r^2} \quad (1.1)$$

On en déduit le potentiel associé à cette force :

$$U = -\mu \frac{m}{r} \quad (1.2)$$

Soulignons que ces expressions font les hypothèses suivantes :

- \* La Terre possède une symétrie sphérique : on peut alors la considérer comme un objet ponctuel réduit en son centre (application du théorème de Gauss),
- \* Le centre de gravité du système Terre-satellite est en fait confondu avec le centre de gravité de la Terre. Cette dernière hypothèse, qui conduit à utiliser  $\mu$ , se justifie toujours.

Ces hypothèses, valides à des distances de type Terre-Lune, seront à nuancer lors de l'étude de satellites à basse altitude pour lesquels l'aplatissement de la Terre a des conséquences non triviales : cet aspect sera examiné au paragraphe 1.3.

Les lois de Képler s'inscrivent dans ce domaine d'hypothèses :  $m$  petit devant  $M$ ,  $M$  correspondant à un corps de symétrie sphérique (donc, grâce au théorème de Gauss, équivalent à une masse ponctuelle), et problème "à deux corps" (on ne peut tenir compte d'un autre objet massif). Pour les planètes, Képler a alors énoncé ses célèbres lois :

- les orbites des planètes sont des ellipses dont le Soleil est un foyer,
- le mouvement des planètes vérifie la loi des aires,
- le carré de la période est proportionnelle au cube du grand axe de l'ellipse.

Aux hypothèses près, ces lois peuvent bien évidemment s'appliquer aux satellites artificiels autour de la Terre.

Si l'on reprend la relation 1.1, et si on applique d'autre part le principe fondamental de la dynamique, on retrouve la constante gravitationnelle  $g$  :

$$F = \mu \frac{m}{r^2} = m g$$

ce qui permet de retrouver une valeur approchée de  $g$  à la surface de la Terre (en prenant  $R_T = 6378$  km, c'est à dire la valeur du rayon terrestre à l'équateur et sous l'hypothèse que la Terre est parfaitement sphérique) :

$$g = \frac{\mu}{R_T^2} = 9.799 \text{ ms}^{-2} \quad (1.3)$$

Le léger écart observé par rapport à la valeur communément utilisée ( $g = 9.81$ ) témoigne des écarts entre une Terre parfaitement sphérique et la Terre réelle, légèrement aplatie, point qui sera abordé au paragraphe 1.3.

La relation permet de tracer l'évolution de la constante  $g$  en fonction de l'altitude, ce qui permet d'avoir une idée des forces d'attraction soumises par la Terre à un satellite (voir figure 1.1). Il faut noter qu'à une distance de 380 000 km (distance Terre-Lune), la valeur de  $g$  tombe à 0.002 ms<sup>-2</sup>.

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



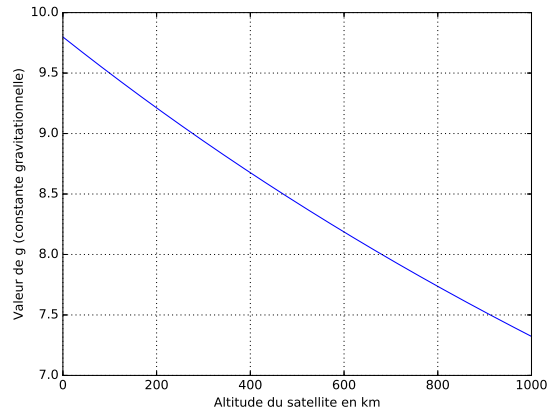


FIGURE 1.1 – Evolution de la constante gravitationnelle en fonction de l'altitude (entre la surface de la Terre et 1000km, c'est à dire la zone où se trouvent en pratique les satellite de télédétection).

### 1.1.2 Equations fondamentales des satellites

Le principe de Newton postule donc l'existence d'une force centrale telle que :

$$\vec{F} = -g \vec{r} = -\mu m \frac{\vec{r}}{r^3}$$

et c'est cette force qui va modifier  $\vec{p} = m\vec{V}$ , la quantité de mouvement.

Comme c'est la seule force en jeu, et qu'elle est colinéaire à  $\vec{r}$ , le moment qu'elle exerce est donc nul. On peut en déduire la conservation du moment cinétique  $\vec{H}$  :

$$\begin{aligned} \vec{H} &= \vec{r} \wedge m\vec{V} \\ \frac{d\vec{H}}{dt} &= \vec{M} = 0 \end{aligned}$$

La vitesse  $\vec{V}$  peut se décomposer selon  $\vec{e}_r$  –vecteur unitaire orienté selon  $\vec{r}$ – et  $\vec{e}_t$  –vecteur unitaire orthogonal à  $\vec{e}_r$ – :

$$\begin{aligned} \vec{V} &= \vec{V}_R + \vec{V}_T \\ &= \frac{dr}{dt} \vec{e}_r + r \frac{d\theta}{dt} \vec{e}_t \end{aligned} \quad (1.4)$$

on en déduit :

$$\vec{H} = \vec{r} \wedge m\vec{V} = \vec{r} \wedge m\vec{V}_T$$

ce qui permet d'écrire la conservation de  $H$ , module du moment cinétique  $\vec{H}$  :

$$H = mr^2 \frac{d\theta}{dt} = mC$$

$C$  est la constante aréolaire et traduit la loi des aires (seconde loi de Képler) :

$$C = r^2 \frac{d\theta}{dt}$$

La conservation du moment cinétique montre aussi que l'orbite appartient à un plan : le **plan orbital**. La vitesse (expression 1.4) peut alors se réécrire :

$$\vec{V} = \frac{dr}{dt} \vec{e}_r + \frac{C}{r} \vec{e}_t \quad (1.5)$$

En l'absence de forces extérieures, l'énergie totale  $W$  est constante et s'écrit :

$$\begin{aligned} W &= \frac{1}{2}mV^2 + U(r) \\ &= \frac{1}{2}m \left( \left( \frac{dr}{dt} \right)^2 + \frac{C^2}{r^2} \right) - \frac{\mu m}{r} \end{aligned}$$

On en déduit :

$$\frac{dr}{dt} = \sqrt{\frac{2W}{m} + \frac{2\mu}{r} - \frac{C^2}{r^2}}$$

et en utilisant une fois de plus la loi des aires, on peut écrire :

$$\frac{dr}{d\theta} = \frac{r^2}{C} \sqrt{\frac{2W}{m} + \frac{2\mu}{r} - \frac{C^2}{r^2}}$$

ce qui donne :

$$\frac{d\theta}{dr} = \frac{\frac{C}{r^2}}{\sqrt{\frac{2W}{m} + \frac{2\mu}{r} - \frac{C^2}{r^2}}} = \frac{-\frac{d}{dr} \left( \frac{C}{r} - \frac{\mu}{C} \right)}{\sqrt{\frac{2W}{m} + \frac{\mu^2}{C^2} - \left( \frac{C}{r} - \frac{\mu}{C} \right)^2}}$$

On reconnaît l'expression de la dérivée d'une fonction Arccosinus, ce qui permet d'écrire :

$$\cos(\theta - \theta_0) = \frac{\frac{C}{r} - \frac{\mu}{C}}{\sqrt{\frac{2W}{m} + \frac{\mu^2}{C^2}}}$$

avec une constante,  $\theta_0$ , prenant en compte les conditions initiales. En posant :

$$\begin{cases} p = \frac{C^2}{\mu} \\ e = \sqrt{1 + \frac{2WC^2}{m\mu^2}} \end{cases} \quad (1.6)$$

cette expression permet d'écrire la relation vérifiée par la distance  $r$  de l'orbite :

$$r = \frac{p}{1 + e \cos(\theta - \theta_0)} \quad (1.7)$$

ce qui revient à dire que, si  $e \in [0; 1]$ , la trajectoire est fermée et périodique. Plus précisément cette trajectoire est une ellipse décrite en coordonnées polaires par son excentricité  $e$  et par son paramètre  $p$  (figure 1.2, droite).

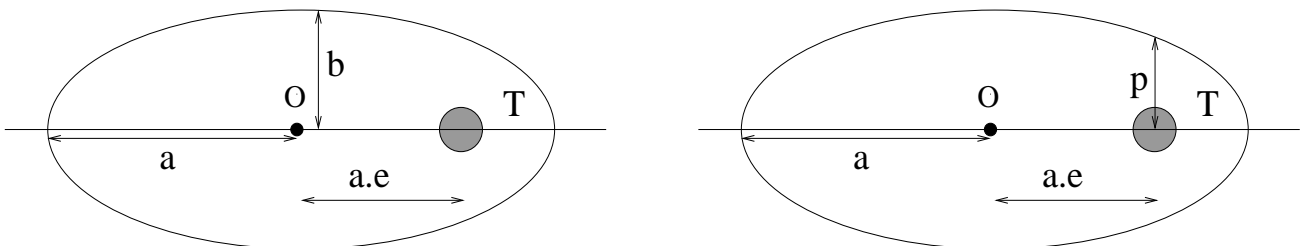


FIGURE 1.2 – Ellipse de demi grand axe  $a$  et de demi petit axe  $b$ , la Terre étant à l'un des foyers

Pour une ellipse, le rayon  $r$  varie entre une distance minimale  $r_P$ , appelée périégée, et une distance maximale  $r_A$  appelée apogée, ces deux grandeurs s'obtenant simplement en prenant les deux cas extrêmes du dénominateur de la relation 1.7 :

$$\begin{aligned} r_P &= \frac{p}{1 + e} \\ r_A &= \frac{p}{1 - e} \end{aligned}$$

Ceci permet de définir le demi grand axe de l'ellipse,  $a$ , selon la relation :

$$a = \frac{1}{2} (r_P + r_A) = \frac{p}{1 - e^2}$$

Plaçons nous maintenant dans un référentiel cartésien lié au centre de l'ellipse. Cette dernière s'exprime alors par la relation :

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \quad (1.8)$$

Elle est donc décrite par deux paramètres :  $a$  le demi grand axe et  $b$  le demi petit axe (figure 1.2, gauche).

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin

A l'aide des définitions 1.6, le demi grand axe de l'ellipse,  $a$ , s'écrit :

$$a = \frac{p}{1 - e^2} = -\frac{m\mu}{2W}$$

et ne dépend donc que de l'énergie  $W$  correspondant à l'orbite. Réciproquement, l'énergie d'une ellipse ne dépend que de  $a$  :

$$W = -\frac{\mu m}{2a}$$

Puisque le demi petit axe  $b$  peut s'écrire :

$$b = \frac{p}{\sqrt{1 - e^2}}$$

et que l'aire  $\mathcal{A}$  d'une ellipse dans son référentiel cartésien est tout simplement  $\mathcal{A} = \pi a b$ , on en déduit  $T$ , la période de l'orbite :

$$T = 2\frac{\mathcal{A}}{C} = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

On observe donc que  $T$  ne dépend que du demi grand axe (c'est la troisième loi de Kepler), et donc que de l'énergie.

A cette première étape de modélisation, on retiendra que la trajectoire d'un satellite est une ellipse dont la Terre est à un des foyers et dont la période et le demi grand axe ne dépendent que de l'énergie.

Pour une énergie donnée,  $a$  et  $T$  sont constants. Les autres paramètres de l'ellipse,  $e$  et  $p$ , sont alors liés par la relation :

$$p = (1 - e^2) a \quad (1.9)$$

c'est à dire

$$\frac{p}{1 - e^2} = a = Cste$$

Pour une orbite à énergie donnée, puisque le demi grand axe  $a$  est une constante, modifier l'excentricité  $e$  d'une telle orbite aura trois conséquences :

- son foyer va s'écarter de son centre d'une distance  $ae$ ,
- le demi petit axe  $b$  s'exprime :

$$b = \sqrt{1 - e^2} a$$

ce qui signifie que plus l'excentricité est grande ( $e$  proche de 1), plus l'allure de l'ellipse est aplatie (pour  $e = 0$ , on a  $b = a$  : c'est le cas du cercle). L'aire de l'ellipse est aussi modifiée et s'exprime comme

$$\mathcal{A} = \sqrt{1 - e^2} \pi a^2$$

le terme  $\pi a^2$  correspondant au cas d'une orbite circulaire (*i.e.*  $e=0$ ).

- $p$  varie selon la relation 1.9, ce qui modifie aussi la constante aréolaire  $C$  (relation 1.7)

$$C = \sqrt{\mu p} = \sqrt{1 - e^2} \sqrt{\mu a}$$

le terme  $\sqrt{\mu a}$  correspondant au cas d'une orbite circulaire (*i.e.*  $e=0$ ). La constante aréolaire  $C$  est d'autant plus petite que l'excentricité est proche de 1. Cependant, l'aire de l'ellipse est elle aussi d'autant plus petite que l'excentricité est proche de 1 et cette variation conjointe de  $C$  et de  $\mathcal{A}$  n'influe pas sur la période  $T$ .

En résumé, on peut retenir que pour des ellipses de même énergie, la période est constante et la forme de ces ellipses est uniquement dictée par leur excentricité  $e$ .

### 1.1.3 Paramètres orbitaux

Objets képlériens par excellence, les satellites d'observation de la Terre décrivent donc des ellipses, qui s'expriment classiquement sous forme polaire (équation 1.7). Les deux paramètres de ces ellipses généralement utilisés sont le demi grand axe ( $a$ ) et l'excentricité ( $e$ ).

En pratique, les orbites elliptiques sont entièrement caractérisées par leur apogée ( $r_A$ ) et leur périégée ( $r_P$ ) et nous avons déjà rencontré les relations suivantes :

$$\begin{aligned} r_A &= \frac{p}{1 - e} \\ r_P &= \frac{p}{1 + e} \\ r_A + r_P &= \frac{2p}{1 - e^2} = 2a \end{aligned}$$

Connaître  $r_A$  et  $r_P$  permet de déduire les deux paramètres  $e$  et  $p$  de l'ellipse écrite en coordonnées polaires :

$$e = \frac{r_A - r_P}{r_A + r_P}$$

$$p = \frac{1}{2}(r_A + r_P)(1 - e^2) = a(1 - e^2)$$

Si, pour décrire l'ellipse, on utilise le demi grand axe et l'excentricité, on retrouve aisément apogée et périégée :

$$r_A = a(1 + e)$$

$$r_P = a(1 - e)$$

La période  $T$  s'exprime à l'aide du demi grand axe :

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (1.10)$$

ce qui donne, dans le cas d'une orbite circulaire :

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{(R_T + h)^3}{\mu}} \quad (1.11)$$

avec  $h$  l'altitude du satellite et  $R_T$  le rayon terrestre (troisième loi de Képler).

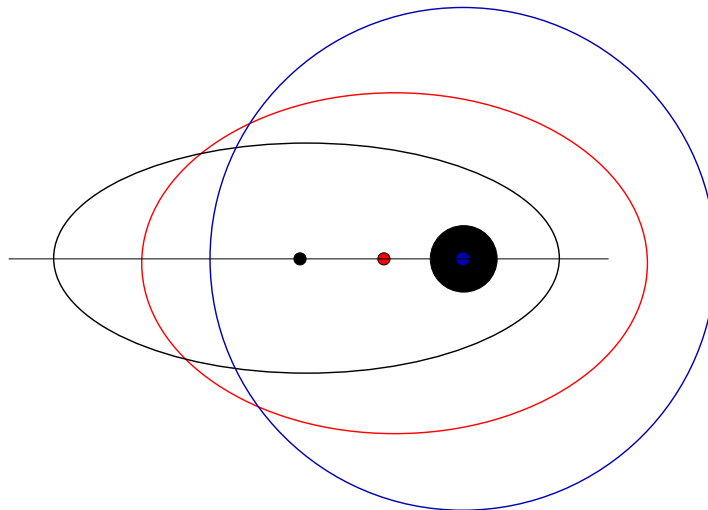


FIGURE 1.3 – 3 ellipses de même énergie, la Terre étant à l'un des foyers

La conservation de l'énergie permet de déduire les relations suivantes

$$\frac{E}{m} = -\frac{\mu}{2a}$$

$$= \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r}$$

ce qui permet d'écrire la vitesse uniquement en fonction du demi grand axe et du rayon :

$$v = \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$$

Pour une orbite circulaire d'altitude  $h$ , cette expression se réduit à

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{R_T + h}} \quad (1.12)$$

La vitesse à l'apogée  $v_A$  et la vitesse au périgée  $v_P$  peuvent aussi être directement déduites de  $r_A$  et  $r_P$ . En effet :

$$\begin{aligned} v_A &= \sqrt{\frac{\mu}{a}} \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \\ &= \sqrt{\frac{\mu}{a}} \sqrt{\frac{r_P}{r_A}} \\ v_P &= \sqrt{\frac{\mu}{a}} \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \\ &= \sqrt{\frac{\mu}{a}} \sqrt{\frac{r_A}{r_P}} \end{aligned}$$

Autre résultat intéressant : partant d'une orbite circulaire sur laquelle le satellite est à la vitesse  $v$ , on montre aisément qu'une variation de vitesse "instantanée"  $\Delta v$  se traduit par la transformation de l'orbite en orbite elliptique d'excentricité  $e$  telle que, au premier ordre

$$\frac{\Delta v}{v} = e$$

## 1.2 Descripteurs d'une orbite

Une ellipse se décrit donc par un foyer, un plan et les paramètres de l'ellipse. Dans le cas d'une trajectoire elliptique, il faut enrichir la description pour positionner cette ellipse par rapport à la Terre. Pour cela, on définit, par rapport à la Terre, le plan équatorial (plan intersectant l'équateur) et une direction privilégiée : le Nord. Le plan équatorial est généralement doté d'un repérage conventionnel : un axe fixe de référence, qui est la direction du méridien de Greenwich à une date donnée.

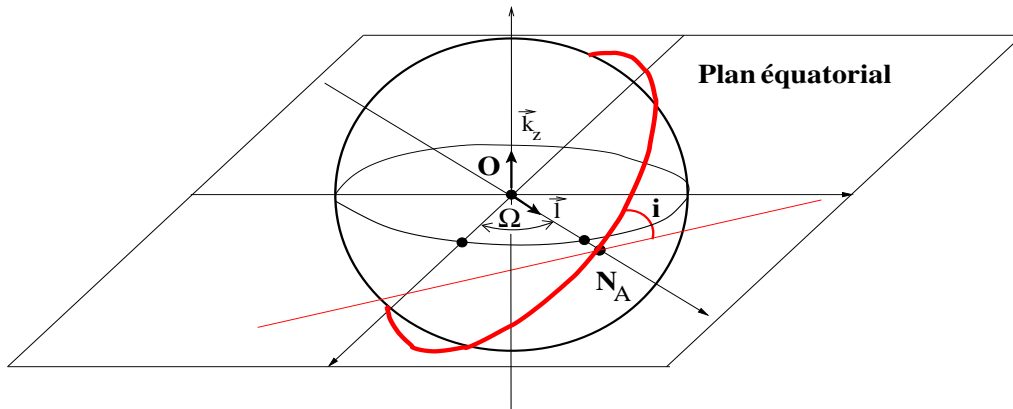


FIGURE 1.4 – Orbite d'un satellite inclinée d'un angle  $i$  et coupant le plan équatorial au nœud ascendant  $N$ , repéré par rapport au méridien de référence par  $\Omega$ , ascension droite du nœud ascendant

On peut alors décrire l'orbite du satellite par les données suivantes :

- les paramètres de l'ellipse : **demi grand axe**  $a$  et **excentricité**  $e$  ;
- la **ligne des apsides** qui est le grand axe de l'ellipse ;
- l'**inclinaison**, qui est l'angle de l'orbite par rapport au plan équatorial. Par convention, cet angle est choisi positif, tel que, s'il est nul, le satellite tourne vers l'Est ;
- la **ligne des nœuds** (nœud ascendant et nœud descendant) qui est l'intersection du plan orbital et du plan équatorial. La ligne des nœuds passe, par définition, par le centre de la Terre. Par convention, lors de son passage au nœud ascendant, le satellite se dirige vers le Nord.
- l'**ascension droite du nœud ascendant**  $\Omega$  qui exprime, dans le plan équatorial, l'angle entre l'axe fixe de référence du plan équatorial et la direction du nœud ascendant ;
- enfin l'**argument du périgée**  $\omega$  qui exprime, dans le plan de l'orbite, l'angle entre la direction du nœud ascendant et celle du périgée.

L'orbite peut donc être décrite par 5 paramètres :  $a, e, i, \Omega, \omega$ . Dans le cas d'une orbite circulaire, la description se limite à 3 paramètres :  $a, i$  et  $\Omega$ .

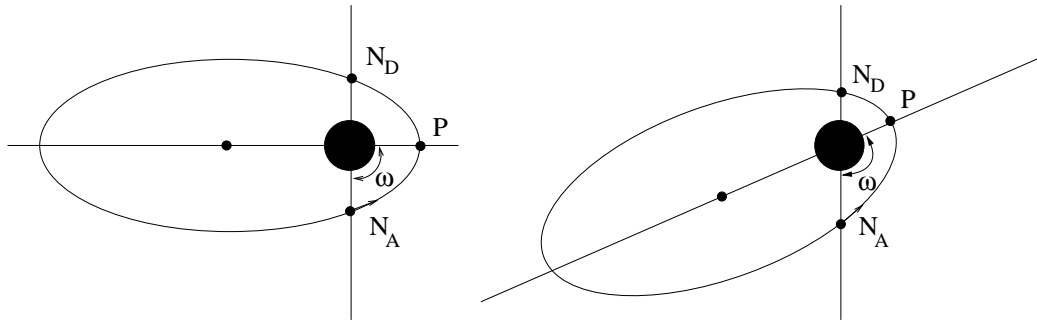


FIGURE 1.5 – Deux exemples d’orbite ayant même plan orbital, même nœuds ascendant et descendant, mais dont l’argument du périégée est différent. Les figures sont dans le plan orbital.

Sur cette orbite, la position du satellite est précisée par l’**anomalie** qui indique la position angulaire par rapport au périégée, qui est une fonction croissante du temps et qui varie donc dans le même sens que le satellite. On trouve trois anomalies, selon la manière dont on repère un point sur une ellipse :

- **L’anomalie vraie**  $\nu$  qui correspond au descripteur en géométrie polaire (équation 1.7) :  $\theta$  (avec  $\theta_0 = 0$ ). C’est donc l’angle entre la direction des apsides et la direction “terre-satellite”.
- **L’anomalie excentrique**  $E$ , qui se mesure dans le référentiel centré au milieu de l’ellipse : celui dans lequel l’ellipse s’exprime sous la forme de l’équation 1.8. Cet angle est en fait mesuré sur le cercle de rayon  $a$  circonscrit à l’ellipse (la valeur selon  $OY$  du point correspondant au point de l’orbite est simplement obtenu par une homothétie de rapport  $\frac{b}{a}$ ).
- **L’anomalie moyenne** est une valeur d’angle qui croît linéairement avec le temps, égale à  $0^\circ$  au périégée et à  $180^\circ$  à l’apogée. Cette approximation suppose que la vitesse est à peu près constante le long de l’ellipse, ce qui est parfois peu réaliste.

### 1.3 Prise en compte de la non sphéricité de la Terre

#### 1.3.1 La Terre en WGS84

La Terre n’est pas exactement sphérique : elle peut être considérée comme une sphère aplatie dont l’axe de symétrie est confondu avec l’axe de rotation (du moins en première approximation). Cet aplatissement<sup>1</sup> de la Terre a été en particulier mesuré vers 1735 par des mesures comparées de la longueur d’une fraction de méridien en Laponie (Clairaut, Maupertuis) et au Pérou (Bouguer). C’est grâce à l’étude des orbites des satellites que cette première valeur (1/178) a été affinée, la valeur actuelle (1/298) prenant aussi en compte les théories hydrostatiques faisant intervenir la dynamique terrestre<sup>2</sup>.

Il est alors nécessaire de requérir un ellipsoïde pour modéliser la Terre et c’est à partir de cet ellipsoïde de référence que l’on construit un référentiel géodésique. C’est dans un référentiel géodésique qu’il sera possible d’attribuer des coordonnées à un objet dans un repère lié à la Terre.

Il y a bien des manières de décrire l’ellipsoïde terrestre : à l’heure actuelle, le plus usité est l’ellipsoïde de révolution “IAG GRS 80”, associé au référentiel géodésique WGS84 (*World Geodetic System 1984*)<sup>3</sup>. Si  $a$  est le rayon à l’équateur et  $b$  le rayon aux pôles, les valeurs “IAG GRS 80” sont :

$$\begin{aligned} a &= 6378.137\text{km} \\ b &= 6356.752\text{km} \\ \text{aplatissement} &= 1/298.257222101 \end{aligned}$$

Dans le passé, notons l’ellipsoïde de Bessel (1841, destiné à l’Europe et l’Inde,  $a=6378.397$  km et  $b=6356.078$  km) l’ellipsoïde de Clarke (1880, associé au référentiel géodésique NTF –Nouvelle Triangulation de la France–,  $a=6378.249$  km et  $b=6356.515$  km, en vigueur en France jusqu’à l’avènement du RGF93) et l’ellipsoïde de Hayford (1924, associé au référentiel géodésique ED50 –European Datum 1950–,  $a=6378.388$  km, aplatissement 1/297), défini pour permettre une cartographie cohérente sur l’Europe.

1. aplatissement géométrique  
 2. en particulier, la rotation de la Terre produit un aplatissement dit hydrostatique  
 3. aboutissement des modèles WGS60, WGS64, WGS72

Pour une latitude donnée  $\Psi$ , le rayon terrestre sera alors :

$$R = \sqrt{a^2 \cos^2 \Psi + b^2 \sin^2 \Psi}$$

Notons qu'un abus de langage associe souvent l'ellipsoïde et le référentiel géodésique : on parle souvent de l'ellipsoïde de référence WGS 84 en lieu et place de l'ellipsoïde de révolution "IAG GRS 80".

Si l'ellipsoïde de référence "IAG GRS 80" (WGS 84) est quasiment le seul usité à l'heure actuelle, c'est parce qu'il a été choisi pour positionner les données du système GPS. En France, on peut le confondre avec l'ellipsoïde du référentiel géodésique actuel RGF93 (Réseau Géodésique Français 1993). Notons qu'il existe des cas particuliers : par exemple, pour l'île de la Réunion, l'ellipsoïde choisit par l'IGN est celui de Hayford.

### 1.3.2 Trajectoires circulaires : les orbites héliosynchrones

La Terre n'étant ni parfaitement sphérique, ni parfaitement homogène, on ne peut écrire son champ gravitationnel sous une expression simple comme l'équation 1.2. Malgré tout, on peut continuer à la considérer comme un volume proche d'une sphère : dans ce cas, la décomposition de son champ gravitationnel sur une base de fonctions sphériques se justifie. On peut alors écrire, pour un point donné<sup>4</sup> :

$$U = \frac{\mu}{r} \left( 1 - \sum_{n=2}^{\infty} \left( \frac{R_T}{r} \right)^n J_n P_n(\cos \phi) + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{q=1}^{\infty} \left( \frac{R_T}{r} \right)^n J_{nq} P_{nq}(\cos \phi) \cos(q(\lambda - \lambda_{nq})) \right) \quad (1.13)$$

Dans cette expression on a :

- $\mu$  :  $\mu = G M = 3.986 \cdot 10^{14} \text{ m}^3 \text{ s}^{-2}$
- $R_T$  : rayon terrestre (6378.14 Km)
- $r$  : distance au centre de la Terre ( $r = R_T + h$  où  $h$  est l'altitude du satellite)
- $\phi$  : latitude de la projection sur le globe du point considéré
- $\lambda$  : longitude de la projection sur le globe du point considéré
- $J_n$  : harmonique zonale d'ordre  $n$
- $J_{nq}$  : harmonique tessérale d'ordre  $(n, q)$
- $\lambda_{nq}$  : longitude propre à l'harmonique tessérale  $J_{nq}$
- $P_n$  : Polynôme de Legendre
- $P_{nq}$  : Polynôme associé de Legendre, avec  $P_{nq} = (1 - x^2)^{\frac{q}{2}} \frac{d^q}{dx^q} P_n(x)$

Les harmoniques zonales et tessérales, dont les premières valeurs fiables ont été établies à partir des orbites de Sputnik-2<sup>5</sup>, sont désignées par la lettre J en hommage au géophysicien Jeffrey (1891-1989) [5].

Dans le cas de la Terre, deux phénomènes ont une importance notable :

- un aplatissement aux pôles d'environ 20 Km, d'où  $J_2 = 1.082710^{-3}$
- un équateur légèrement elliptique (mais la distance entre le cercle et l'équateur vrai n'excède pas 150 m), d'où  $J_{22} = 1.80310^{-6}$  avec  $\lambda_{22} = 14.91^\circ$

Les autres termes sont inférieurs à  $\frac{10^{-5}}{n^2}$ . On pourra donc affirmer que les trajectoires demeurent des ellipses.

Dans le cas des trajectoires circulaires (excentricité nulle,  $r = cste$ ), le point essentiel à observer est que l'ascension droite, i.e. le point de la trajectoire tel que le satellite se dirige vers l'hémisphère nord et tel qu'il appartient aussi au plan équatorial, varie selon la loi

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\left(\frac{3}{2}\right) n_0 A_0 J_2 \cos i \quad (1.14)$$

avec  $i$  inclinaison de l'orbite,  $n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}}$ ,  $r$  rayon de la trajectoire circulaire,  $A_0 = \frac{R_T^2}{r^2}$ .

Pour certaines applications thématiques, on souhaite parfois que l'orbite soit héliosynchrone : cela signifie qu'à chaque fois que l'orbite coupe l'équateur, on veut que l'heure locale soit la même. Autrement dit, on souhaite que l'angle entre le Soleil, la Terre et le satellite soit le même à chaque fois que l'orbite coupe l'équateur.

Cette exigence aura pour conséquence que le moment cinétique de l'orbite doit tourner en 1 an d'un tour complet. Pour avoir une trajectoire héliosynchrone, il suffit donc d'avoir

$$K = \frac{d\Omega}{dt} = 0.9856^\circ/\text{jours}$$

4. On dispose actuellement de près de 5 millions de coefficients pour décrire le potentiel terrestre, ce qui est essentiel pour décrire le géoïde de référence –voir le paragraphe 1.6–.

5. second satellite mis en orbite par l'homme –novembre 1957– et plus connu comme étant celui ayant comme passagère la chienne Laïka.



ce qui est vérifié si

$$i = \text{Acos} \left( -\frac{2 a^{\frac{7}{2}} K}{3 \sqrt{\mu} R_T^2 J_2} \right) \quad (1.15)$$

Un exemple d'abaque pour orbites basse altitude est donnée figure 1.6.

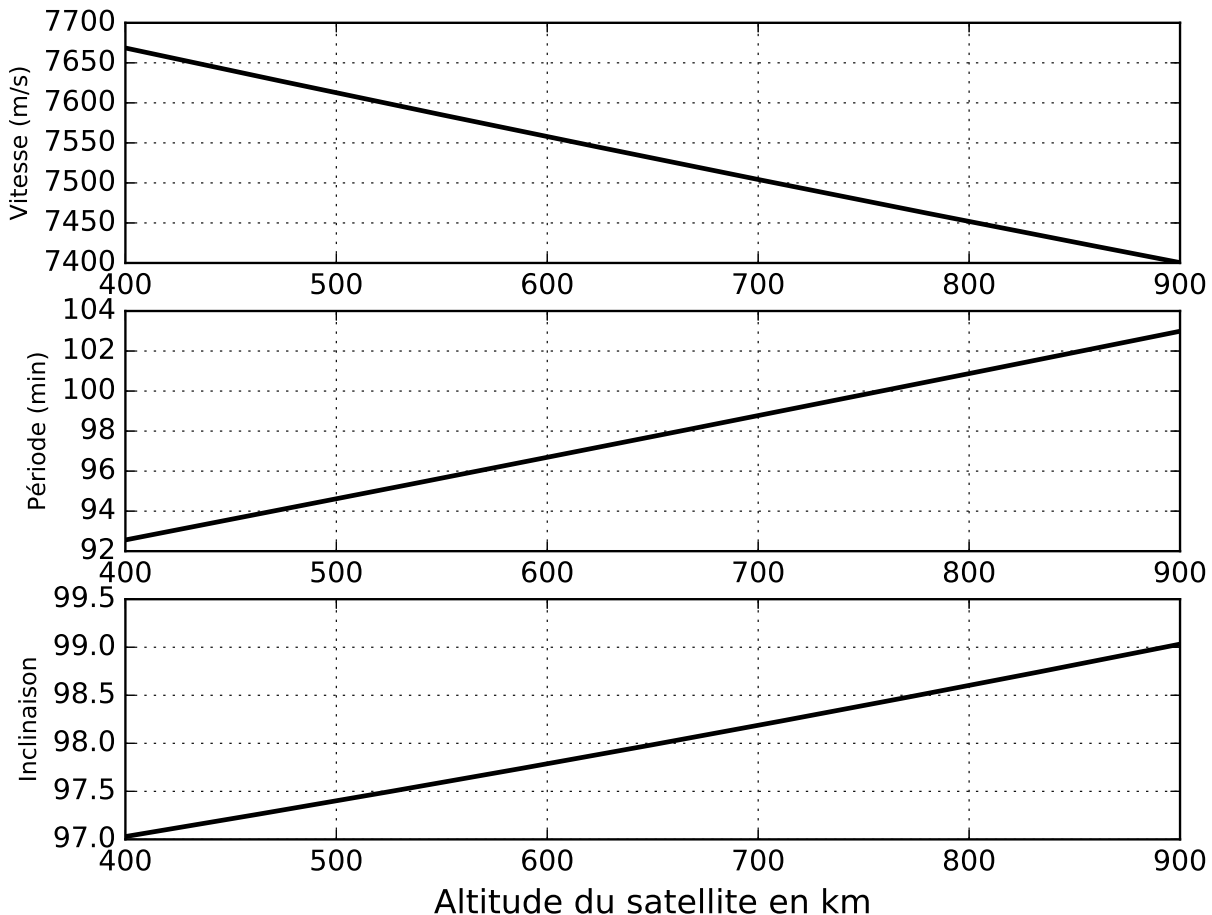


FIGURE 1.6 – Caractérisation des orbites héliosynchrones (vitesse du satellite, période et inclinaison de l'orbite) en fonction de l'altitude (en km) du satellite.

En résumé, l'orientation de l'orbite d'un satellite tout au long de l'année serait invariante si la Terre était une sphère parfaite et homogène (figure 1.7 à gauche). Or l'aplatissement de la Terre fait que cette orientation va effectuer une rotation tout au long de l'année (figure 1.7 à droite). Pour une inclinaison d'orbite spécifique (ne dépendant que de l'altitude), cette rotation sera d'un tour complet par an : l'angle mesuré entre le plan de l'orbite du satellite et le Soleil demeure alors constant. Dans ce cas, l'heure locale du passage du satellite au dessus d'un point de la Terre est alors constant d'un passage à l'autre : l'orbite est héliosynchrone.

### 1.3.3 Trajectoires excentriques : les orbites gelées

Dans le cas général où  $e \neq 0$ , l'expression précédente 1.14 s'exprime comme :

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\left(\frac{3}{2}\right) n_0 A J_2 \cos i$$

avec  $i$  inclinaison de l'orbite,  $n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$ ,  $a$  demi grand axe de l'ellipse,  $A = \frac{R_T^2}{a^2(1-e^2)^2}$ .

Les effets de  $J_2$  se feront donc d'autant plus sentir que l'excentricité de l'orbite est importante.

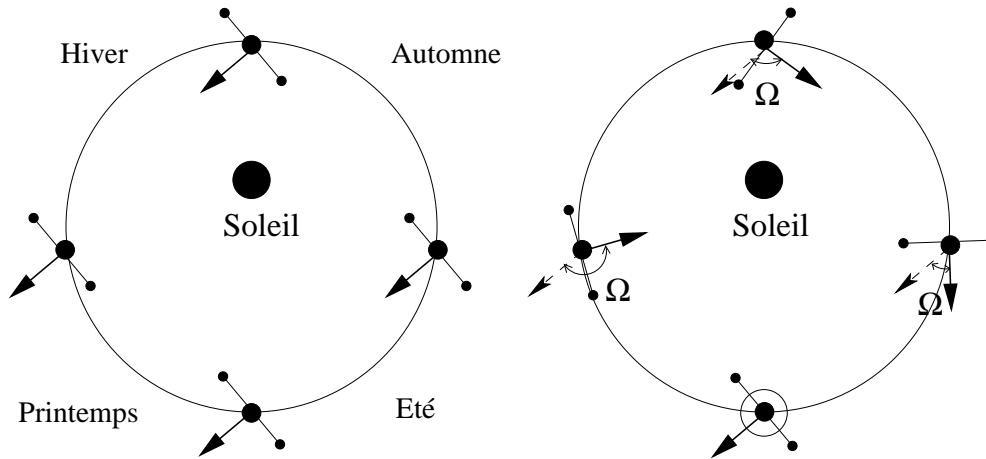


FIGURE 1.7 – Evolution de l'orientation de l'orbite d'un satellite. A gauche : la Terre est supposée parfaitement sphérique et homogène et l'orientation de l'orbite demeure identique tout au long de l'année. A droite : la Terre est aplatie, modifiant l'orientation de l'orbite tout au long de l'année. Sur cet exemple, l'orbite n'est pas héliosynchrone.

Comme l'orbite n'est plus circulaire, un autre effet est alors observable : la variation dans le temps de l'argument du périégée. Ce dernier vérifie l'expression :

$$\frac{d\omega}{dt} = -\left(\frac{3}{4}\right)n_0AJ_2(5\cos^2 i - 1)$$

avec  $i$  inclinaison de l'orbite,  $n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$ ,  $a$  demi grand axe de l'ellipse,  $A = \frac{R_T^2}{a^2(1-e^2)^2}$ . Même si cette variation est faible et lente, elle peut s'avérer extrêmement gênante pour des satellites imageurs puisque l'altitude varie d'un survol d'un point donné à l'autre. Notons cependant que cet effet est nul pour deux valeurs d'inclinaisons :  $63.43^\circ$  et  $116.57^\circ$  (valeurs utilisées par certains satellites de télécommunications).

Cependant, on montre que pour traiter correctement le problème de la variation de l'argument du périégée, le modèle à l'ordre 2 ne suffit plus et qu'il est nécessaire de conserver plus de termes dans l'expression 1.13. Les calculs sont bien évidemment difficiles à mener et ne concernent que les spécialistes. Notons qu'en arrêtant le développement à l'ordre 3, on montre que l'argument du périégée est fixe pour une excentricité donnée par

$$e_G = -\frac{1}{2}\frac{J_3 R}{J_2 a}\sin i \sin \omega_G$$

On dit alors que l'orbite est "gelée" (*frozen orbit*). Dans le cas de SPOT4, la valeur exacte de l'excentricité de l'orbite gelée est  $e = 1.14 \cdot 10^{-3}$ , valeur que la formule approchée donne à 10% près.

## 1.4 Données numériques des lanceurs et satellites actuels

La mise en orbite d'un satellite doit prendre en compte les modèles de lanceurs disponibles sur le marché ainsi que certains paramètres non présentés dans les paragraphes précédents, comme la résultante des frottements sur les hautes couches de l'atmosphère. Ce dernier point conduit à choisir des orbites élevées, les orbites basses (autour de 250 km) conduisant d'une part à la perte du satellite puisque les frottements le conduiront à redescendre sur terre et à se désintégrer dans l'atmosphère terrestre, et d'autre part à une imprédictibilité de la trajectoire à plus de 3 jours.

### 1.4.1 Quelques données sur les altitudes des satellites

Les satellites actuels sont placés sur des orbites d'altitude et de paramètres dictés par leurs finalités. Comme nous nous intéressons principalement aux satellites d'observation de la Terre, nous nous restreignons aux orbites elliptiques proches d'une orbite circulaire, le cas des ellipses à fortes excentricités nécessitant un certain approfondissement (exemple des satellites MOLNYA de télécommunication,  $h_P = 548$  km,  $h_A = 39957$  km,  $T = 12$  h).

Altitude	Période	Vitesse	type d'orbite et exemples
0 km	84.49 min	7905.4 m/s	“première vitesse cosmique”
200. km	88.49 min	7784.3 m/s	orbite basse
300. km	90.52 min	7725.8 m/s	navette spatiale, MIR
500. km	94.61 min	7612.7 m/s	JERS-1 (héliosynchrone)
800. km	100.87 min	7451.9 m/s	ERS-1, SPOT (héliosynchrone)
888. km	102.74 min	7406.6 m/s	14 révolutions par jour (Formosat)
981. km	104.7 min	7359 m/s	$r = 7359$ km (cas d'école)
1300. km	111.59 min	7205.2 m/s	Topex Poseidon
20200. km	718.69 min	3872.6 m/s	GPS
35683. km	1440.00 min	3066.9 m/s	géostationnaires

TABLE 1.1 – Différents ordres de grandeur selon l'altitude d'un satellite. Les exemples de satellites ont en général des altitudes proches.

Site	Latitude	Vitesse tangentielle
Plessetsk	62°33' N	210 ms <sup>-1</sup>
Baïkonour	45°58' N	328 ms <sup>-1</sup>
Vandenberg	34°43' N	384 ms <sup>-1</sup>
Cap Carnaerval	28°35' N	410 ms <sup>-1</sup>
Kourou	5°10' N	463 ms <sup>-1</sup>
équateur	0°00'	464 ms <sup>-1</sup>

TABLE 1.2 – Vitesses tangentielles en fonction de la latitude

Quelques exemples de valeurs pour des orbites circulaires sont donnés ici (des satellites sont cités pour chaque gamme d'altitude), les valeurs calculées se déduisant des équations vues précédemment :

## 1.4.2 Lanceurs actuels

### Bases

En ce début de troisième millénaire, plusieurs pays disposent d'un certain nombre de bases de lancement, les plus importantes (pour la télédétection) étant les suivantes :

- Aux USA, Cap Canaerval (28°35' N, côte Est) et Vandenberg (34°45' N, côte Ouest) pour les satellites militaires,
- En URSS (et ensuite en Russie) Baïkonour au Kazakhstan (45°58' N, base sur laquelle un accord stipule la souveraineté de la Russie, mais qui sera abandonnée à terme), et Plessetsk 62°33' N (qui fut très longtemps exclusivement dédié aux tirs militaires). Le site de Dombrovski ( 50°48' N) est aussi utilisé de manière très épisodique. Entre 1997 et 2006, Vobodny a été un site temporaire de lancement (un unique lanceur : Start-1, 5 lancements seulement). La nouvelle base de Vostotchny (sud est de la Sibérie, 51°53' N) est opérationnelle depuis 2016 et a été construite pour s'affranchir du site de Baïkonour. Son développement semble très ralenti.
- Kourou en Guyane (5°10' N)
- Tanegashima pour la Nasda (30°22' N), dont la localisation près de zones fortement poissonneuses nécessitent des accords pour les dates de lancement avec les associations de pêcheurs

Signalons aussi Sea Launch Services, qui, à partir d'une ancienne plateforme pétrolière, permet le lancement de fusées ukrainiennes Zenith depuis l'océan à l'équateur.

La vitesse tangentielle à une latitude donnée  $\Psi$  est donnée par la relation suivante :

$$v_{\Psi} = \frac{2\pi R_T}{86164} \cos(\Psi) \text{ m/s} = 464 \cos(\Psi) \text{ m/s} \quad (1.16)$$

Une bonne approximation de la circonférence terrestre,  $2\pi R_T$ , étant donnée par la définition historique du mètre<sup>6</sup> : 40 000 km. En réalité la valeur de la circonférence terrestre est de 40 075 km.

6. La définition du mètre se voulait être la 40 millionième partie de la circonférence de la Terre.

	orbite basse 200 km	géostationnaire 36000 km	héliosynchrone 800 km
Ariane 4	8,7 t	2,3 t	4,5 t
Ariane 5 G	18 t	4,5 t	10 t
Ariane 5 S ECA	20 t	10 t	

TABLE 1.3 – Ariane et ses différentes évolutions

## Lanceurs

Il existe un grand nombre de lanceurs pour différents types de satellites : le choix s'effectue en fonction de la masse et de l'orbite (polaire ou non).

- Les Soyouz permettent de mettre 7,5 tonnes en orbite basse (exemples des Kosmos). Ils peuvent être lancés depuis Baïkonour, Plessetsk et, depuis 2011, Kourou.
- Titan 2 permettent 2 t en orbite polaire (NOAA).
- Les Atlas (2002) mettent environ 19t en orbite basse et 9t en orbite géostationnaire
- Le lanceur japonais H2 permet de mettre 4,3 t en orbite polaire.
- Le lanceur Ariane a été décliné sous diverses configurations. Elles sont reprises au tableau 1.3
- Le lanceur Vega (Vettore Europeo di Generazione Avanzata) est conçu pour placer de petites charges utiles (1,5 t) en orbite basse afin de compléter la famille des lanceurs européens (et russes) au départ de la Guyane Française et de répondre au marché des petites missions, notamment scientifiques et d'observation de la Terre. Le programme a été financé par sept Etats membres de l'ESA : Belgique, Espagne, France, Italie, Pays-Bas, Suède et Suisse. Entre autres, Sentinel-2 et Venùs ont été lancé par Vega.
- le Falcon-9, de la société privée SpaceX, a la caractéristique d'avoir un premier étage réutilisable. Le premier tir date de 2010. Il peut mettre en orbite basse environ 13t et 5t en orbite géostationnaire. Les tirs s'effectuent depuis Cap Canaveral, depuis Vandenberg pour les satellites en orbite polaire. Space-X construit un nouveau pas de tir au Mexique (Boca Chica).

On peut aussi noter la réutilisation de missiles intercontinentaux retirés du service à la suite du traité de réduction des armes stratégiques Start-2 :

- aux USA, pour les petits satellites, la réutilisation d'étages inférieurs en provenance de missiles intercontinentaux américains Minuteman-II (450 étaient déployés en 1967), puis des missiles Peacekeeper (une cinquantaine avaient été déployés à partir de 1986). Sous l'appellation Minotaure, ils auraient permis de mettre 335 kg en orbite héliosynchrone pour 12 millions de dollars. Le Minotaure IV permet de mettre 1735 kg en orbite basse. Il y aurait eu une quinzaine de tirs.
- en Russie, sous le nom de Dnepr, la réutilisation du missile intercontinental ballistique soviétique R-36<sup>7</sup>.

Pour mémoire, le lanceur Saturn 5 (1967-1973) mettait 118 t en orbite basse (le soviétique N1 devait mettre 95t, mais ses 4 lancements se sont soldés par 4 échecs). La navette américaine (1981-2011, 135 vols) pouvait mettre 24 t en orbite basse (450 km), et la navette soviétique Bourane (1 seul vol sans passager en 1988) 27 t.

Le "prix à payer" pour un satellite héliosynchrone vient principalement du changement d'orientation de son orbite : l'orbite définitive étant quasi-polaire. En effet, le lancement s'effectue vers un pôle : non seulement on ne profite pas au lancement de la vitesse de rotation de la Terre, mais de plus il faut en annuler les effets.

### 1.4.3 Les frottements dans la haute atmosphère

Certaines applications télémétriques nécessitent une très grande précision quant à la trajectoire du satellite, et en particulier lorsque des corrections de trajectoire sont envisagées. Deux valeurs de la masse volumique de l'air, à 500 km et à 700 km d'altitude, peuvent permettre d'analyser l'importance de ce phénomène

$$\rho_{500} = 11.4 \cdot 10^{-16} \text{ g/cm}^3$$

$$\rho_{700} = 0.6 \cdot 10^{-16} \text{ g/cm}^3$$

Un petit satellite (cas de PEOLE, 60 kg) est très pénalisé par ce genre de phénomène puisque l'on trouve pour celui-ci les valeurs suivantes de variation d'altitude par jour :

$$\lambda_{500} = 168 \text{ mètres/jour}$$

$$\lambda_{700} = 10.6 \text{ mètres/jour}$$

En fait ce coefficient est proportionnel à  $\frac{S}{m}$  avec  $S$  surface du maître couple perpendiculaire à la vitesse –qui pour PEOLE est égale à 0.89– (attention aux panneaux solaires) et  $m$  masse du satellite.

7. entré en service en 1975!! 150 auraient ainsi été potentiellement recyclés.



Pour les “gros” satellites (type ERS, SPOT, . . .), les ordres de grandeurs de la perte en altitude sont les suivants :

altitude	perte d'altitude par révolution
200 km	100 m
400 km	10 m
600 km	1 m

Notons que cette diminution d'altitude se traduit par une augmentation de la vitesse : une force de frottement aérodynamique s'opposant à la vitesse peut accroître celle-ci dans ce cas particulier.

Pour le satellite SPOT4, la perte d'altitude par jour se chiffre à 20 cm en période d'activité solaire faible, 5 à 10m (voire 30m!!) en période d'activité solaire forte. La figure 1.8 illustre ces pertes d'altitude en montrant les variations d'altitude du satellite SPOT4 sur 100 jours : régulièrement, des corrections d'orbites sont apportées qui remontent légèrement le satellite afin de lui redonner son altitude nominale.

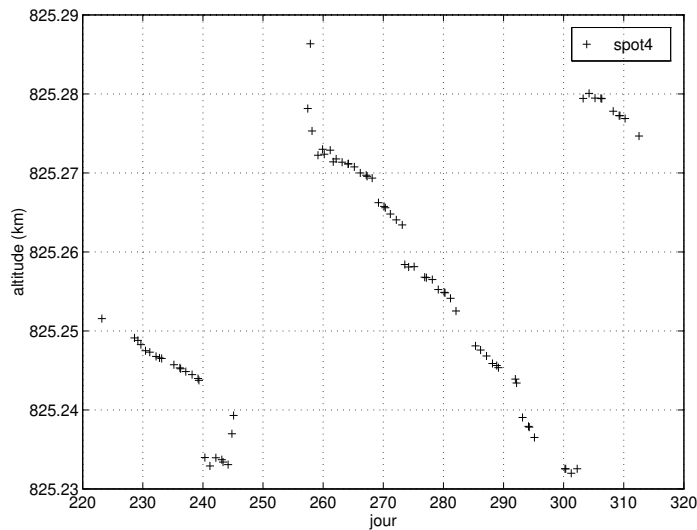


FIGURE 1.8 – Variation de l'altitude du satellite SPOT4 sur 100 jours : par deux fois, les fusées de SPOT4 ont été rallumées pour remonter d'environ 60 m l'orbite. Figure de Laurent Beaudoin[3]

#### 1.4.4 Les corrections orbitales

Les satellites sont dotés de fusées vernier permettant une correction fine de leur trajectoire ou de leur orientation. Par exemple le satellite TOPEX-POSEIDON est doté de 4 jeux de fusées vernier, chaque jeu comportant trois micros fusées (poussée 1N) et une plus puissante (20N).

L'équation fondamentale des fusées s'obtient en écrivant la conservation de la quantité de mouvement du système fusée-gaz éjectés :

$$m_0 \vec{v}_0 = (m - dm) (\vec{v}_0 + \vec{d}v) + dm v_{gaz}$$

ce qui, en considérant  $V_e$  vitesse d'éjection des gaz :

$$dv = \frac{dm}{m_0} V_e$$

L'accroissement de vitesse est donc

$$\Delta v = V_e \log \frac{m_0}{m_1}$$

Dans le cas des fusées vernier de TOPEX-POSEIDON, la poussée de 1N correspond à un débit de 0.2 g/s si l'on prend une vitesse d'éjection de 5000 m/s (le moteur cryogénique d'Ariane 4 a une vitesse d'éjection de 4300 m/s et un débit maximum de 14 kg/s, et le premier étage a une vitesse d'éjection de l'ordre de 2000 m/s). Si l'on part d'une orbite circulaire, nous avons vu qu'un développement au premier ordre donne  $\frac{\Delta v}{v} = e$ .

Pour un satellite de masse 1 tonne, cette seconde de poussée se traduira par un accroissement de la vitesse de 1 mm/s, l'excentricité de l'ellipse étant alors de l'ordre de  $10^{-7}$  : globalement, on crée un périhé et un apogé distant de l'ordre du mètre.

Autre valeur numérique à méditer : Radarsat ( lancé en 1995, environ 2 tonnes, orbite héliosynchrone) a embarqué 57 kg d'hydrazine pour les corrections de trajectoires prévisibles durant sa vie (prévue initialement à 5 ans, il a fonctionné jusqu'en 2013 !!).

Pour SPOT4, les corrections s'effectuaient depuis le Centre de Mise et Maintien à Poste (CMP) tous les deux mois (période d'activité solaire faible) ou toutes les deux semaines (période d'activité solaire forte).

### 1.4.5 Bilan des forces agissant sur un satellite

Nous avons vu comment la constante gravitationnelle de la Terre variait avec l'altitude (figure 1.1). Par exemple, pour le satellite SEASAT (altitude de 800 km, voir paragraphe 5.1), la valeur de  $g$  est de  $7.74 \text{ ms}^{-2}$ .

Cette valeur est très théorique puisqu'elle se déduit des principes fondamentaux de la dynamique appliqués à une Terre parfaitement sphérique.

Snyder [17] a obtenu les différentes forces (ramenées en accélération) s'appliquant au satellite SEASAT<sup>8</sup> : les valeurs sont reprises dans le tableau 1.4

Cause	Force ramenée en accélération
Terre (homogène)	$7.9 \text{ ms}^{-2}$
Terre (aplatissement)	$9.3 \cdot 10^{-3} \text{ ms}^{-2}$
Terre (autres)	$7 \cdot 10^{-3} \text{ ms}^{-2}$
Lune	$1.3 \cdot 10^{-6} \text{ ms}^{-2}$
Soleil	$5.6 \cdot 10^{-8} \text{ ms}^{-2}$
Frottements atmosphériques	$2 \cdot 10^{-8} \text{ ms}^{-2}$
Radiations solaires	$9.2 \cdot 10^{-9} \text{ ms}^{-2}$
Albedo terrestre	$3 \cdot 10^{-9} \text{ ms}^{-2}$
Effets relativistes	$4.9 \cdot 10^{-10} \text{ ms}^{-2}$

TABLE 1.4 – Les différentes forces appliquées au satellite SEASAT (d'après [17]). On retrouve pour la Terre (homogène) la valeur de la figure 1.1.

## 1.5 Orbites et rotation de la Terre

### 1.5.1 Représentation d'une orbite depuis la Terre

Tous les calculs précédents ont été effectués dans un référentiel fixe. Or, pour un observateur terrestre, un effet majeur réside dans la rotation de la Terre (un tour en 23h56) qui, associé au mouvement de la Terre autour du Soleil, se traduit par une durée du jour de 24h00 (86400 secondes). Aussi, pour un observateur terrestre pour qui sa position est fixe, le mouvement apparent d'un satellite sera la combinaison du mouvement propre du satellite dans son plan orbital<sup>9</sup> et du mouvement de rotation de la Terre.

Pour analyser le phénomène, considérons un satellite héliosynchrone d'orbite NPO passant l'équateur : remarquons que, pour vérifier les conditions d'héliosynchronisme, son orbite est rétrograde (inclinaison supérieure à  $90^\circ$ ). Au bout d'une orbite (c'est à dire une centaine de minutes plus tard), il survolera un nouveau point de l'équateur. Au bout d'une journée, il aura survolé l'équateur entre 13 et 15 fois selon son altitude (puisque celle-ci impose la période). Durant son trajet, la Terre aura subi son propre mouvement de rotation qui s'effectue en 23h56. Nous allons analyser deux cas :

- Le cas du satellite ERS-1 (altitude 781 km, inclinaison de l'orbite  $98.6^\circ$ , période 100.6 mn). La figure 1.9 (figure du haut) représente une orbite du satellite ERS-1 dans le référentiel lié à la Terre. La distance sur l'équateur entre le début et la fin de cette orbite est environ 1780 km. 14 orbites plus tard, c'est à dire presque une journée (très exactement au bout de 23h20mn), ERS-1 repassera au voisinage de son premier passage (figure 1.9 bas).

8. On peut noter que Snyder a pris une altitude de 720 km pour SEASAT

9. on néglige dans ce raisonnement les effets de l'aplatissement de la Terre qui rend l'orbite non plane

— Le cas du satellite Formosat-2 (altitude 888 km, inclinaison de l'orbite 99.0°, période 102.74 mn). Son altitude a été définie pour qu'il effectue exactement 14 orbites durant une journée<sup>10</sup>. Au bout d'une journée, il repasse exactement au point initial (figure 1.10).

Le cas de Formosat-2 est exceptionnel, même s'il n'a rien d'impossible : ce choix est lié aux applications thématiques de ce satellite. On montre en effet que, pour un satellite héliosynchrone, avoir un nombre entier d'orbites par jour impose une altitude bien précise (la relation 1.11 lie période et altitude dans le cas d'une orbite idéale –la Terre étant réduite à une masse ponctuelle–). A partir de la formule 1.11, on peut établir le tableau 1.5. Notons que le seul satellite existant ayant un nombre entier d'orbite est Formosat-2.

Altitude (km)	Nombre entier d'orbites par jour	inclinaison (héliosynchronisme)	
2155	11	105.93°	Formosat-2
1674	12	102.96°	
1255	13	100.72°	
888	14	98.99°	
561	15	97.63°	
268	16	96.59°	

TABLE 1.5 – Altitudes spécifiques à des nombres entiers d'orbites par jour ainsi que les inclinaisons d'orbite pour avoir des orbites héliosynchrones. Rappelons qu'au dessous de 450 km, les effets atmosphériques perturbent sévèrement l'orbite, et qu'au dessus de 900 km, la distance à la Terre rend ces orbites peu intéressantes pour les satellites optiques.

On voit donc que dans la presque totalité des cas, un satellite NPO en orbite héliosynchrone ne repasse pas au dessus du même point au bout de 24h. Cependant, nous allons voir qu'il est possible qu'au bout d'un certain nombre de jours, ce satellite repasse effectivement au dessus du point initial : on dit que le satellite est phasé.

## 1.5.2 Cycle et phasage d'un satellite NPO héliosynchrone

### Paramétrage d'une orbite "phasée" : cycle et nombre d'orbites par cycle

Le phasage d'un satellite NPO héliosynchrone est donc sa capacité à repasser exactement sur la même orbite au bout d'un certain nombre de jours, ce nombre étant appelé cycle du satellite et noté dans ce document  $q$ . Puisque le satellite est héliosynchrone<sup>11</sup>, cela signifie que pour un observateur au nadir d'un satellite un certain jour et à une certaine heure, il sera à nouveau au nadir du satellite à la même heure  $q$  jours plus tard.

Caractérisons maintenant la période d'un tel satellite phasé, de période  $T$  et de cycle  $q$ . En notant  $T_d$  durée du jour moyen (86400 s), on a la relation

$$nT = qT_d$$

$n$  étant le nombre d'orbites effectuées durant le cycle. Dans cette expression, on prendra soin de choisir  $n$  et  $q$  premiers entre eux.

On peut alors établir le nombre d'orbites par jour :

$$p = \frac{T_d}{T}$$

grandeur a priori réelle (mais qui peut être entière comme dans le cas de Formosat-2).

Considérons maintenant le cas où ce nombre d'orbites par jour s'écrit sous forme de fraction rationnelle<sup>12</sup> :

$$p = p_0 + \frac{r}{q} \quad (1.17)$$

Alors au bout de  $q$  jours, le nombre d'orbites effectuées,  $N$ , est donné par

$$N = qp_0 + r \quad (1.18)$$

Puisque  $p$  s'exprime sous forme de fraction rationnelle, ce nombre est un entier : on a donc bien au bout de  $q$  jours le passage du satellite exactement sur la même orbite que la première orbite et  $q$  s'appelle le cycle de l'orbite.

10. voir la description du satellite Formosat-2 au paragraphe 4.4.14

11. cette caractéristique est toujours possible puisqu'elle s'obtient par un choix de l'inclinaison de l'orbite

12. choix qui peut tout simplement s'inspirer des données fournies par les agences spatiales qui écrivent –quand cela est possible– le nombre d'orbites par jour d'un satellite sous forme de fraction rationnelle.



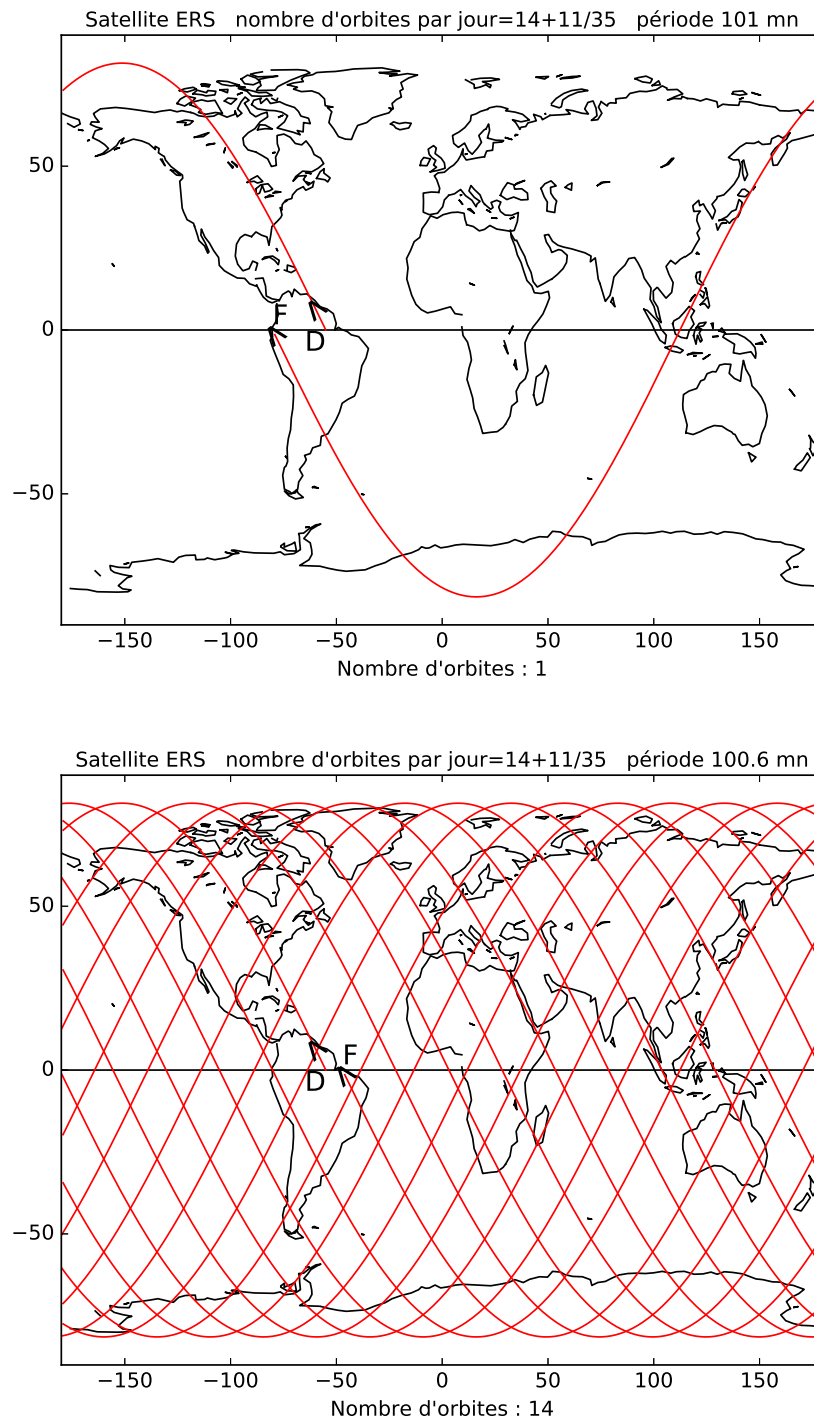


FIGURE 1.9 – En haut : Une unique orbite d'ERS-1, satellite héliosynchrone, correspondant à environ 1h40 de trajectoire. Durant cette orbite, la Terre a tourné pendant 1h40, ce qui donne sur l'équateur une distance d'environ 2780 km entre le premier passage et le second passage au nœud ascendant. En bas : 14 orbites consécutives correspondant à 23h30 de trajectoire. La Terre n'ayant tourné que sur 23h30, il y a sur l'équateur un décalage vers l'Est d'environ 880 km entre la position initiale (lettre D) et la position du dernier passage (lettre F).



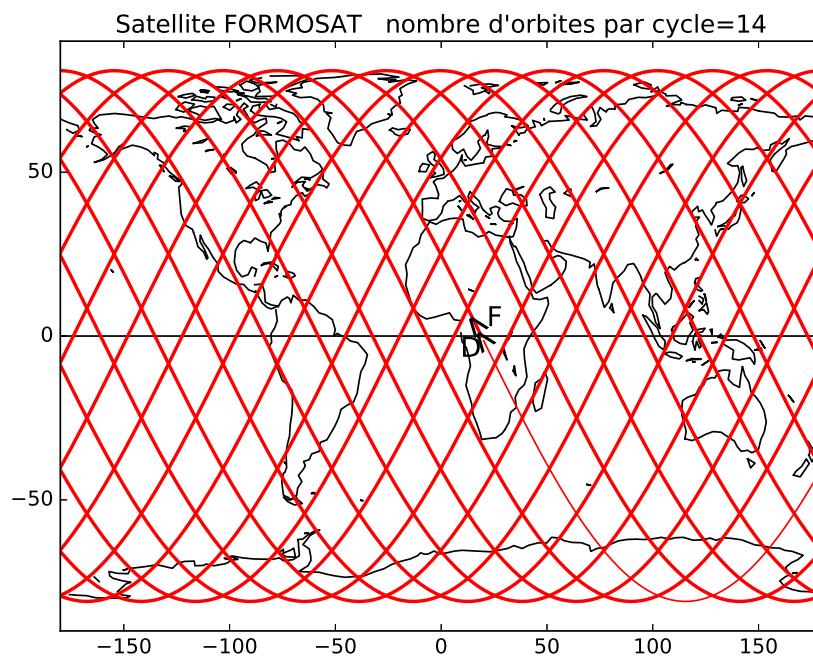


FIGURE 1.10 – Passages de Formosat-2 : 14 orbites consécutives correspondant à 24h00 de trajectoire. Au bout d'une journée (vecteur marqué **F** comme "Fin"), Formosat-2 repasse exactement sur l'orbite initiale au point initial (vecteur marqué **D** comme "début").

Mission	Altitude	Période en minutes	Orbites par jour	Cycle en jours	Orbites par cycle	Distance minimale entre orbites à l'équateur	Décalage journalier	Inclinaison de l'orbite
	$h$	$T$	$p$	$q$	$N$	$D_{min}$	$d$	$i$
Landsat-1	917 km	103.81	$13 + \frac{17}{18}$	18	251	159 km	159 km	99.1°
Formosat	888 km	102.74	14	1	14	2 857 km	0 km	98.99°
SPOT	832 km	102.01	$14 + \frac{5}{26}$	26	369	108 km	540 km	98.7°
ADEOS-2	804 km	101.05	$14 + \frac{1}{4}$	4	57	615 km	2800 km	98.64°
ERS, ENVISAT	781 km	100.60	$14 + \frac{11}{35}$	35	501	80 km	1920 km	98.52°
Landsat-4	705 km	98.9	$14 + \frac{9}{16}$	16	233	171 km	171 km	98.2°
TerraSAR-X	515 km	95.38	$15 + \frac{2}{11}$	11	167	240 km	480 km	97.4°

TABLE 1.6 – Paramètres orbitaux de quelques satellites de télédétection en orbite NPO héliosynchrone (classement par altitude décroissante).

Pour les satellites de télédétection usuels (en orbite NPO héliosynchrone), le tableau 1.6 montre que la valeur de  $p_0$  varie entre 13 et 15. Par exemple, ERS a  $14 + \frac{11}{35}$  orbites par jour : cela signifie que son cycle est de 35 jours (dénominateur de la fraction) et qu'il y a 501 orbites par cycle (formule 1.18).

On voit ainsi que pour un satellite, il existe un certain nombre de possibilités pour le choix de  $N$ ,  $p$  et  $q$ , paramètres qui imposent le choix d'une altitude donnée. On observe aussi qu'une très légère variation de l'altitude conduit alors à des modifications de ces différents paramètres : par exemple, dans le cas d'ERS, on passe d'un cycle de 3 jours à un cycle de 35 jours en modifiant l'altitude de seulement 3 km (voir 5.3).

Avoir ainsi des orbites phasées a pour conséquence qu'il existe, sur l'équateur, une distance minimale entre orbites,  $D_{min}$ , simplement donnée par le rapport de la circonférence terrestre par le nombre d'orbites par cycle. On a alors

$$D_{min} = \frac{2\pi R_T}{qp_0 + r} = \frac{40000}{qp_0 + r} \quad (1.19)$$

Dans cette relation, le chiffre de 40 000 km est une approximation pour la valeur exacte de la circonférence terrestre. Notons au passage qu'à l'équateur, la rotation de la Terre (vitesse tangentielle de  $464 \text{ ms}^{-1}$ , voir tableau 1.2) correspond à un décalage de 27.9 km à la minute.

### Pas de la trace et décalage journalier

Reprenons l'expression, sous forme d'une fraction rationnelle, du nombre d'orbites par jour pour un satellite héliosynchrone phasé (relation 1.17) :

$$p = p_0 + \frac{r}{q}$$

dans laquelle  $q$  représente le cycle de l'orbite.

Cherchons maintenant la signification de la grandeur  $r$ . Pour cela, considérons donc un satellite placé à une altitude nominale  $H$  telle que le cycle soit de 1 jour : il effectue  $p = p_0$  orbites par jour avec  $p$  entier. On considère que l'origine des orbites est sur l'équateur. En augmentant légèrement l'altitude de son orbite, il va aller moins vite et donc effectuera un nombre légèrement plus petit d'orbites par jour. A une certaine altitude (très légèrement supérieure à l'altitude d'origine), le satellite sera à nouveau phasé avec un cycle  $q$  et avec un nombre d'orbites par jour qui s'exprime comme :

$$p_0 - \frac{1}{q}$$

Illustrons ceci sur des cas de satellites réels, dont l'altitude est voisine de l'altitude 891 km, qui est une des altitudes donnant un nombre d'orbites par jour entier,  $N = p_0 = 14$  (voir le tableau 1.5). On sait que si l'on monte

(ou que l'on descend) l'orbite du satellite autour de cette altitude de référence, on rencontrera d'autres cas où le satellite sera à nouveau phasé.

Pour illustrer ces cas, étudions les satellites suivants, plus spécifiquement lorsque leur trace intersecte l'équateur :

- Formosat-2, en orbite à une altitude 891 km : son cycle est de 1 jour et il effectue 14 orbites par jour. Soit un jour de référence et une trace de référence. Au bout de 14 orbites, il repasse exactement au même endroit et à la même heure que le jour précédent (voir figure 1.10).
- Landsat 1 est à une altitude légèrement supérieure à celle de Formosat-2 : 917 km, donc, en un jour, il effectue un peu moins de 14 orbites par jour, la durée d'une orbite étant d'environ 6200 s (un petit peu plus de 103 minutes). Très exactement, son nombre d'orbite journalière est  $p = 13 + \frac{17}{18}$ . On peut aussi écrire cette relation  $p = 14 - \frac{1}{18}$ . Il lui faut donc un peu plus d'une journée pour accomplir 14 orbites : il lui manque en effet environ 344 secondes pour boucler sa dernière orbite (c'est à dire 1/18 de la durée de son orbite). Voilà pourquoi sa trace au bout de 14 orbites (que nous appellerons "trace du second jour") est juste à coté de celle du jour précédent (trace de référence), légèrement à l'Ouest puisque pendant ce petit intervalle de temps (344 secondes) la Terre a effectué une petite rotation donnant un décalage sur l'équateur d'environ 144 km (voir figure 1.11). Il est facile de voir que, dans ce cas très particulier, cette distance est la valeur  $D_{min}$  de la relation 1.19.
- Si l'on se place maintenant sur la seconde trace du jour de référence (effectuée environ 103 minutes après la trace de référence), la distance entre cette trace et la trace du second jour est de  $17 D_{min}$  à l'Est de cette seconde trace. Chaque journée verra la trace se décaler vers l'Ouest par rapport à la trace de la veille et au bout de 18 jours la trace repassera exactement sur la trace du premier jour.
- Dans le cas de SPOT-1, dont l'altitude (832 km) est plus faible que celle de Formosat-2 (891 km), le nombre d'orbite journalière est plus élevé (compris entre 14 et 15) et on a  $p = 14 + \frac{5}{26}$ , donc un cycle de 26 jours. On peut aussi écrire cette relation  $p = 15 - \frac{21}{26}$ . Dans ce cas, en faisant le même raisonnement que pour LANDSAT-1, on constate que pour boucler sa quinzième orbite, il manque du temps à SPOT-1 pour l'achever dans la journée (il manque  $\frac{21}{26}$  de la période, c'est à dire environ 82 minutes, soit une distance à l'équateur d'environ 1100 km). Aussi, la trace au bout de 15 orbites est franchement à l'Ouest de la trace de référence du premier jour, à une distance de  $21 D_{min}$  à l'Ouest de cette trace de référence. En pratique, on constate que cette trace est à une distance de  $5 D_{min}$  à l'Est de la seconde trace du premier jour, soit environ 260 km à l'équateur (voir figure 1.12).
- Enfin, dans le cas de Landsat 4, dont l'altitude (705 km) est beaucoup plus faible que celle de Formosat-2 (donc un nombre d'orbite journalière plus élevé, mais toujours compris entre 14 et 15), on a  $p = 14 + \frac{9}{16}$ , donc un cycle de 16 jours. On peut aussi écrire cette relation  $p = 15 - \frac{7}{16}$ . Dans ce cas, la trace au bout de 15 orbites à peu près équidistante des deux premières traces du jour précédent (voir figure 1.13).

Pour mieux décrire ce phénomène, on se dote de deux grandeurs complémentaires :

- le pas de la trace, qui correspond à la distance (sur un parallèle) des traces de deux orbites consécutives (voir par exemple figure 2.1). Le pas de la trace est simplement donné par la relation :

$$\text{Pas} = \frac{2\pi R_T}{p} = \frac{2\pi R_T}{p_0 + \frac{r}{q}} = q D_{min}$$

- le décalage journalier  $d$  (lié à  $r$ ) entre la première trace du jour initial et la première trace du lendemain. On a tout simplement :

$$d = (q - r) D_{min} = \left( \frac{q - r}{qp_0 + r} \right) 2\pi R_T \simeq \left( \frac{q - r}{qp_0 + r} \right) 40000 \text{ km}$$

Rappelons que l'on a comme condition  $0 < r < q$  (le cas  $r = 0$  -Formosat- correspond à un cycle de 1 jour) et  $r$  et  $q$  premiers entre eux.

Si l'on prend  $r = q - 1$  (cas de LANDSAT-1), on a bien  $d = D_{min}$ .

Si on prend  $r = 1$  (cas d'ADEOS-II), on a :

$$d_{r=1} = \left( \frac{q - 1}{qp_0 + 1} \right) 2\pi R_T = \left( \left( \frac{1}{p_0 + \frac{1}{q}} \right) - \left( \frac{1}{qp_0 + 1} \right) \right) 2\pi R_T = \text{Pas} - D_{min}$$

et on voit que, comme dans le cas de LANDSAT-1, après  $q$  jours (dont les traces sont espacées de  $D_{min}$ ), le satellite repasse sur la première trace. La différence avec le cas de LANDSAT-1 est que si l'on regarde les indices d'orbite lors du passage à l'équateur, dans le cas de LANDSAT-1 les indices sont croissants de l'est vers l'ouest, alors que dans le cas d'ADEOS-2, les indices sont croissants de l'ouest vers l'est.

La figure 1.14 reprend le cas de SPOT-1 en spécifiant le décalage journalier (entre la seconde et la 15ème orbite) et le pas de la trace (entre la première et la seconde orbite).

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



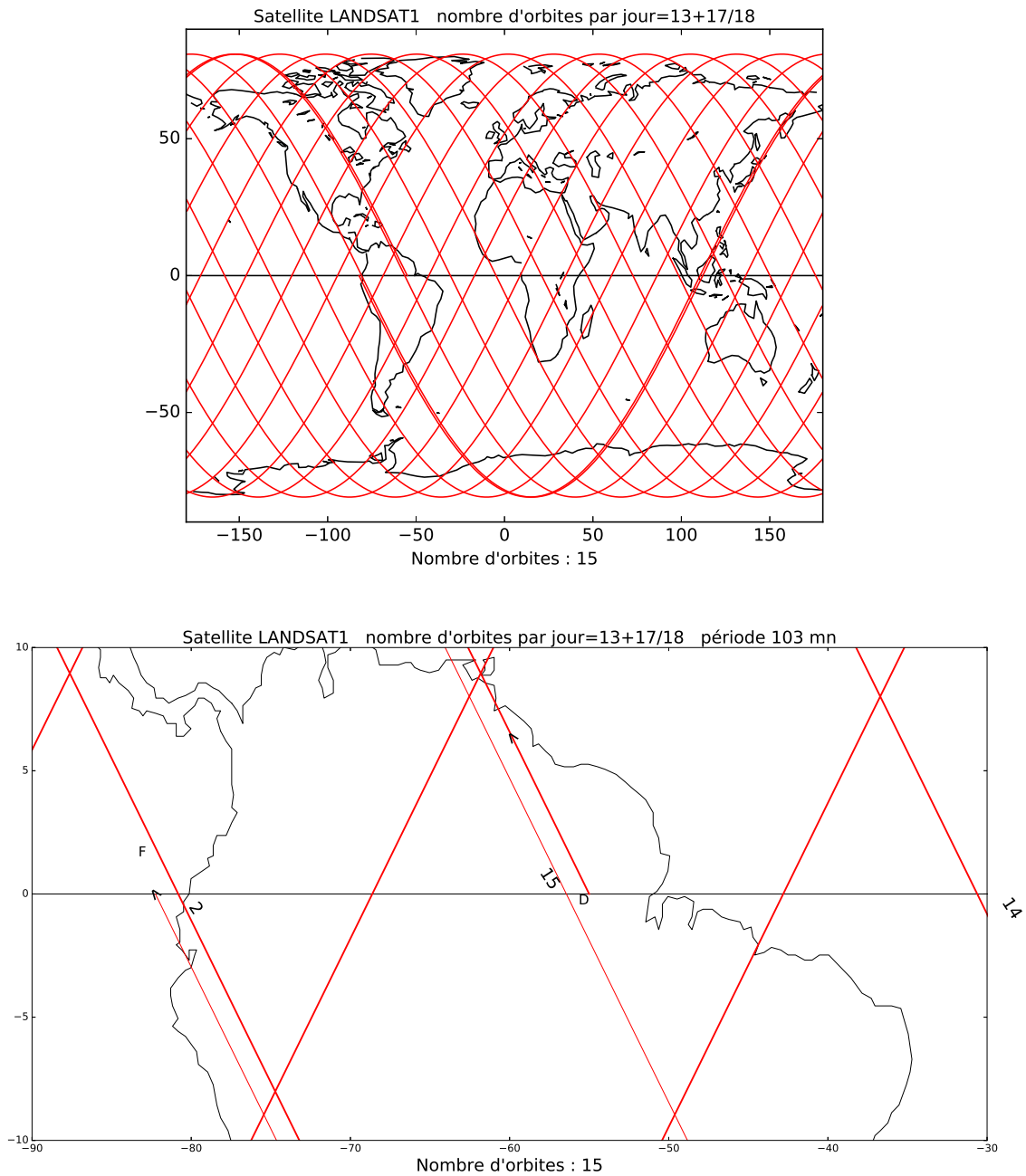


FIGURE 1.11 – Passages de Landsat 1 : 15 orbites consécutives correspondant à 25h40 de trajectoire. La 15<sup>ème</sup> orbite passe très légèrement à l'ouest de la première (environ 160 km).

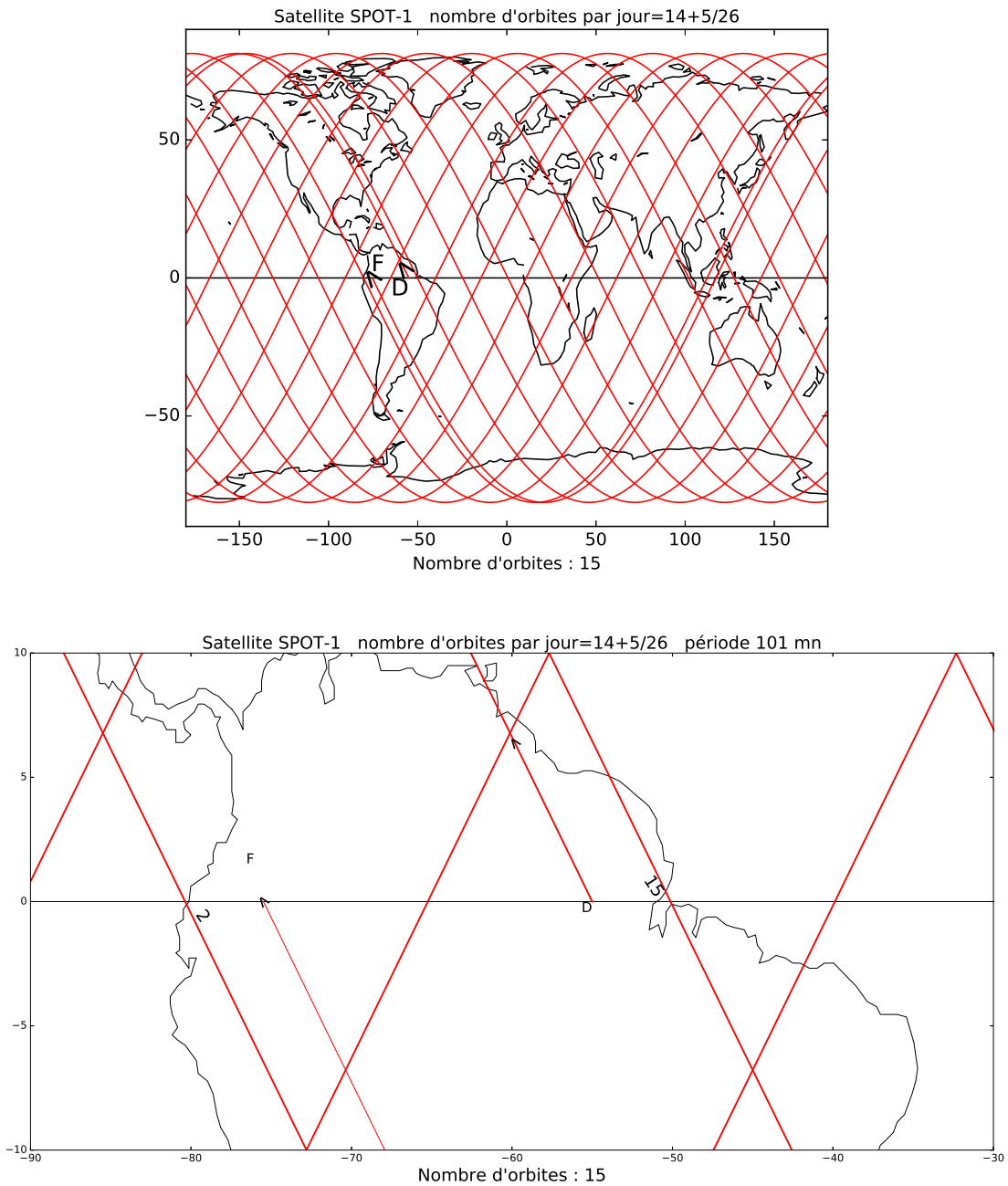


FIGURE 1.12 – Passages de SPOT-1 : 15 orbites consécutives correspondant à 25h30 de trajectoire. La 15<sup>ème</sup> orbite passe entre les deux premiers passages et plus précisément un peu à l'est de la seconde trace (environ 540 km) .

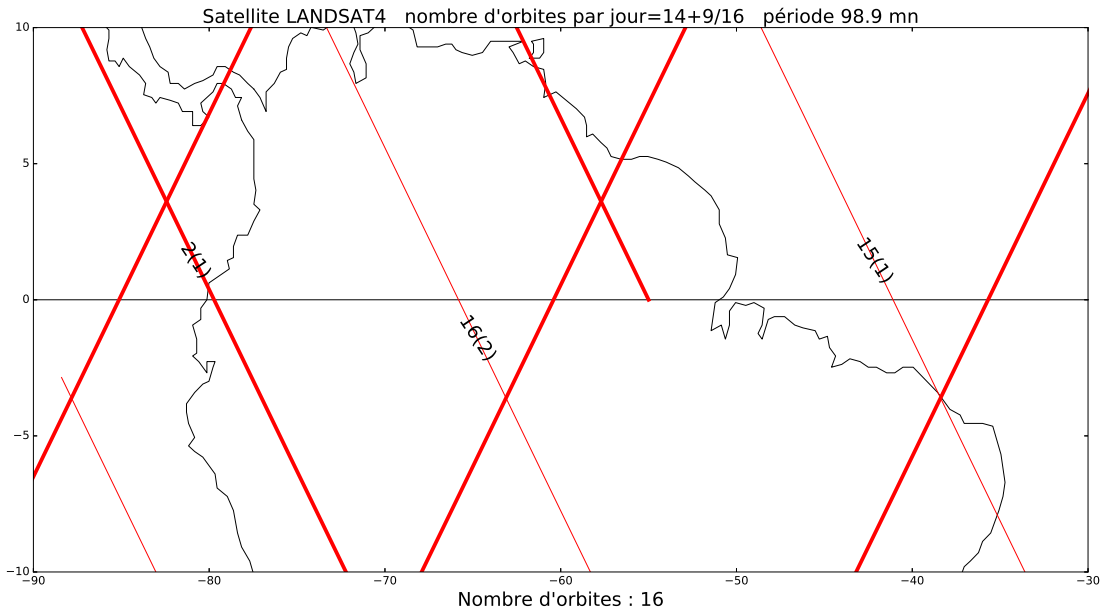


FIGURE 1.13 – Passage de LANDSAT-4 : 16 orbites consécutives au dessus de l'Amazonie (la durée totale fait donc un peu plus d'une journée). On observe que le 16<sup>ème</sup> passage se positionne entre les deux premiers passages (presque au milieu).

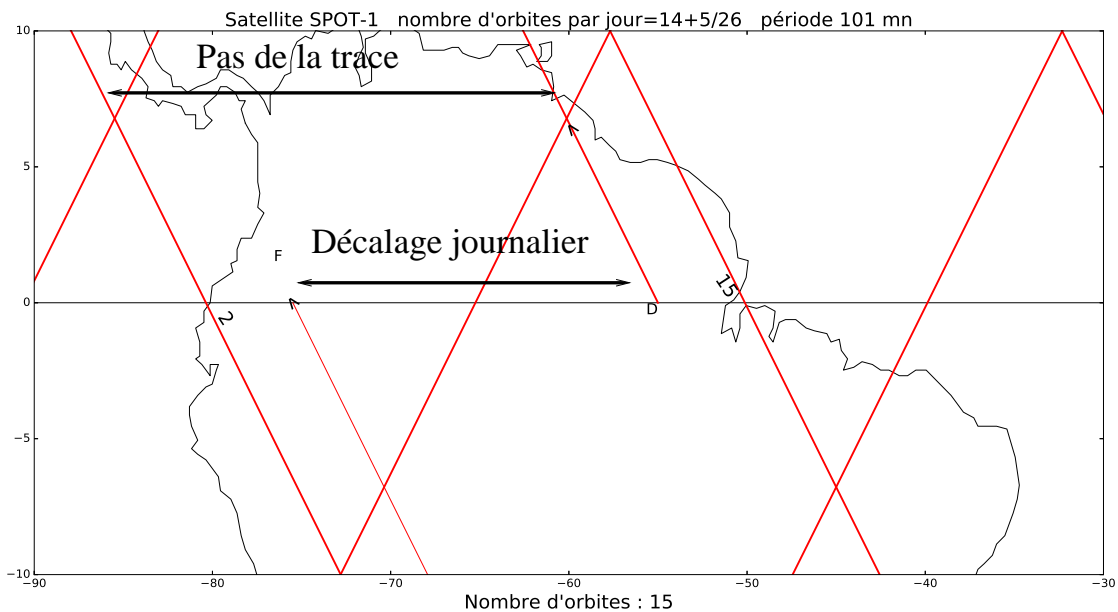


FIGURE 1.14 – Passage de SPOT-1 : 15 orbites consécutives au dessus de l'Amazonie (zoom de la figure 1.12). Sont représentés le décalage journalier (environ 540 km) et le pas de la trace (environ 2800 km). En pratique, on peut noter que le nombre d'orbite par jour de SPOT-1 est compris entre 14 et 15 et le décalage journalier n'est pas exactement le décalage au bout d'une journée, mais le décalage entre l'orbite de référence du premier jour et le premier passage à l'équateur le second jour.

## 1.6 Représenter la Terre

### 1.6.1 La Terre vu de l'espace

Dans ce chapitre dédié aux effets gravitationnels que subit en pratique tout satellite de télédétection, nous avons privilégié une représentation de la Terre vue de l'espace. Schématiquement, on peut faire les constatations suivantes :

- Vue d'une très grande distance (par exemple le Soleil), la Terre est une sphère homogène : grâce au théorème de Gauss, elle se modélise comme une masse ponctuelle pour laquelle les lois de Newton s'appliquent de manière idéale.
- En se rapprochant (par exemple la Lune), la Terre n'est plus une sphère mais un ellipsoïde dont l'aplatissement est observable. Comme la Lune a une masse notable vis à vis de celle de la Terre (1/81 de la masse de la Terre), les effets gravitationnels Terre-Lune mettent en évidence les marées (aussi bien mer que terre) : pour la Lune, la Terre n'est pas homogène.
- pour les satellites de télédétection, non seulement la Terre n'est plus une sphère, mais elle n'est plus homogène. Par exemple, au dessus des océans, la constante de gravitation locale est différente de celle au dessus des continents (encore plus si on se place au dessus de massifs montagneux).

Aussi, il est important de pouvoir se positionner par rapport à la Terre et une première représentation de la surface de la Terre est requise : celle ci se fait sous forme d'un ellipsoïde (qui prend en compte le facteur majeur de la forme de la Terre : son aplatissement). Actuellement, le choix de l'ellipsoïde du système géodésique WGS84 est un standard mondial, indispensable au bon fonctionnement des appareils GPS : c'est son ellipsoïde (dont la dénomination est "IAG GRS 80") qui sera principalement utilisé dans la suite de ce document.

Une grande difficulté d'un système de référence adaptée à la structure de la Terre vient du mouvement de l'axe de rotation de la Terre ainsi que des mouvements des plaques continentales : ces derniers sont tout à fait mesurables si on analyse l'évolution des données GPS dans le temps : par exemple, au Canada, on mesure un soulèvement de l'ordre de 10 mm/an dans le secteur de la baie d'Hudson dû aux effets du rebond post glaciaire. Aussi il est requis pour analyser la position d'un point sur la Terre d'avoir le mouvement dans le temps de ce point. Bien entendu, ces précisions sortent totalement du cadre de ce document dédié à l'imagerie satellitaire, mais sont indispensables pour comprendre ce que sont les Systèmes de Références Terrestres et comment gérer le géoréférencement des données, qui sera toujours relatif à un Système de Référence Terrestre donné<sup>13</sup>.

Pour se positionner par rapport à la Terre, on définit un Système de Référence Terrestre (SRT) par :

- l'origine O, qui est un point proche du centre de gravité de la Terre
- un axe OZ, qui est proche de l'axe de rotation de la Terre
- le plan de l'équateur OXY
- un plan méridien origine (méridien de Greenwich, un standard international depuis 1884)
- la vitesse de déplacement de points de repères

Un SRT est également appelé Système de Référence Géodésique ou *Terrestrial Reference System*.

Dans un SRT, tout point est repéré par un triplet (X, Y, Z) qui représente les coordonnées cartésiennes géocentriques tridimensionnelles.

Outre le fait qu'elle ne soit pas sphérique, la Terre n'est pas homogène : localement la valeur de l'accélération de la pesanteur  $g$  varie<sup>14</sup>, ce phénomène étant dû aux anomalies gravimétriques de la Terre. Aussi, de même que l'on a choisit en première approximation de la forme de la Terre un ellipsoïde, on définit le géoïde qui est une équipotentielle du champ de pesanteur (cela correspond à la surface de la mer si la mer recouvrait toute la Terre). Il faut noter que l'orbite d'un satellite appartient à un unique géoïde : une mesure fine de ses positions permet donc de remonter aux variations du champ de pesanteur<sup>15</sup>. Expérimentalement on observe que la distance du géoïde à un ellipsoïde (par exemple celui du WGS84) est de l'ordre de  $\pm 100$  m. La précision du modèle est de l'ordre du mm (la résolution est de l'ordre de la centaine de km).

A l'heure actuelle, le géoïde de référence est le EGM2008<sup>17</sup>) qui donne les hauteurs entre le géoïde et l'ellipsoïde de référence. La grille actuelle est de  $1' \times 1'$  (une seconde d'arc à l'équateur correspond environ à 30m); le fichier descripteur est de l'ordre de 5 gigaoctets. Il permet en tout point du globe de connaître la différence entre

13. Nous verrons qu'actuellement les données images actuellement commercialisées sont en général géoréférencées dans un système unique : l'"Elevation 30" d'Airbus.

14. indépendamment des variations liées à l'aplatissement et à la rotation de la Terre

15. Ce travail d'analyse approfondi des altitudes mesurées à partir d'un satellite a débuté avec la mission Topex-Poseidon(1992), dont la pérennité, assurée avec les missions Jason-1 (2001), Envisat(2002), Jason-2 (2008) et Saral-Altika (2013), sera assurée avec le lancement de SWOT (Surface Water Ocean Topography Mission)<sup>16</sup> en 2021. En 2002, la mission GRACE (Gravity Recovery And Climate Experiment) –deux satellites sur la même orbite polaire (altitude 500 km) à environ 220 km de distance– a permis des analyses très fines du géoïde.

17. produit par le NGA (*National Geospatial-Intelligence Agency*)

l'altitude ellipsoïdale et le niveau moyen des mers (MSL : *Mean Sea Level*). Il est construit à partir de l'équation 1.13 dans laquelle le degré  $n$  du développement en harmonique sphérique est limité à la valeur 2160, ce qui donne au total près de 5 millions de coefficients.

### 1.6.2 La Terre vue du sol terrestre : SRT et ellipsoïde

Un point  $P$  situé à la surface de la Terre peut se représenter de deux manières dans un SRT :

- par ses coordonnées  $(X, Y, Z)$  dans le repère cartésien géocentrique ;
- par ses coordonnées curvilignes, appelées coordonnées géographiques : longitude et latitude, auxquelles est associé l'altitude géodésique  $h$ , appelée aussi hauteur ellipsoïdale, c'est à dire la distance entre le point  $P$  et l'ellipsoïde mesurée sur une normale au plan tangent à l'ellipsoïde.

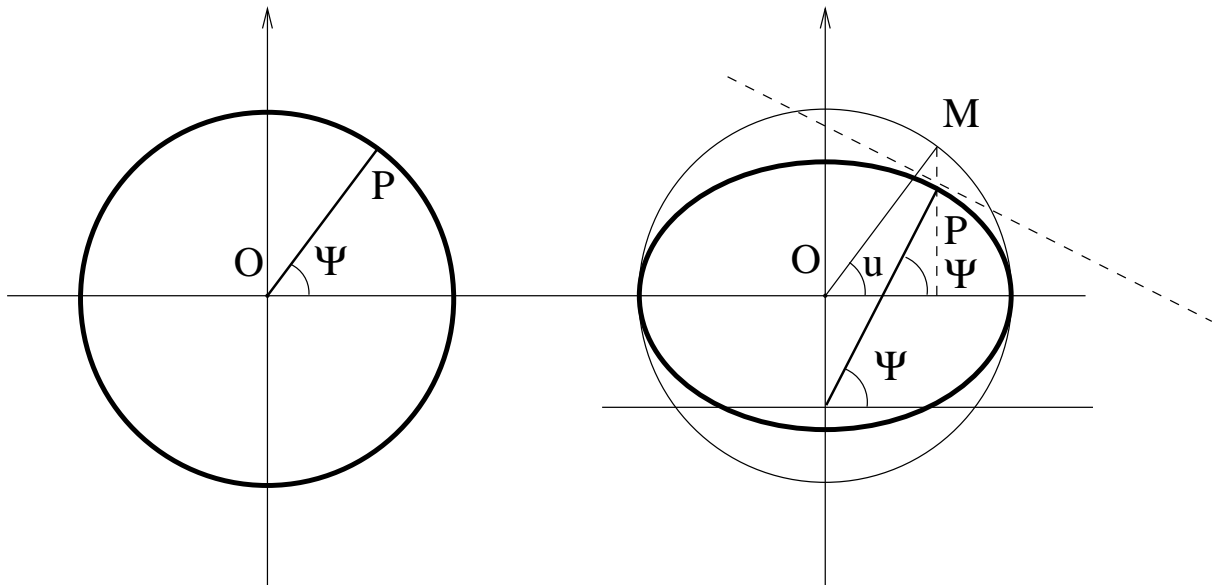


FIGURE 1.15 – A gauche : sur la sphère, le point  $P$  est repéré par sa latitude, c'est à dire l'angle  $\Psi$  entre le plan équatorial et la direction  $OP$ . A droite : pour un point  $P$  situé sur un ellipsoïde, on peut lui associer un unique point  $M$  appartenant à la sphère à partir de laquelle l'ellipsoïde est construit. La "latitude paramétrique" est alors donnée par la latitude de ce point  $M$ . Est appelé "latitude" l'angle  $\Psi$  défini par la normale au plan tangent de l'ellipsoïde au point  $P$  et par le plan équatorial.

Un ellipsoïde de révolution de la Terre est en pratique une sphère aplatie aux pôles : sa définition ne fait intervenir que deux grandeurs (par exemple, le rayon dans le plan équatorial et l'aplatissement). La principale difficulté va venir de la notion de latitude, notion unique pour une sphère, mais plus complexe pour un ellipsoïde.

- Pour un point  $P$  situé sur une sphère de centre  $O$ , la latitude est simplement donné par l'angle formé entre le plan équatorial et la direction  $OP$  (figure 1.15 gauche).
- Pour un point  $P$  situé sur un ellipsoïde de centre  $O$ , il y a deux manières de caractériser sa position (figure 1.15 droite) :
  - En considérant que ce point  $P$  est la projection d'un point  $M$  situé sur la sphère initiale : on considère alors la latitude du point  $M$  (correctement définie puisque ce point est sur une sphère) et on parle alors de latitude paramétrique.
  - En considérant la verticale locale à l'ellipsoïde. Celle-ci forme un certain angle avec le plan équatorial et c'est cet angle que l'on appelle simplement latitude, notée dans ce document  $\Psi$ . C'est cet angle  $\Psi$  qu'un observateur situé sur la Terre est capable de mesurer puisqu'un simple fil à plomb lui donne la verticale locale, donc le plan tangent.

Passer d'un système à un autre se fait sans problème (voir le site <http://geodesie.ign.fr/>, qui fournit formules et codes informatiques) :

- Il existe des formules de passage entre coordonnées cartésiennes et coordonnées géographiques : pour un point  $(X, Y, Z)$ , et connaissant l'ellipsoïde de référence ( $a$  demi grand axe,  $e$  excentricité), on calcule d'abord :

$$f = 1 - \sqrt{1 - e^2}$$



$$R = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2}$$

$$\mu = \operatorname{atan}\left(\frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}}\left(1 - f + \frac{e^2 a}{R}\right)\right)$$

et on obtient le triplet recherché  $(\lambda, \Psi, h)$  :

$$\lambda = \operatorname{atan2}(Y, X)$$

$$\Psi = \operatorname{atan}\left(\frac{Z(1 - f) + e^2 a \sin^3 \mu}{(1 - f)(\sqrt{X^2 + Y^2} - e^2 a \cos^3 \mu)}\right)$$

$$h = \sqrt{X^2 + Y^2} \cos \Psi + Z \sin \Psi - a \sqrt{1 - e^2 \sin^2 \Psi}$$

Dans ces relations,  $h$  représente l'altitude ellipsoïdale.

- il existe des formules de passage entre coordonnées géographiques et coordonnées cartésiennes : pour un point  $(\lambda, \Psi, h)$ ,  $h$  étant l'altitude ellipsoïdale) et connaissant l'ellipsoïde de référence ( $a$  demi grand axe,  $e$  excentricité), on calcule d'abord :

$$W = \sqrt{1 - e^2 \sin^2 \Psi}$$

$$N = \frac{a}{W}$$

et on obtient le triplet  $(X, Y, Z)$  :

$$X = (N + h) \cos \Psi \cos \lambda$$

$$Y = (N + h) \cos \Psi \sin \lambda$$

$$Z = (N(1 - e^2) + h) \sin \Psi$$

Ces valeurs, coordonnées géographiques  $(\lambda, \Psi, h)$  et cartésiennes  $(X, Y, Z)$ , dépendent du système de coordonnées (choix de l'ellipsoïde par exemple). Il est possible d'envisager directement un changement de coordonnées si l'on change de système :

- Le changement de coordonnées cartésiennes est une simple similitude 3D à 7 paramètres (les ellipsoïdes sont au final assez proches).
- Le changement de coordonnées géographiques, donné par les formules dites de Molodensky, est plus complexe car ce sont des expressions sous forme de développements limités. L'ordre influe de plus sur la précision.

Rappelons que dans ces représentations,  $h$  est l'altitude ellipsoïdale et ne correspond pas à la notion d'altitude habituelle (celle des cartes). On peut toutefois noter que si l'on compare localement deux altitudes ellipsoïdales, leur différence est très proche de la différence des altitudes.

### 1.6.3 La Terre vue du sol terrestre : géodésie, Système de Référence Verticale (SRV) et référentiel géodésique

L'IGN définit la géodésie comme l'étude des formes et des dimensions de la Terre, de sa rotation dans l'espace, et de son champ de pesanteur. C'est dans ce cadre qu'il sera possible de passer des coordonnées cartésiennes  $(X, Y, Z)$  ou géographique  $(\lambda, \Psi, h)$  à des grandeurs localement mesurables par des opérateurs au sol, et en particulier l'altitude au sens habituel du terme, mesurable par exemple par une différence de pression atmosphérique calculée à partir d'un point de référence (altitude 0).

Pour un observateur terrestre, la surface de référence est le géoïde (équipotentielle du champ de gravitation) et c'est la verticale locale au géoïde qui permettra de définir l'altitude. En simplifiant le problème, on peut remarquer qu'il existe une certaine distance entre géoïde et ellipsoïde : on l'appelle hauteur du géoïde (elle apparaît aussi sous le nom d'ondulation). Un point en altitude sera défini par sa hauteur orthométrique (que l'on confondra dans ce document avec l'altitude usuelle<sup>18</sup>). L'altitude ellipsoïdale du paragraphe précédent est la somme de ces deux grandeurs (figure 1.16).

L'altitude est donc, de manière approchée, la distance entre le point et le géoïde. Son utilisation requiert un Système de Référence Verticale (SRV). Pour définir un SRV, on choisit un "point fondamental" qui sera doté d'une altitude conventionnelle.

Ce choix d'altitude peut se faire de deux manières différentes :

18. La nuance vient de ce que les pentes d'un géoïde ne sont pas parallèles à l'ellipsoïde de référence.

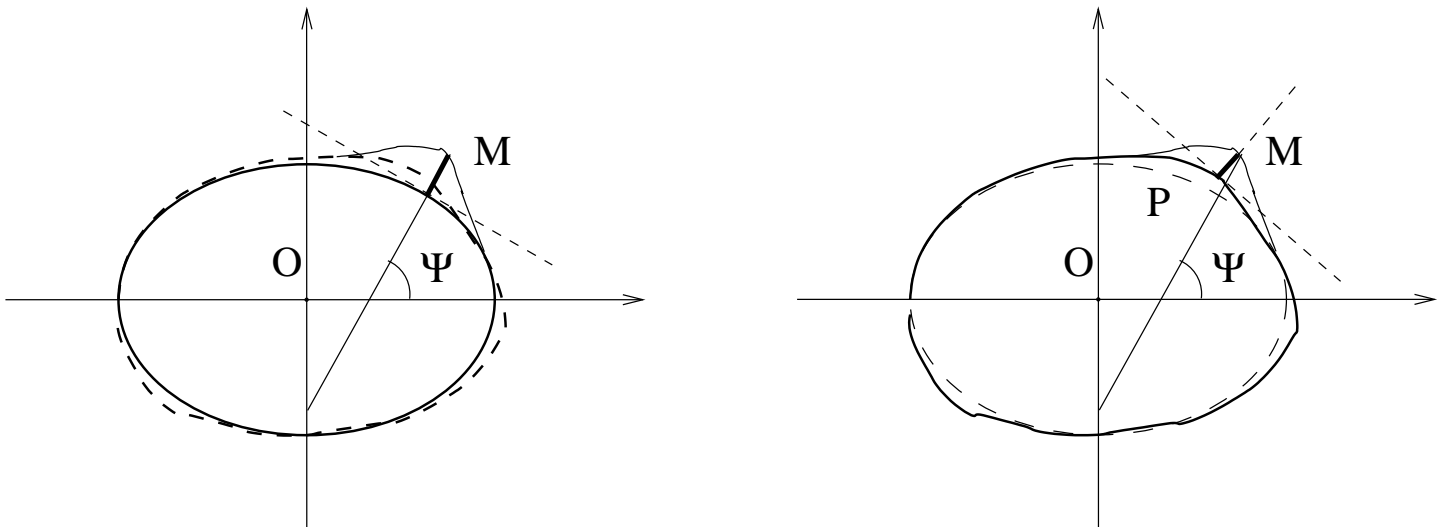


FIGURE 1.16 – A gauche : la Terre caractérisée par son ellipsoïde. Son géoïde est en traits pointillés. La surface de la Terre présente une certaine altitude au point **M**. En la mesurant sur la normale à l'ellipsoïde, on obtient l'altitude ellipsoïdale. A droite : la Terre caractérisée par son géoïde (en traits gras). Son ellipsoïde est en traits pointillés. La surface de la Terre présente une certaine altitude au point **M**. En la mesurant sur la normale au géoïde, on obtient la hauteur orthométrique.

- régionale. Par exemple, en France, c'est le marégraphe de Marseille qui sert de référence pour le niveau 0. C'est à partir d'un SRV que l'on définit les altitudes des point au sol, ce qui nécessite des points de référence mesurés depuis le sol : tout ceci permettra d'accéder à un référentiel géodésique.
- globale. Ceci peut s'envisager à l'aide d'une valeur zéro pour le niveau de la mer sur toute la Terre, ce qui donne le NMM (Niveau Moyen de la Mer) et donc une topographie de la surface des océans. On peut aussi définir un géoïde de référence à partir des analyses microgravimétriques par satellite : le modèle le plus connu est l'EGM2008 (Earth Gravitational Model) du NGA (voir page 30).

### 1.6.4 Un SRT global : le WGS84

Le plus utilisé des Système de Référence Terrestre est le WGS84 (World Geodetic System), principalement parce que c'est celui qui est utilisé en localisation par GPS.

A coté d'un ellipsoïde (IAG GRS 80, improprement dénommé WGS84), il associe un ensemble de points de référence sur la surface du globe établi par le système TRANSIT (ancêtre du GPS) et une date de référence pour les mouvements de la croute terrestre (le 1 janvier 1997).

Notons qu'il existe aussi un SRT international : l'ITRS (International Terrestrial Reference System) géré par l'IERS (International Earth Rotation and Reference Systems). Il utilise en particulier le système DORIS (voir paragraphe 2.5.1) pour suivre dans le temps le mouvement des points au sol.

### 1.6.5 Un modèle régional : le réseau géodésique français RGF93

Le réseau géodésique français (RGF93)<sup>19</sup> se réfère à un ellipsoïde de référence ("IAG GRS 80", c'est à dire celui du WGS84) et est constitué d'un certain nombre de sites définis par leur coordonnées tridimensionnelles<sup>20</sup>. Ceci nécessite d'avoir une référence verticale : c'est le NGF (Nivellement Général de la France), dont une version la plus exacte possible est destiné à un usage scientifique (NIREF : Nivellement de Référence Français). Ceci permet la représentation locale du géoïde puisque cela conduit à pouvoir construire le réseau français de référence gravimétrique, une fois choisi une origine des altitudes. Notons qu'à l'heure actuelle, la précision des mesures permet de suivre les mouvements liés à la tectonique des plaques (quelques centimètres de mouvement par an) et il est important de s'en affranchir pour des mesures de cadastres par exemple. L'exactitude horizontale du RGF93 est comprise entre 1cm et 2cm ; son exactitude verticale est comprise entre 2cm et 5cm.

19. un réseau géodésique est un ensemble de points terrestres dont on connait le plus parfaitement possible les positions relatives.

20. Un premier réseau, RRF, de 23 sites répartis sur l'ensemble de la France métropolitaine, associés à 1032 sites, RBF, uniformément répartis tous les 25 kilomètres et enfin un réseau de détails, RDF, comportant environ 75000 sites.

Il faut noter que le RGF93 est le système légal de référence en France depuis le décret du 26 décembre 2000. Son usage est exclusif à compter du 3 mars 2009 pour les échanges de données géoréférencées dans la sphère publique au sens large. C'est une véritable révolution dans les outils topographiques qui sont ainsi passés de systèmes dits locaux (de la triangulation de Cassini à la NTF –Nouvelle Triangulation de la France–, appelée parfois système Lambert) à des systèmes spatiaux en adéquation avec les données GPS obtenues par des satellites.

## La France et ses représentations cartographiques

Passer des coordonnées géographiques à des coordonnées planes (les cartes) est alors un travail redoutable car il faut, à un réseau géodésique donné, associer une projection plane pour obtenir les coordonnées planes (appelées aussi coordonnées en projection ou coordonnées cartographiques). Cette transformation est d'ailleurs intégrée au réseau géodésique.

Au RGF93 est ainsi associé une projection de type conique<sup>21</sup> : la projection Lambert-93<sup>22</sup>. Les unités sont le mètre en distance et le DGM (degré minute seconde) en angle. Les deux parallèles définissant les sécantes sont le parallèle 44° et le parallèle 49°. La longitude origine est 3° Est et la latitude origine 46°30' (entre Moulins et Montluçon). Les formules de passage et des outils en ligne de conversion (ainsi que dans certains cas les codes associés) sont sur le site de l'IGN.

Cependant, il apparaît que des données cartographiques de la France peuvent être nécessaires pour traiter des données satellitaires d'origine non française. Dans ce cas le référentiel géodésique est le WGS84 et la projection est de la famille des UTM, c'est à dire une projection conforme de la Terre "Transverse Universelle de Mercator". C'est une projection cylindrique avec des cylindres dont les axes appartiennent au plan équatorial : ils sont donc caractérisés par des méridiens. Sur l'équateur, il y a ainsi 60 méridiens de référence, régulièrement espacés de 6° : le méridien de Greenwich est la frontière entre UTM-30 et UTM-31. Eu égard à certains pays (Islande), cet espacement régulier pour les hautes latitudes n'est parfois pas respecté. Le système est rectangulaire et l'unité de distance est le kilomètre. La France est localisé sur trois fuseaux : UTM-30 (entre -6° et 0°), UTM-31 (entre 0° et 6°) et UTM-32 (entre 6° et 12°). A l'intérieur d'un fuseau, on délimite éventuellement des zones par des lettres (de A à M pour l'hémisphère sud et de N à Z pour l'hémisphère nord) : la France est ainsi répartie sur les lettres T et U (S pour la Corse).

Comme pour le RGF93, on trouve un certain nombre de documents donnant les formules de passage ainsi que des outils en ligne de conversion.

### 1.6.6 La Terre et sa surface : les MNT (Modèle Numérique de Terrain)

En tout point du globe, dans de multiples applications, il peut être important de connaître l'altitude, voire le sursol par rapport à la surface. Naguère cette mesure se faisait sur le terrain (triangulation), voire par exploitation de paires stéréoscopiques d'images aériennes (analysées autrefois avec un remarquable appareil analogique : le stereostituteur).

Actuellement, grâce aux données acquises par divers satellites, on dispose de deux sources d'information pour traiter la notion d'altitude :

- les MNT (Modèle Numérique de Terrain), appelés aussi DTM (*Digital Terrain Model*), correspondant à l'altitude du sol en tout point de la Terre.
- les MNE (Modèle Numérique d'élévation), appelés aussi DEM (*Digital Elevation Model*), correspondant à l'altitude du sursol en tout point de la Terre. Ils placent leurs valeurs au niveau de la canopée (sommet des arbres) ou sur le toit des immeubles.

Il existe actuellement des MNE/DEM gratuits sur la totalité du globe (ou presque), qui prennent en général comme référence le système WGS84.

- Le plus classique est le MNE "SRTM" obtenu par interférométrie grâce à la mission STS-99 de la navette spatiale (voir le paragraphe 5.2.4) et existant en trois formats différents :
  - SRTM30 : résolution de 30 secondes d'arc (926 m à l'Équateur)
  - SRTM3 : résolution de trois secondes d'arc (93 m à l'Équateur)
  - SRTM1 : résolution d'une seconde d'arc (31 m à l'équateur), dont la couverture mondiale n'est assurée que depuis 2014 (accord des USA).

Construits par interférométrie radar, ce sont des MNE/DEM car les ondes radar utilisées dans cette mission (bande C) ne pénètrent pas dans le feuillage des arbres.

21. plus précisément "Conique Conforme directe sécante"

22. Le précédent référentiel géodésique français NTF associait à l'ellipsoïde de Clarke 4 projections Lambert : Lambert I Nord, Lambert II Centre, Lambert III sud et Lambert VI Corse.

- On dispose aussi d'une autre couverture mondiale gratuite : le MNE ASTER, obtenu par des données optiques du capteur ASTER sur le satellite Terra (voir le paragraphe 4.3.3. La maille au sol est de 30mx30m. Là aussi, les données optiques utilisées ne visualisent que le sommet des arbres.

D'autres données payantes existent, comme celles obtenues avec le capteur SPOT5-HRS.

L'amélioration de la résolution et du positionnement des capteurs mène à l'heure actuelle à la mise à disposition (payante) de MNE de plus en plus précis. Un des plus spectaculaires est le WorldDEM diffusé par Airbus (pixels de 12mx12m) construit grâce à la paire de satellite radar TSX/TandemX du DLR (voir 5.3.3).

Notons aussi l'utilisation de SPOT-6 et SPOT-7 pour la génération d'un MNT de haute précision obtenu par stereo ou tri-stereo : la précision en XY est de 2m, celle en z est de 3m.

Les "vrais" MNT nécessitent d'utiliser des données Lidar. La mission Icesat-2, prévue en 2018, devrait permettre de calculer la hauteur de la canopée et ainsi construire un MNT spatial à partir d'un MNT spatial sur certaines régions du globe.

Connaissant sol et sursol, il est alors possible de proposer des MNS (Modèle Numérique de Surface), qui donne le sursol.

Enfin il faut noter qu'à la notion de MNE est actuellement associé un produit : le "référentiel géographique 3D" comme le produit commercial "Elevation 30" d'Airbus dont le MNE (SRTM), construit par imagerie satellitaire, est amélioré par l'utilisation de points de contrôle (utilisation de l'altimètre d'ICESAT). Les points sont compatibles GPS avec une précision meilleure que 10m. C'est sur ce produit que sont géoréférencées un très grand nombre d'images satellitaires passées et actuelles : Pléiades, la famille SPOT, FORMOSAT-2, la constellation DMC, WorldView-1 à -3, QuickBird, IKONOS, Kompsat-2, TerraSAR-X, GeoEye, Landsat, Radarsat, Envisat, ... (voir par exemple le paragraphe 3.6.1 dans le cas Pléiades). La projection est fourni, selon le souhait de l'utilisateur, en WGS84 Geo ou UTM. La référence verticale est l'EGM2008.



## Chapitre 2

# Généralités sur les satellites de télédétection



## 2.1 La télédétection civile

### 2.1.1 Les besoins en télédétection civile

Avant de parler des satellites de télédétection et de leurs capteurs, il peut être fructueux d'analyser les thématiques justifiant leurs mises en orbite. Si historiquement le premier satellite de télédétection civil fut en 1964 Nimbus 1 (satellite météorologique), le besoin de la communauté civile de données satellitaires a depuis véritablement explosé, entrant même dans la vie de tous les jours de l'internaute moderne avec des produits comme Google Earth ou le géoportail de l'IGN.

Ces besoins sont divers et variés et on peut les appréhender en se penchant sur une analyse effectuée au début des années 2000<sup>1</sup> en prévision des spécifications du programme ORFEO<sup>2</sup> conçu autour de plusieurs systèmes d'observation haute résolution<sup>3</sup> (tant radar qu'optique). Pour répondre à l'ensemble des besoins analysés, une dizaine de capteurs potentiels ont ainsi été mis en évidence : ceux-ci sont décrits dans le tableau 2.1.

Capteur	Résolution m	Fauchée km	Bandes (polarisations)	Revisite jours	Applications
Champ large	2-5	40-100	3-4	3-7	Cartographie, Géologie, Agriculture Forêts, Hydrologie
Optique HR	≤ 1	10-30	3-4	1-2	Cartographie, Risques Forêts, Géologie
Superbande	3-10	100-300	6-20	1-2	Agriculture Forêts, Géologie
Hyperbande	5-20	50-300	30-200	2-7	Géologie
Thermique	1-40	100	AD	< 1	Feux de forêts, Géologie Océan
RSO C	2-4	50-300	1-2	1-5	Géologie, Océan, Hydrologie Géologie
RSO X	1-5	10-300	1-4	< 1	Hydrologie, Forêts Océan
RSO L	2-10	50-100	1-4	1-7	Géologie, Forêts, Hydrologie Océan
RSO P	5-10	70-100	1-4	1-7	Hydrologie, Géologie, Forêts
Roue Interférométrique	1-5	70-100	NA	NA	MNT pour cartographie Risques, Hydrologie

TABLE 2.1 – Analyse des besoins du système ORFEO

Il est important de noter que l'un des paramètres analysés est le temps de revisite, essentiel en télédétection, qui est directement lié à l'agilité du capteur, concept qui est apparu avec le satellite SPOT-1 et qui, pour un choix d'orbite donné, permet de s'affranchir du cycle, parfois trop grand pour des applications thématiques données (le cycle de SPOT-1 – voir tableau 1.6 – est de 26 jours, ce qui est beaucoup trop élevé pour certaines thématiques).

A coté de ces systèmes haute résolution dont les besoins sont précisés au tableau 2.1, les imageurs grand champs ont un rôle essentiel dans des domaines comme la météorologie : les échelles des phénomènes à observer étant largement kilométrique, on privilégie alors la répétition des acquisitions dans le temps au détriment d'une bonne résolution. Ainsi les capteurs géostationnaires météorologiques fournissent une image tous les quart d'heures à une résolution kilométrique, ce qui correspond bien aux besoins actuels de la météorologie.

### 2.1.2 Les satellites de télédétection civile

Le premier satellite de télédétection civile (hors satellite météorologique) a été Landsat 1 (1972), capteur optique (visible et infrarouge) de résolution décimétrique : à cette époque il y avait environ 400 satellites de reconnaissance militaire qui avaient été lancés tant par les USA que par l'URSS. Le tableau A.1 de l'annexe A (d'après [9] pour les données antérieures à 1997) donne des statistiques concernant les années 1960-2008 (voir la totalité de l'annexe A pour les données détaillées 1997-2017).

1. Il y a eu ainsi dans ce contexte, outre un atelier "très haute résolution spatiale", deux groupes de travail méthodologiques concernant l'imagerie 2-D et l'imagerie 3D.

2. qui sera analysé au paragraphe 4.4.3 et qui au final n'aura que deux composantes : deux capteurs optiques et quatre capteurs radar

3. c'est à dire dans le domaine métrique

Les chiffres de cette annexe illustrent bien les avancées technologiques majeures (comme l'utilisation de barrettes CCD remplaçant les films<sup>4</sup>, ou l'apparition des radars militaires comme le Lacrosse), ainsi que la fin de la guerre froide et l'éclatement de l'URSS. Ils montrent aussi comment a pu opérer un certain transfert technologique entre le monde des satellites militaires et le monde des satellites civils, ce qui a permis la mise sur pied de programmes ambitieux de télédétection civile à des coûts néanmoins raisonnables.

Par ailleurs, on voit apparaître dès les années 90, au fur et à mesure des divers lancements des capteurs SPOT<sup>5</sup>, la notion de constellation visant à améliorer la disponibilité de données sur la Terre à des fins de surveillance civile. Le milieu de la décennie 2000 a vu, en un unique lancement, la mise en orbite des 5 satellites RapidEye dont la conception repose sur l'utilisation de 5 satellites optiques identiques, assurant une couverture quasi journalière de la Terre.

L'étape suivante a consisté à utiliser dans une constellation des capteurs de modalités différentes : la première à avoir été mise en place est la constellation ORFEO (Optical and Radar Federated Earth Observation) associant deux satellites optiques (les capteurs optiques Pléiades, placés sur une première orbite), et quatre capteurs radar (les CSK –Cosmo-Skymed– placés sur une seconde orbite)<sup>6</sup>. Avec une constellation de type ORFEO, un suivi journalier de la Terre est possible, ce qui permet en particulier une utilisation privilégiée de ses données en cas de catastrophe majeure.

Associée au concept de microsattellites (quelques kilogrammes), cette notion de constellation a été totalement bouleversée en 2014 par le concept des "Flocks" de Planet Labs (voir paragraphe 4.8.1 page 136), suffisamment petit et léger pour être pris en charge en complément d'une charge plus lourde lors d'un lancement conventionnel. Par exemple, en 2017, ce ne sont pas moins de 88 satellites qui ont été mis en orbite en un seul lancement, en complément d'un satellite plus gros et conventionnel. La constellation comporte alors plusieurs centaines de microsattellites, la redondance palliant aux problèmes de fiabilité. On peut alors parler d'"hyper-constellations".

Enfin, notons un aspect essentiel des données en imagerie satellitaire civile : celle de programmation d'acquisitions et de catalogue de données. En effet, grâce aux relations spécifiques à l'orbitographie, on connaît à tout instant la position d'un satellite et on peut surtout en prédire les positions futures. Les agences spatiales ont tiré profit de cette connaissance de l'orbite d'un satellite pour proposer des capteurs pour lesquels on peut connaître à l'avance les dates et heures d'acquisition, et, bien entendu, les dates des acquisitions passées. Il est alors possible de mener à bien des traitements de type "suivi de l'évolution temporelle" ou "détection de changements" d'autant plus efficaces que les données sont nombreuses et avec un espacement temporel le plus petit possible. Dans la majorité des cas, les données sont acquises sur demande : il faut alors solliciter auprès des agences spatiales la programmation des données<sup>7</sup> aux dates souhaitées<sup>8</sup>, ce que permet cette notion de catalogue. Cependant, il faut noter que les Sentinel-1 et Sentinel-2 du programme Copernicus de l'ESA font des acquisitions systématiques en tout point des zones émergées de la Terre et offrent une mise à disposition gratuite des données sur le web.

## 2.2 Généralités sur les satellites imageurs

### 2.2.1 Choix des capteurs

Obtenir des images de la Terre nécessite d'effectuer des choix et des priorités.

Tout d'abord le capteur : choix d'un capteur passif (dans le domaine du visible ou de l'infrarouge) ou d'un capteur radar (ondes centimétriques). Chaque type de capteur a ses qualités et ses défauts (par exemple, un radar n'est pas sensible à la couverture nuageuse, mais ses images sont caractérisées par un fort bruit multiplicatif).

Le choix des bandes en imagerie optique et de la fréquence centrale en imagerie radar dépend de la thématique : quelques exemples sont donnés dans le tableau 2.5 (page 51) pour les données optique et le tableau 2.7 (page 55) pour les données radar.

Enfin on peut déjà remarquer qu'à la différence des capteurs optiques, liés à l'éclairage de la surface de la Terre par le Soleil (ce qui en limite l'usage à la période de jour local), les capteurs radar sont des capteurs actifs qui émettent des ondes électromagnétiques avant d'en assurer la réception et le traitement. Aussi, pour assurer ce rôle de capteur actif, les radars nécessitent d'avoir à disposition une forte énergie, et donc un équipement énergétique beaucoup plus important que les capteurs optiques : panneaux solaires et batteries sont donc dimensionnés pour

4. Les données sont alors retransmises à la Terre par un simple canal de transmission, ce qui permet d'avoir quasiment instantanément les images numérisées.

5. dès lors que deux ou trois d'entre eux étaient simultanément opérationnels

6. Notons que la constellation ORFEO est de type dual : les données sont acquises et exploitées aussi bien pour des applications civiles, que pour des applications militaires : ceci a permis d'accéder à des qualités de résolution assez exceptionnelles pour une constellation civile.

7. opération en général payante

8. Il est alors possible pour les scientifiques d'effectuer des expérimentations au sol pendant l'acquisition.



assurer l'énergie nécessaire au fonctionnement du radar. En particulier les batteries doivent éventuellement permettre des acquisitions quand la nuit recouvre la Terre : dans ce cas, le satellite lui non plus ne voit pas le Soleil et ce sont uniquement les batteries qui fournissent l'énergie nécessaire, ce qui rajoute des contraintes spécifiques d'utilisation pour maintenir les batteries en charge<sup>9</sup>.

## 2.2.2 Choix du type d'orbite

Une fois définie le type de capteur, il faut choisir une orbite.

Elle est tout d'abord globalement caractérisée par son altitude. On a alors, en imagerie satellitaire, les cas suivants :

- l'orbite basse (altitude entre 500 km et 1000 km) et qui peut être –ou non– héliosynchrone : on parle alors de satellites à défilement puisqu'ils sont toujours en mouvement relatif vis à vis d'un observateur situé sur la Terre. Vu la faible altitude, les satellites en orbite basse ne voient à un instant donné qu'une faible portion de la Terre. Ces orbites sont souvent appelées LEO (*Low Earth Orbit*).
- l'orbite haute géostationnaire, donc à une altitude de 35683 km : dans le cas où le plan de l'orbite est confondu avec le plan équatorial, le capteur est immobile vis à vis de la Terre et la voit de manière instantanée en sa totalité<sup>10</sup>.

Notons que le choix d'orbites très basses (altitude inférieure à 400 km) conduit, dans le cas d'un satellite optique, à une meilleure résolution. Ce choix se fait au détriment de la stabilité de l'orbite puisque la haute atmosphère est à l'origine de frottements abaissant l'altitude de l'orbite, ce qui conduit à sa destruction si aucune manœuvre orbitale n'est faite<sup>11</sup>. Ces orbites très basses sont souvent celles des satellites de renseignement militaire<sup>12</sup>.

Ensuite l'inclinaison de l'orbite est un paramètre essentiel. En pratique, on note deux cas d'école :

- les orbites polaires (ou quasi-polaires) qui passent au voisinage des pôles. L'intérêt majeur des orbites polaires LEO réside dans le fait que leur période est de l'ordre de 100 minutes. En une période du satellite, la Terre aura tourné sur elle-même d'environ 25° : à l'équateur, il y a donc environ 2800 km entre deux acquisitions successives (voir par exemple la figure 1.9 page 23). Orbite par orbite, le satellite verra des portions d'équateur différentes. Il est donc possible d'acquérir des données sur la totalité de la Terre après un certain nombre de passages sur l'équateur<sup>13</sup>. On parle parfois d'orbite NPO (*Near Polar Orbit*).
- les orbites dont le plan est confondu avec le plan équatorial. Dans le cas d'un satellite géostationnaire, ce choix garantit l'immobilité relative du satellite par rapport à tout point de la Terre<sup>14</sup>. Notons qu'il existe deux satellites LEO en orbite quasi équatoriale ("NEqO" *Near Equatorial Orbit*) :
  - RazakSAT (Malaisie, 2009, voir 4.3.14), parfaitement adaptée à la surveillance du détroit de Malacca quasiment situé sur l'équateur. RazakSAT effectue alors environ 14 passages par jour au dessus de ce détroit, fournissant ainsi des informations sur cette zone environ toutes les 100 minutes.
  - Teleos-1 (Singapour, 2015), dont l'inclinaison est de 15°.

Un troisième cas d'école relève des lancements d'opportunité, par exemple dans le cadre de la mise en orbite de satellites imageurs depuis la station spatiale internationale<sup>15</sup>. Dans ce cas l'inclinaison de l'orbite est dictée par l'inclinaison de l'orbite d'opportunité (par exemple 51.55° pour un lancement depuis l'ISS) et peut ne pas être idéale pour la thématique visée.

Enfin, pour les satellites LEO/NPO, et si cela est possible, le choix d'une orbite héliosynchrone se fera, une fois définie l'altitude du satellite, par une inclinaison spécifique de l'orbite (voir relation 1.15). Ceci garantira que les acquisitions sur une zone donnée de la Terre s'effectueront toujours à la même heure locale. Notons que l'expression 1.15 donne des inclinaisons toujours proches de 90° (mais jamais exactement 90°) : les satellites héliosynchrones sont toujours des LEO/NPO.

Tous ces choix sont bien évidemment dictés par la thématique envisagée. Par exemple, pour l'heure de passage au nœud ascendant :

- on peut souhaiter que cette heure soit à peu près identique pour conserver la même orientation des ombres pour les capteurs passif optiques, ce qui dicte une orbite héliosynchrone. Plus précisément, on sait que,

9. Voir par exemple le cas du satellite ERS, page 146.

10. ou plutôt en voit toujours la même proportion : 42%, car ce type de positionnement sur l'équateur ne permet pas de voir les pôles.

11. Notons par exemple qu'un satellite placé à 135 km d'altitude retombe sur Terre en moins de 8 jours.

12. Pendant la guerre du golfe, l'URSS a ainsi délibérément désorbité sur une orbite encore plus basse son Kosmos 2086 pour améliorer la qualité des données acquises [2]

13. L'analyse des capacités à imager la Terre par ce type de satellite est toujours menée sur l'équateur : en effet, les zones proches des pôles sont survolées à chaque révolution d'un satellite en orbite quasi-polaire et ne posent aucun problème de couverture.

14. Le cas de satellites géostationnaires dans un plan non équatorial se traduit par un mouvement relatif globalement Nord-Sud en forme de huit : voir par exemple les illustrations très explicites de [9].

15. Ce cas diminue grandement le prix d'une mise en orbite.



statistiquement parlant, la couverture nuageuse est moindre le matin que l'après midi : on privilégie alors les données acquises toujours à la même heure dans la matinée pour disposer de données optiques avec le moins de nuage possible.

- on peut souhaiter que cette heure soit à peu près identique pour acquérir des données avec le même taux d'humidité locale moyenne dans le cas des satellites actifs radar.
- on peut souhaiter, pour une orbite héliosynchrone, un passage au nœud ascendant autour de 6h00 GMT, ce qui donne à peu près 18h00 GMT au nœud descendant<sup>16</sup> : dans ce cas, le satellite est toujours illuminé par le soleil, ce qui permet une gestion optimale des batteries. Ce cas est désormais privilégié pour les satellites radar dits de seconde génération (Terrasar-X, Cosmo SkyMed, Sentinel-1).

### 2.2.3 Choix de l'altitude de l'orbite : cycle, fauchée et couverture

Le dernier point qui reste à déterminer est celui de l'altitude nominale précise du satellite, qui devra être maintenue durant la durée de vie du satellite (d'où des opérations d'ajustement d'orbite régulières, à l'instar de SPOT-4 –figure 1.8 page 20).

A coté d'une valeur grossière de l'altitude dictée globalement par la thématique et les capteurs embarqués, nous avons vu qu'un choix d'altitude conduisait à définir éventuellement cycle et phasage. On a ainsi pour la majorité des satellites de télédétection une orbite caractérisée par le nombre d'orbites par jour qui s'écrit, lorsque le satellite est phasé (relation 1.17 au paragraphe 1.5.2) :

$$p = p_0 + \frac{r}{q} \quad (2.1)$$

ce qui donne un cycle de  $q$  jours.

A coté de cet aspect lié à l'orbitographie, s'ajoutent les contraintes du capteur pour lequel on souhaite qu'il puisse acquérir de manière régulière (au plus la durée du cycle) un jeu temporel de données sur n'importe quel point du globe : on définit ainsi fauchée, couverture, et temps de revisite. Ce sont toutes ces grandeurs qui conditionnent l'altitude précise du satellite (et donc les paramètres  $r$  et  $q$ ).

#### Fauchée et Couverture

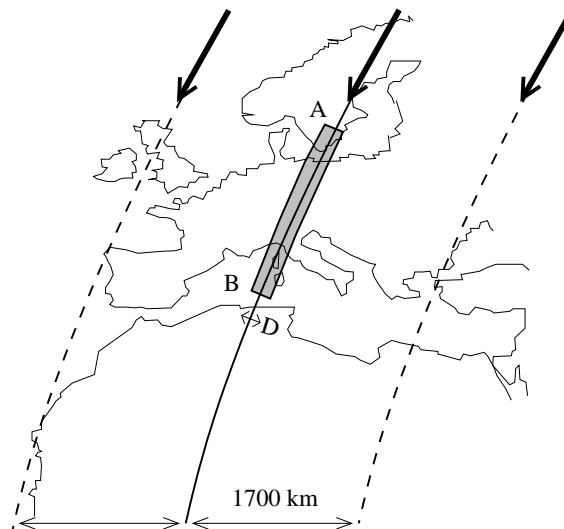


FIGURE 2.1 – Capteur LEO/NPO en passe descendante (il se dirige depuis les zones polaires arctiques vers l'équateur). Exemples de fauchée pour un capteur pointant à la verticale (cas de LANDSAT) : ici, la fauchée, D, est d'environ 120 km. L'acquisition démarre entre le point A (Suède) et le point B (côtes de la Tunisie), ce qui correspond à une distance d'environ 2200 km : il faut environ 300 secondes (5 minutes) au satellite pour effectuer ce trajet. Sont tracées en pointillé la trace du passage précédent et la trace du passage suivant : à ces latitudes de l'ordre de 45°, la distance entre trace est de l'ordre de 1700 km. A l'équateur, cette distance entre deux passages consécutifs s'appelle pas de la trace (voir page 26 ainsi que la figure 1.14 page 29).

16. ou vice versa : 18h00 GMT pour le nœud descendant et 6h00 GMT pour le nœud ascendant

La couverture assurée par un satellite est probablement le point essentiel conditionnant le choix de l'altitude : il dépend entièrement de la thématique. Ce terme de couverture peut se représenter comme un rapport des surfaces terrestres observées par rapport à la surface totale de la Terre au bout d'un cycle. Par exemple, nous avons vu (paragraphe 2.2.2) qu'un satellite géostationnaire ne "voit" que 42% de la Terre : c'est pour cela que, pour assurer en météorologie une couverture totale de la Terre, il y a plusieurs satellites géostationnaires ainsi que quelques satellites en défilement (pour assurer la couverture des zones polaires). De même, pour assurer des images sur la quasi totalité de la Terre, les satellites de la famille SPOT sont des satellites à défilement (LEO) en orbite quasi polaire : le choix du cycle donne une couverture de quasiment 100% (il manque en théorie une petite zone autour des pôles). Enfin, avec son orbite quasi équatoriale choisie pour assurer spécifiquement la surveillance du détroit de Malacca, RazakSAT couvre moins de 1% de la Terre.

La couverture dépend de la *fauchée*, *i.e.* la zone imagée perpendiculairement à la trajectoire. Nous verrons que la quasi totalité des satellites imageurs NPO construisent leurs images grâce au mouvement intrinsèque du satellite : si le capteur "voit" verticalement le sol sur une fauchée  $D$ , alors l'image se construit au fur et à mesure que le satellite se déplace (voir figure 2.1).

Pour un satellite LEO/NPO de fauchée  $D$ , on remarque que pour couvrir la totalité de la surface terrestre<sup>17</sup>, il suffit de couvrir la bande équatoriale. Pour cela, il est nécessaire d'obtenir  $N$  orbites différentes telles que le survol de la bande équatoriale s'effectue sur des zones toutes différentes. Dans ce cas, on doit avoir la condition<sup>18</sup> :

$$N D \geq 40000\text{km}$$

que l'on utilisera dans ce document sous sa forme stricte

$$N D = 40000\text{km}$$

Notons qu'il est d'usage de prévoir un léger recouvrement entre orbites (20% pour ERS par exemple), ce qui s'obtient aisément en prenant pour le calcul une fauchée plus petite que la fauchée nominale. Le nombre d'orbites requis est alors :

$$N = \frac{40000}{D} \quad (2.2)$$

De manière plus précise, l'inclinaison de l'orbite joue un rôle dans la couverture au niveau de l'équateur. Si l'inclinaison de l'orbite a pour valeur  $i$ , on a :

$$N = \frac{40000}{D} \sin i \quad (2.3)$$

On peut remarquer que pour les satellites héliosynchrones, le terme en  $\sin i$  est très proche de 1.

A ce stade, on peut noter que si la priorité est d'avoir une couverture totale de la Terre avec un satellite NPO, le nombre minimal d'orbites ne dépend que de la fauchée. Par exemple, pour le capteur LANDSAT, la fauchée est de 185 km et il faut alors 216 orbites différentes pour assurer la couverture de l'équateur. En prenant comme cas d'école une altitude correspondant à 14 orbites par jour (altitude 891 km), on voit qu'il faut 16 jours pour assurer cette couverture totale de la Terre.

### Les valeurs de cycle des satellites de télédétection

En analysant divers satellites en orbite NPO, on observe une grande diversité de valeur de cycle :

- 1 jour : FORMOSAT
- 2 jours : Venμs
- 3 jours : mode "Ice" d'ERS-1 (phase A, B et D)<sup>19</sup>
- 7 jours : EROS
- 10 jours : Sentinel-2
- 11 jours : Terrasar-X
- 12 jours : Sentinel-1
- 14 jours : ALOS-2
- 16 jours : LANDSAT 4 à 7, Terra, Cosmo SkyMed
- 17 jours : SEASAT
- 18 jours : LANDSAT 1 à 3
- 24 jours : IRS-P2 à IRS-P6, Radarsat

17. Seule une orbite strictement polaire permet cette couverture totale : les satellites NPO ne permettent pas la couverture des pôles.

18. Le chiffre de 40 000 km a été choisi dans ces formules pour en alléger la lecture, la vraie valeur étant 40 075 km.

19. voir tableau 5.3 page 147

- 26 jours : SPOT, Pléiades, CBERS
- 35 jours : ERS-1 (mode multidisciplinaire, phases C et G), ERS-2, Envisat
- 41 jours : ADEOS-I, ADEOS-II
- 44 jours : JERS
- 46 jours : ALOS
- 116 jours : Cartosat-1
- 168 jours : mode "geodetic" (phases E et F) d'ERS-1

Ce choix de cycle est globalement dicté par les thématiques, qui demandent par exemple :

- d'avoir une image journalière de la mer de Chine pour FORMOSAT,
- d'avoir sur un cycle une couverture globale de tout point de la Terre pour les satellites LANDSAT : nous avons vu au paragraphe précédent que cette contrainte de couverture conduisait à avoir au moins 216 orbites pour assurer cette condition sur l'équateur. On constate ici que le cycle des LANDSAT (18 jours pour les LANDSAT 1 à 3, d'altitude 917 km) est compatible avec la valeur -16 jours- trouvée dans le cas d'école précédent correspondant à un satellite à une altitude de 891 km.
- d'avoir sur un cycle une couverture globale de tout point de la Terre avec le plus exactement possible la même géométrie et le même mode d'acquisition pour permettre des techniques radar interférométriques dans le cas d'ERS et des Sentinel-1A&B,

Cependant, une grande partie des capteurs actuels ne visent pas uniquement au nadir et possèdent une certaine agilité qui leur permet de modifier à la demande leur direction de visée : ceci améliore la capacité à imager une zone précise de la Terre même si la géométrie d'acquisition est alors différente. cet aspect d'agilité sera approfondi au paragraphe 2.2.4.

L'utilisation de constellation de capteurs permet d'avoir des temps de cycle réduits. Par exemple, le placement sur la même orbite de deux satellites identiques permet de diviser le temps de cycle par un facteur 2<sup>20</sup>. C'est le cas des Sentinel et des Pléiades<sup>21</sup> :

- 5 jours : Sentinel 2A et Sentinel 2B
- 6 jours : Sentinel 1A et Sentinel 1B
- 13 jours : Pléiades 1A et 1B

En revanche, le placement actuel des 4 Cosmo SkyMed garde un cycle global de 16 jours, mais sur un cycle, on aura 4 acquisitions : la donnée de référence, une image à 1 jour, une image à 4 jours et une image à 8 jours.

## 2.2.4 Capteurs agiles et temps de revisite

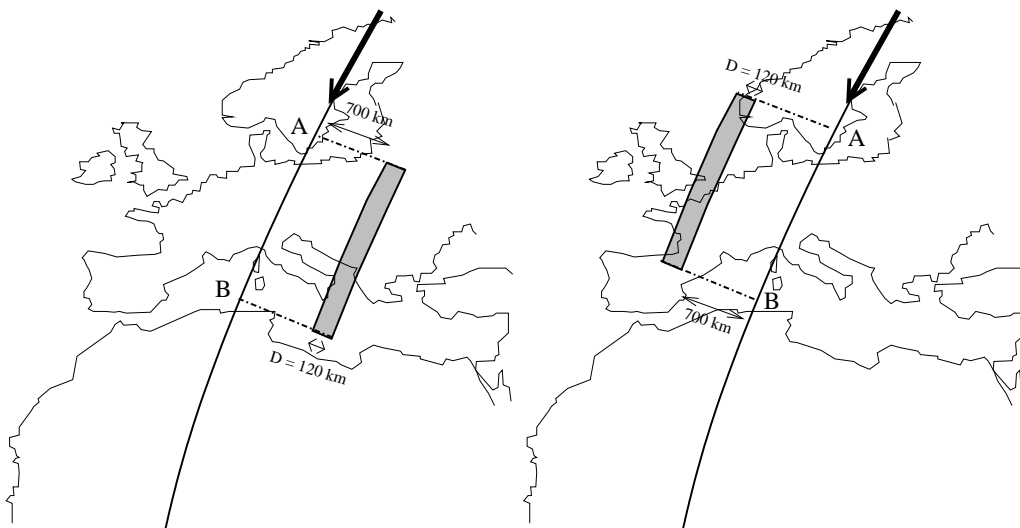


FIGURE 2.2 – Deux exemples de fauchée dans le cas d'un capteur agile : capteur dépointé à gauche et capteur dépointé à droite, ce qui correspond à des angles de visée de l'ordre de  $\pm 45^\circ$ . L'acquisition démarre entre le point A (Suède) et le point B (côtes de la Tunisie), ce qui correspond à une distance d'environ 2200 km. : il faut une trentaine de secondes au satellite pour effectuer ce trajet.

20. les satellites sont alors "en opposition" l'un avec l'autre sur l'orbite de référence, c'est à dire placé à  $180^\circ$  l'un par rapport à l'autre.

21. Il faudrait rajouter aux 2 Pléiades les satellites SPOT-6 et SPOT-7 qui sont placés sur la même orbite que les Pléiades.

Angle de visée	cas 1 satellite	cas 2 satellites
5°	25 jours	13 jours
20°	7 jours	5 jours
30°	5 jours	4 jours
45°	2 jours	1 jour
47°	1 jour	1 jour

TABLE 2.2 – Estimation du temps de revisite en fonction du nombre de satellites et de l'angle de visée

En règle générale, il n'est pas requis que le satellite passe exactement avec les mêmes caractéristiques orbitales et les mêmes caractéristiques instrumentales pour effectuer une acquisition d'une zone d'étude<sup>22</sup>. Pour cela, il faut que le capteur soit doté d'une certaine agilité, c'est à dire de la capacité à modifier à la demande sa direction de visée.

La notion d'agilité est apparu avec SPOT-1 (1986). Alors que Landsat vise toujours la Terre à la verticale, SPOT peut, grâce à un miroir, varier son angle de visée de gauche à droite d'environ +/- 30° (voir figure 4.5 gauche, page 112) : la zone sur laquelle on peut effectuer une image est alors d'environ 800 km, alors que la fauchée d'un des imageurs SPOT n'est que de 60 km. On parle alors de couloir d'agilité. La figure 2.3 montre comment en se déplaçant de la Suède vers la Tunisie (cas identique à la figure 2.2), l'acquisition peut s'effectuer en visant des zones au sol qui ne sont pas strictement à la verticale du capteur. Avec ces ordres de grandeur, on peut vérifier que :

- Pour un imageur de fauchée égale à 60 km, il faut, pour imager la totalité de l'équateur, le nombre d'orbites suivant :

$$N = \frac{40000}{60} \sim 667$$

Si on prend comme ordre de grandeur que SPOT effectue 14 orbites par jour, on voit qu'il faut 48 jours pour couvrir avec un seul capteur la totalité de l'équateur<sup>23</sup>. SPOT disposant de deux capteurs identiques, cela revient à effectuer ce calcul en prenant une fauchée double, ce qui conduit à la nécessité d'avoir environ 24 jours pour couvrir l'équateur : on retrouve ainsi le cycle de SPOT de 26 jours (avec une petite marge conduisant à un très léger recouvrement des images).

- En utilisant l'agilité, l'acquisition n'est plus limitée à une zone de 60 km à la verticale du satellite : le capteur peut être pointé n'importe où dans son couloir d'agilité, c'est à dire dans une bande utile de 800 km. Pour avoir une image d'un point quelconque de l'équateur, le nombre possible d'orbites entre deux acquisitions est alors

$$N' = \frac{40000}{800} \sim 50$$

et si on prend comme ordre de grandeur que SPOT effectue 14 orbites par jour, on voit qu'il faut au plus 5 jours pour acquérir une image de n'importe quel point de l'équateur. Cependant, l'orbite doit avoir certaines caractéristiques intrinsèques pour avoir effectivement ce potentiel de 5 jours entre deux acquisitions : voilà pourquoi le décalage journalier  $d$  est de 5 dans le cas de SPOT.

- sur la figure 2.6 page 46, on remarque que les orbites indicées 1 à 5 sont à peu près équiréparties dans le pas de la trace).
- sur la figure 2.7 page 46 sont représentés les couloirs d'agilité de chacune des traces. On observe qu'effectivement tout point sur l'équateur peut être imagé au bout de 5 jours.

On appelle temps de revisite le nombre de jours séparant deux acquisitions *possibles* sur une même zone de la Terre : le mode d'acquisition n'étant pas identique (angle de prise de vues différents).

Le tableau 2.2 montre le choix effectué pour la constellation ORFEO (capteur optique). Il montre comment varie le temps de revisite en fonction du nombre de satellites de la constellation et de l'agilité du satellite.

Il y a toutefois un grand inconvénient à l'agilité de l'acquisition : celui généré par des conflits de programmation. Sur la figure 2.3 page 44, on voit que lors du passage sur le segment d'orbite AB, l'acquisition est effectuée sur une zone assez proche de la trace du satellite, et la zone en noir plus à l'Est ne peut être acquise simultanément. S'il a été prévu d'effectuer ces deux acquisitions sur ce passage orbital (c'est à dire, à un jour donné), l'une des deux acquisitions seulement pourra être effectuée. En pratique, pour lever ce problème de conflit de programmation, les agences spatiales proposent des tarifications variables selon le degré de priorité à appliquer sur ces acquisitions.

22. exception faite pour les satellites Radar dans le cas où l'on souhaite construire des interférogrammes : dans ce cas il faut que les orbites aient quasiment les mêmes caractéristiques. Cela revient à imposer comme contrainte supplémentaire le passage du satellite dans un tube autour de l'orbite théorique, le rayon de ce tube pouvant être de l'ordre de la centaine de mètres.

23. Un calcul plus précis fait intervenir la relation 2.1 qui illustre au passage le rôle des paramètres  $q$ ,  $p_0$  et  $r$  : il peut y avoir plusieurs solutions possibles de couverture globale.

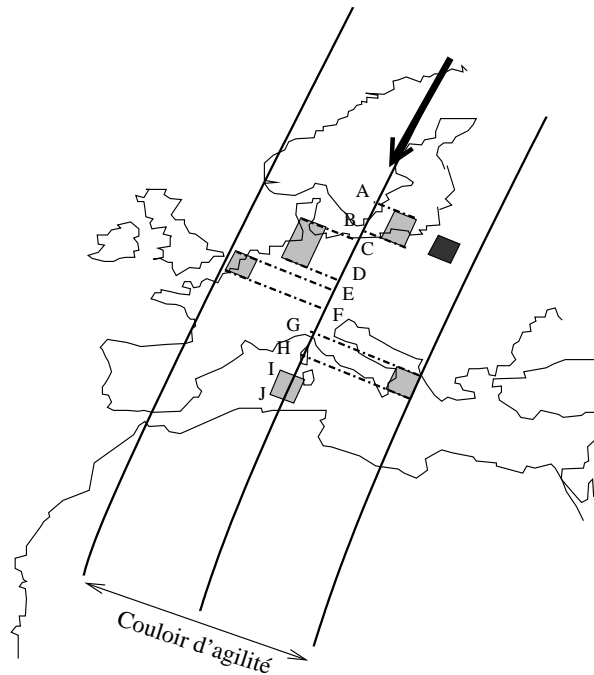


FIGURE 2.3 – Capteur en passe descendante (il se dirige depuis les zones polaires arctiques vers l'équateur). L'acquisition démarre entre le point A (Suède) et le point J (côtes de la Tunisie), ce qui correspond à une distance d'environ 2200 km. : il faut une trentaine de secondes au satellite pour effectuer ce trajet. Tout au long de ce trajet, l'acquisition est programmée selon différents angles de dépointage "gauche-droite". Entre deux zones acquises, il faut prévoir un petit intervalle de temps pour stabiliser le capteur avant de reprendre une nouvelle acquisition. Remarquons que la petite zone noire située à l'Est de la première zone (acquise sur la portion d'orbite AB) ne peut être acquise lors de ce passage : on parle alors de conflit de programmation.

Cependant, ce risque de conflit a été réduit pour les satellites optiques de nouvelle génération pour lesquels a été ajouté à l'agilité "gauche-droite" une agilité "avant-arrière" : la figure 2.4 page 45 en donne une illustration. Il est alors d'usage, pour caractériser ce type d'agilité, de parler de FOR (*Field of Regard*).

### Exemples : LANDSAT-1 et SPOT-1

Regardons maintenant l'interprétation de la relation 2.1 :

$$p = p_0 + \frac{r}{q}$$

dans le cas de LANDSAT-1 et SPOT-1.

— Dans le cas de LANDSAT-1 (figure 2.5), on a

$$p = 13 + \frac{17}{18}$$

c'est à dire qu'il manque une poignée de minutes pour que le satellite achève sa 14ème orbite lors de la première journée. La 15ème orbite est alors juste à l'Est de l'orbite initiale et le décalage journalier correspond globalement à la fauchée. Au bout de 18 jours tous les points de l'équateur seront imaged dans l'ordre chronologique, ce qui est tout à fait envisageable dans le cas d'un capteur non agile.

— Dans le cas de SPOT-1, on a

$$p = 14 + \frac{5}{26}$$

et on voit figure 2.6 que le sixième jour les traces s'inscrivent juste à coté de la trace du premier jour. Le décalage journalier représente à peu près 5 fois la fauchée. L'intérêt de ce choix est illustré sur la figure 2.7 où sont indiqués les couloirs d'agilité. Le choix particulier  $\frac{5}{26}$  est adapté à la dimension de la fauchée et au bout de 5 jours, tous les points de l'équateur sont imageables à partir d'une des orbites : l'angle de visée dépendant alors de la position relative du point image vis à vis des traces.

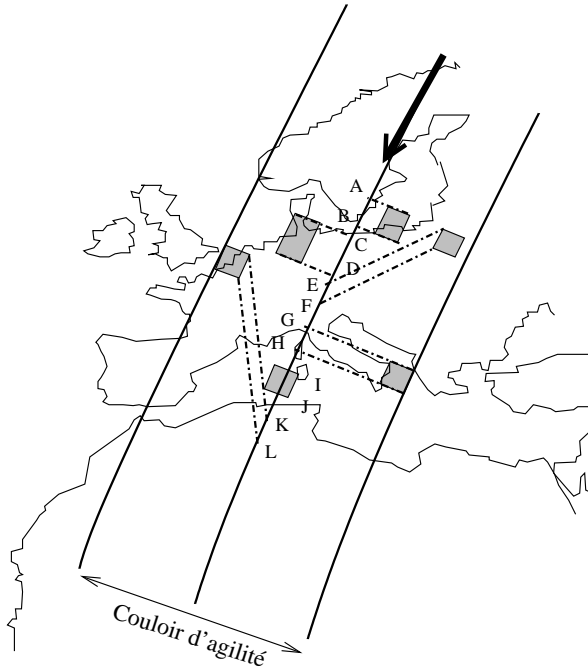


FIGURE 2.4 – Capteur en passe descendante (il se dirige depuis les zones polaires arctiques vers l'équateur). L'acquisition démarre entre le point A (Suède) et le point J (côtes de la Tunisie). Tout au long du trajet, l'acquisition est programmée selon différents angles de dépointage "gauche-droite" et aussi "avant-arrière". En comparant avec la figure 2.3, on note que cette agilité permet d'acquérir sur la portion d'orbite EF la zone située à l'Est de la première zone acquise (portion d'orbite AB) qui ne pouvait être acquise avec un capteur doté simplement d'une agilité "gauche-droite". Toujours en comparant avec la figure 2.3, l'image acquise précédemment sur la portion EF d'orbite est acquise ultérieurement sur la nouvelle portion d'orbite KL. Entre deux zones acquises, il faut prévoir un petit intervalle de temps pour stabiliser le capteur avant de reprendre une nouvelle acquisition.

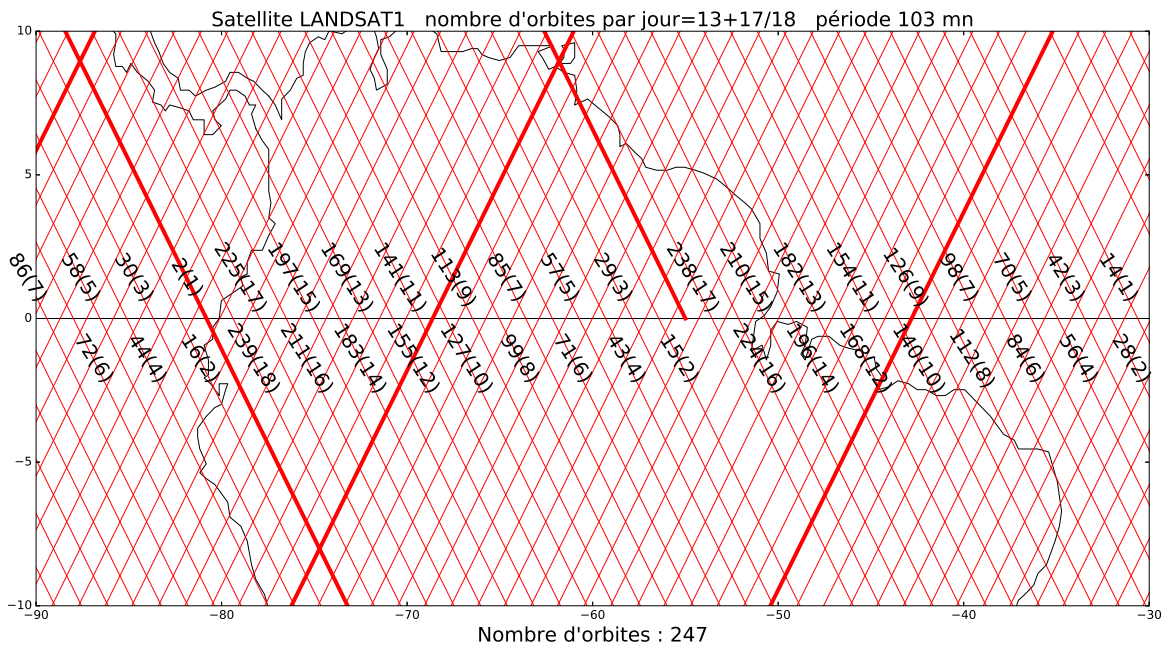


FIGURE 2.5 – Passage de LANDSAT-1 au dessus de l'Amazonie sur 18 jours consécutifs (les passages du premier jour sont en surépaisseur). A chaque trace correspondent le numéro d'orbite et le jour (entre parenthèses).

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin

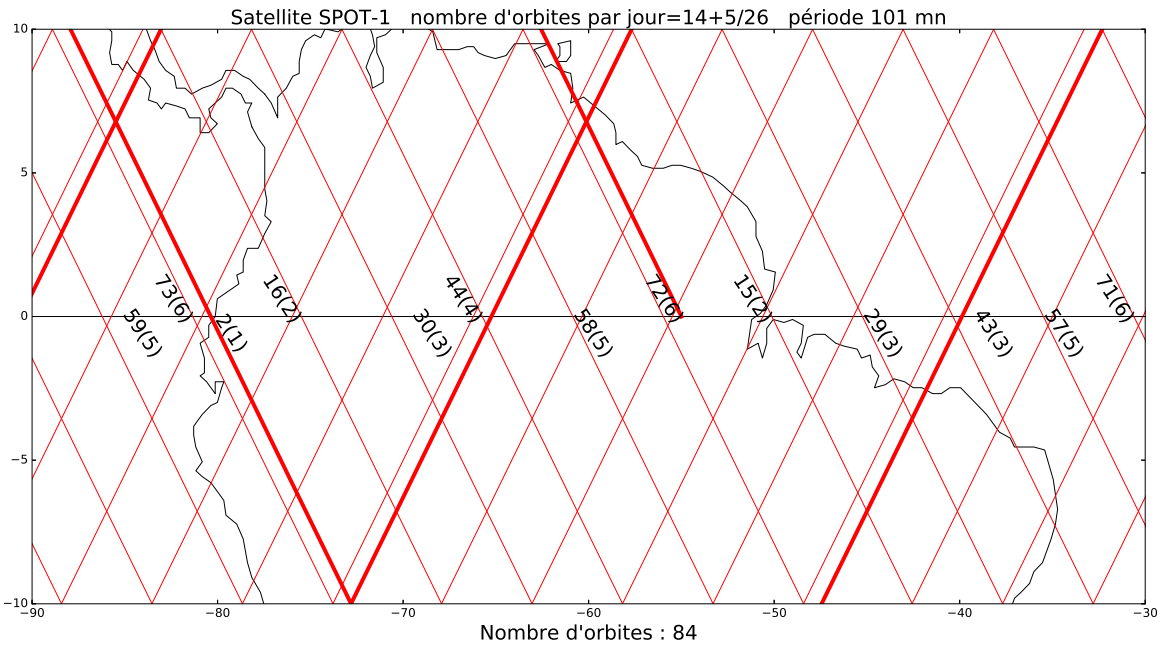


FIGURE 2.6 – Passage de SPOT-1 au dessus de l'Amazonie sur 6 jours consécutifs (les passages du premier jour sont en surépaisseur). A chaque trace correspondent le numéro d'orbite et le jour (entre parenthèses). On voit qu'au sixième jour, la trace de SPOT-1 est très proche de la trace du premier jour (environ 108 km).

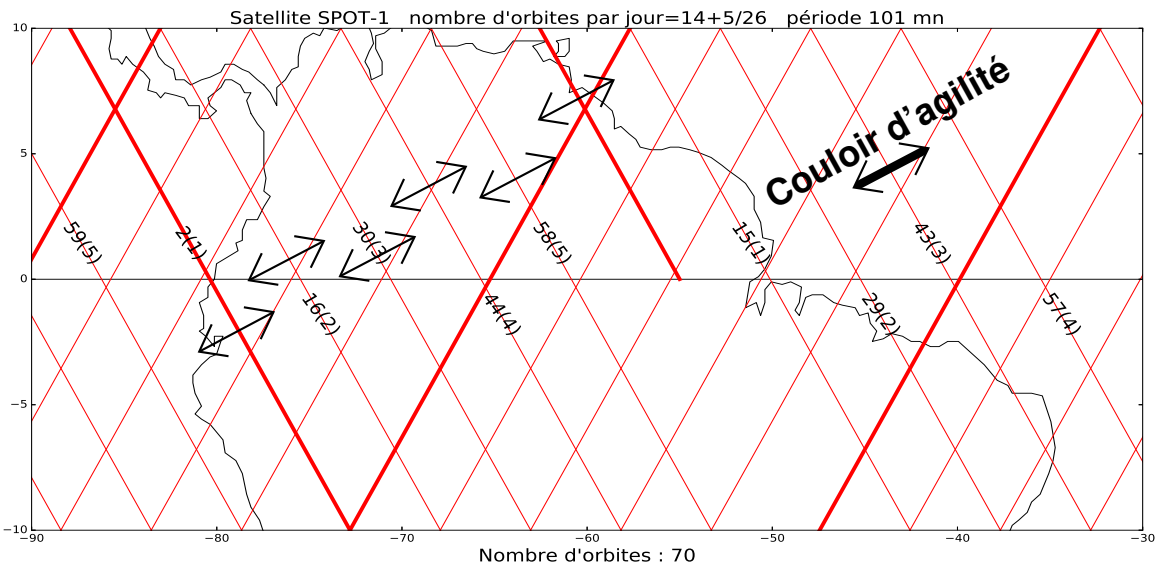


FIGURE 2.7 – Passage de SPOT-1 au dessus de l'Amazonie sur 5 jours consécutifs (les passages du premier jour sont en surépaisseur). A chaque trace correspond le numéro d'orbite et le jour (entre parenthèses). Pour chaque trace ascendante est tracé le couloir d'agilité : on voit qu'au bout de 5 jours, tout point situé sur l'équateur peut être imagé.



## 2.2.5 Choix d'orbites héliosynchrones

Le choix d'une orbite héliosynchrone se justifie pour les applications thématiques où l'on souhaite effectuer des mesures à quelques jours ou quelques semaines d'intervalle en ayant le même ensoleillement : ceci permet des comparaisons rigoureuses, tant pour les capteurs optiques (les ombres sont comparables, même si elles ne sont pas strictement identiques) que pour les capteurs radar (sensible à l'humidité des sols, plus forte le matin, plus faible le soir). Un exemple d'orbite héliosynchrone a été donné au chapitre 1 (figure 1.9 page 23) où est illustré le lieu des points survolés par le satellite ERS-1 durant 23h30, soit 14 révolutions : à chaque survol d'une latitude donnée, et pour une passe donnée (soit en montant vers le pôle Nord : la passe *montante*, soit en descendant vers le pôle Sud : la passe *descendante*), l'heure (solaire) est identique. Puisque cette heure de franchissement de l'équateur est toujours la même pour un satellite héliosynchrone, une caractérisation de l'orbite de ce type de satellite peut être donnée par l'heure (GMT) du nœud ascendant : franchissement de l'équateur en passe montante, ou l'heure (GMT) du nœud descendant : franchissement de l'équateur en passe descendante.

Un cas intéressant est celui des capteurs actifs : ceux ci sont très gourmands en énergie et opèrent le plus souvent lorsque leurs panneaux solaires sont effectivement illuminés par le Soleil. Si les capteurs ERS et Envisat ont fait un choix de type SPOT (nœud descendant à 10h30, ce qui conduit à une passe ascendante nocturne, et donc utilisant les batteries) Radarsat-1 a choisi des passages aux nœuds à 6h00 et 18h00 : en pratique, ce satellite est toujours illuminé par le Soleil, ce qui permet d'avoir en permanence l'énergie requise grâce aux panneaux solaires qui sont toujours éclairés. Ce choix a été adopté pour Terrasar-X et Cosmo Skymed.

## 2.2.6 La visibilité de la Terre depuis un satellite en orbite

Dans le cas des satellites géostationnaires, la Terre semble immobile : le système imageur ne voit donc qu'une portion spécifique du globe terrestre. Si l'on considère un système imageur "de limbes à limbes", c'est à dire observant tout le globe possible (figure 2.8), on montre aisément que la portion de globe terrestre observé est limité par un angle  $\varphi$

$$\cos \varphi = \frac{R_T}{R_T + h} \Leftrightarrow \varphi = \text{Arccos}\left(\frac{R_T}{R_T + h}\right) \quad (2.4)$$

On en déduit alors facilement la surface visible

$$S = 2\pi R_T^2 \frac{h}{R_T + h}$$

Sachant que la surface du globe terrestre est  $4\pi R_T^2$ , on en déduit aisément la proportion de la surface de la Terre imagée par un satellite à l'altitude  $h$  :

$$\frac{1}{2} \frac{h}{R_T + h}$$

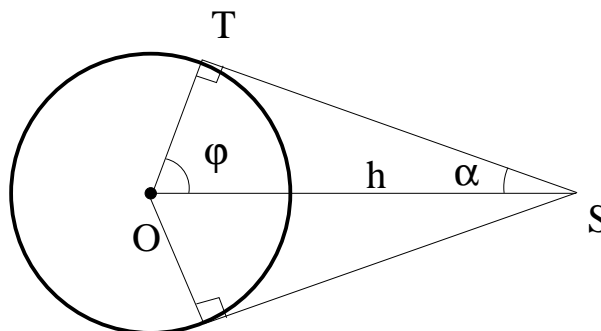


FIGURE 2.8 – La Terre vue par un satellite imageur "de limbes à limbes". Au point T, le rayon ST est parfaitement rasant. Si l'on considère que le plan équatorial contient OS, l'angle  $\varphi$  représente une latitude.

On peut ainsi construire le tableau 2.3 donnant quelques valeurs théoriques pour des satellites imageurs usuels.

On peut remarquer que les satellites météorologiques en orbites géostationnaires ne peuvent observer les pôles : c'est ce qui a conduit les organismes internationaux à compléter les constellations de satellites météorologiques géostationnaires par des satellites en orbite basse (LEO/NPO) passant au voisinage des pôles.



	altitude théorique	pourcentage	$\alpha$	$\varphi$
Meteosat	35683 km	42.4 %	8.7°	81.3°
Spot	832 km	5.69 %	62.4°	27.6°
QuickBird2	450 km	3.28 %	69.1°	20.9°
Cosmos 2372	211 km	1.60 %	75.5°	14.5°

TABLE 2.3 – Valeurs de visée “limbes à limbes” pour quelques satellites caractéristiques de télédétection.

### 2.2.7 La visibilité d'un satellite depuis la Terre : les stations de réception

L'analyse effectuée concernant la visibilité de la Terre pour un satellite imageur peut s'appliquer à la visibilité d'un satellite depuis la Terre : c'est le problème des stations de réception terrestres dédiées au pilotage du satellite (manœuvres orbitales) et à la récupération des données numériques.

D'un point de la Terre, la visibilité d'un satellite s'exprime (voir figure 2.9 droite) :

$$\cos \varphi' = \frac{R_T}{R_T + h}$$

Notons que, grâce à la relation 2.4, on a  $\varphi = \varphi'$ .

Si la période du satellite est  $T$ , alors on a la durée  $\tau$  durant laquelle un satellite peut transmettre ses données au sol :

$$\tau = T \frac{\text{Acos}\left(\frac{R_T}{R_T+h}\right)}{2\pi}$$

et connaissant l'expression de  $T$  (relation 1.11), on a :

$$\tau = \sqrt{\frac{(R_T + h)^3}{\mu}} \text{Acos}\left(\frac{R_T}{R_T + h}\right) \quad (2.5)$$

Cette expression ne prend pas en compte la vitesse du point au sol liée à la rotation de la Terre : elle n'est en fait valide qu'aux pôles pour une orbite strictement polaire. La figure 2.10 en donne les valeurs pour des altitudes entre 400 km et 900 km, et traite aussi des deux cas extrêmes obtenus pour un point situé à l'équateur dans le cas d'une orbite strictement équatoriale d'inclinaison nulle (le satellite est visible plus longtemps), et dans le cas d'une orbite strictement équatoriale rétrograde ( $i = 180^\circ$ , le satellite est visible moins longtemps).

Cependant, ces valeurs ne doivent pas être prises stricto-sensu. En effet, si on analyse la longueur de trajet pour une orbite d'altitude 600 km, la distance minimale est de 600 km et la distance maximale est de 2835 km : la qualité des signaux transmis peut être sévèrement modifiée par cet accroissement de distance sur le canal de transmission.

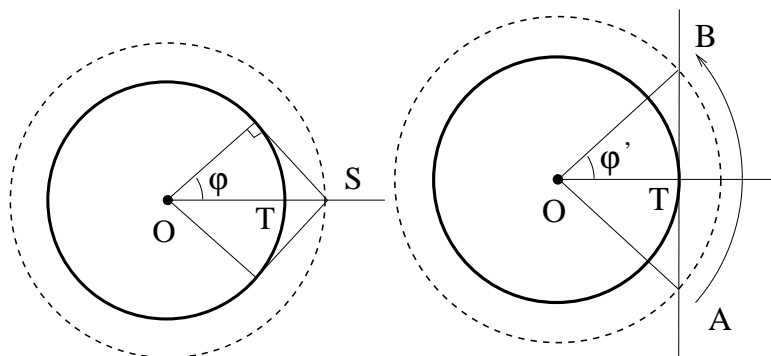


FIGURE 2.9 – A gauche : le satellite S survole un point T. De limbe à limbe, il peut observer une portion de la Terre caractérisée par l'angle  $\varphi$ . A droite, un observateur situé sur ce même point T au sol suivra la trajectoire du satellite entre les points A et B. Ces deux points sont caractérisés par l'angle  $\varphi'$ . On démontre que  $\varphi = \varphi'$

Il existe donc un certain nombre de stations de réception habilitées à récupérer les données, soit acquises lors du passage du satellite<sup>24</sup>, soit archivées à bord et retransmises sur Terre lors du passage au dessus d'une station de

24. En particulier, les premiers satellites indiens, dédiés à la surveillance des zones agricoles de ce pays, n'avaient pas de possibilité d'archivage à bord et ne transmettaient de données qu'au dessus de l'Inde.

réception. Comme on peut noter que les passages de satellite sont nombreux dans les régions polaires pour des satellites NPO (voir par exemple la figure 1.9), ceci explique la station historique de Kiruna (Suède) entrée en service pour les satellites SPOT<sup>25</sup>, ainsi qu'un certain nombre de stations en Antarctique.

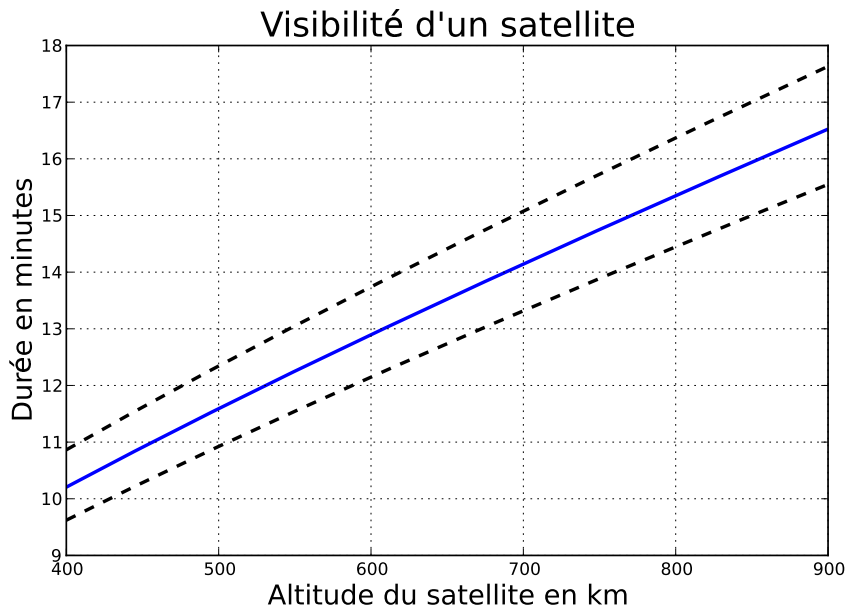


FIGURE 2.10 – Durée durant laquelle un satellite d'orbite strictement polaire est visible depuis un pôle (formule 2.5). En pointillé, les deux cas extrêmes obtenus pour un point situé sur l'équateur : orbite strictement équatoriale d'inclinaison nulle (valeurs supérieures), et orbite strictement équatoriale rétrograde ( $i = 180^\circ$ , valeurs inférieures).

Comme exemple, prenons le réseau ESTRACK (European SPace TRACKing) de l'ESA. Il est composé de 9 stations de contrôle situées tout autour de la Terre :

- Kourou en Guyane
- Maspalomas, Villafranca et Cebreros en Espagne
- Redu en Belgique
- Santa Maria au Portugal
- Kiruna en Suède
- Malargue en Argentine
- New Norcia en Australie

Notons qu'il existe des accords avec des opérateurs privés pour disposer d'autres stations (comme celle de la base antarctique Troll de la Norvège) ainsi que des accords bilatéraux avec d'autres agences spatiales (NASA, ASI, CNES, DLR<sup>26</sup> et JAXA).

Notons qu'une innovation majeure est apparue avec ENVISAT, qui transmettait ses données au satellite Artemis en orbite géostationnaire<sup>27</sup>, ce dernier retransmettant ensuite les données sur Terre.

Notons qu'une autre innovation majeure est apparue avec les capteurs Sentinel : ils peuvent transmettre par transmission laser leurs données au satellite européen EDRS (*European Data Relay System*) en orbite géostationnaire qui les retransmet ensuite au sol (station de réception de l'ESRIN à Frascati).

Enfin, il faut souligner le pragmatisme du DLR face à l'afflux de données lors de la mission Tandem : le volume de données à acquérir ayant de facto doublé (il faut deux images pour appliquer des techniques interférométriques), plutôt que de doubler le nombre de stations sols usuelles, le DLR a utilisé la station GARS située en Antarctique et sous utilisée. Les données transmises au sol par Tandem-X sont alors extraites et renvoyées par bateau sur disque dur : procédure pouvant prendre de une à douze semaines, mais sans influence réelle sur le déroulement de cette mission qui a duré plusieurs années[1].

25. La Suède participait à l'expérimentation SPOT-1

26. qui gère par exemple la station GARS en antarctique.

27. La première expérimentation de transmission laser a été effectuée en 2001 entre SPOT-4 et Artemis (système SILEX). Artemis est aussi connu pour ses problèmes de mise en orbite : injecté sur une orbite trop basse, il a pu atteindre son orbite nominale à l'aide de moteurs ioniques prévus pour les corrections orbitales usuelles.

## 2.3 Les satellites optiques et Infra Rouge (IR)

### 2.3.1 Principes généraux

Ces satellites exploitent soit les données de réflectance de l'éclairement solaire (visible et proche Infra Rouge), soit le rayonnement propre des sols (IR thermique), soit un mélange de ces deux propriétés (MIR : moyen infra-rouge).

		$\mu$
VIS	Visible	0.4-0.8
PIR	Proche Infra Rouge	0.8-1.5
MIR	Moyen Infra Rouge	1.5-5
IRT	Infra Rouge Thermique	8-15

L'utilisation du multispectral se justifie par la thématique envisagée dans la mesure où un phénomène peut être plus facilement analysé dans une bande spectrale que dans une autre. Il est aussi prévu d'utiliser en télédétection satellitaire des capteurs hyperspectraux.

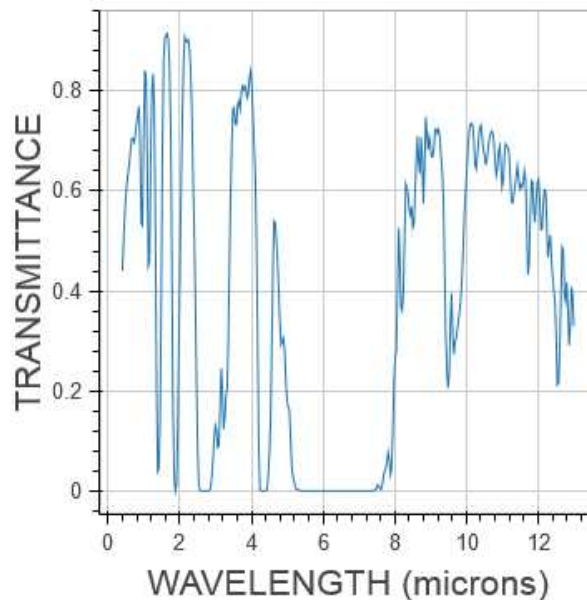


FIGURE 2.11 – Transmittance de l'atmosphère terrestre, calculée par le programme MODTRAN, [4]. Le cas illustré obtenu par l'application de démonstration MODTRAN accessible sur le web est celui d'une atmosphère d'été en latitude moyenne.

Cependant des considérations physiques (propagation à travers l'atmosphère, ...) réduisent l'étendue théorique du spectre aux fenêtres décrites dans le tableau 2.4 ([7]) et qui reprend quelques interprétations thématiques de ces fenêtres ([6, 15]) :

La transmittance de l'atmosphère terrestre peut être aussi évaluée par des programmes de simulation dédiés, comme MODTRAN (MODerate resolution atmospheric TRANsmission, [4]<sup>28</sup>), qui mettent en valeur ces fenêtres (exemple figure 2.11).

Un exemple concret et historique de choix des canaux est celui du capteur Nimbus (1967, voir 4.2.1) dont les caractéristiques sont reprises au tableau 2.5.

### 2.3.2 Les capteurs optiques : principes élémentaires

Les divers satellites optiques sont dotés de capteurs technologiquement très variés. On peut en effet noter que deux grandes familles ont longtemps cohabités :

28. MODTRAN est probablement le logiciel le plus utilisé pour la modélisation de la transmission de signaux optiques dans l'atmosphère. Développé depuis plus de 30 ans dans le cadre d'une collaboration entre SSI –Spectral Sciences Inc.– et AFRL – Air Force Research Laboratory–, son interface internet permet d'effectuer gratuitement des simulations sur des exemples courant.

Fenêtre	de ( $\mu$ )	à ( $\mu$ )	
Ultraviolet et visible	0.35	0.70	
“Red Edge”	0.70	0.73	Plantes “en bonne santé”
Proche infrarouge	—Absorption CO <sub>2</sub> — 0.77 —Absorption H <sub>2</sub> O— 1.0 —Absorption H <sub>2</sub> O— 1.19 —Absorption H <sub>2</sub> O, CO <sub>2</sub> —	0.91 1.12 1.34	détection des oxydes de fer
Infrarouge moyen	1.55 —Absorption H <sub>2</sub> O, CO <sub>2</sub> — 2.05 —Absorption H <sub>2</sub> O—	1.75 2.4	teneur en eau des sols
Infrarouge thermique	3.35 —Absorption CO <sub>2</sub> — 4.5 —Absorption H <sub>2</sub> O— 8.0 —Absorption O <sub>3</sub> — 10.2 —Absorption CO <sub>2</sub> — 17.0	4.16 5.0 9.2 12.4 22.0	discrimination roches silicatées/non silicatées

TABLE 2.4 – Interprétation des fenêtres optiques en transmission de l’atmosphère terrestre (d’après [7]). A été rajoutée la bande “Red Edge” utilisée pour la première fois avec les RapidEyes (voir 4.3.11 page 118), que l’on retrouve depuis sur un certain nombre de capteurs (WorldView-2, RESURS-P, ...)

Bande ( $\mu$ m)	
0.433 - 0.453	Absorption par la chlorophylle
0.510 - 0.530	Concentration par la chlorophylle
0.540 - 0.560	Indicateur de salinité
0.660 - 0.680	Absorption par aérosol
0.700 - 0.800	Détection des nuages et des sols
10.5 - 12.5	Température de surface

TABLE 2.5 – Choix de bandes optiques (capteur NIMBUS)

- les chambres photographiques, nécessitant de ramener à terre les films (soit à la fin de la mission, comme sur la navette spatiale, soit par retour sur terre par capsule adéquate, comme sur les Resurs-F soviétiques).
- les capteurs solides (caméras de télévision, radiomètres, matrice de CCD), permettant un échantillonnage des données, mais dont les performances n’ont dépassé que récemment celles des meilleurs films photographiques.

Les capteur solides permettent l’acquisition d’une image selon diverses techniques. On rencontre les systèmes suivants :

- un capteur ponctuel (radiomètre) doté d’une optique restreignant l’acquisition dans la *FOV* (Field Of View) et d’un mécanisme (en général un miroir oscillant) assurant le balayage selon la direction orthogonale à la direction du satellite (figure 2.12, en haut à gauche). On construit ainsi une ligne de la future image. Dans le cas d’un satellite à défilement (ayant donc une certaine vitesse vis à vis du sol), une nouvelle acquisition donnera une nouvelle ligne de l’image, construisant ainsi l’image finale. Dans le cas des satellites géostationnaires (cas des satellites météorologiques par exemple), c’est tout le satellite qui tourne sur lui même pour acquérir une ligne; ensuite un léger dépointage du satellite permet d’acquérir une nouvelle ligne. Dans l’exemple du capteur MSG, le satellite effectue une centaine de rotation par minute (voir paragraphe 4.1.1 page 93 ainsi que la figure 4.1 page 94).
- le whiskbroom, identique au précédent, mais pour lequel il y a plusieurs capteurs élémentaires selon la

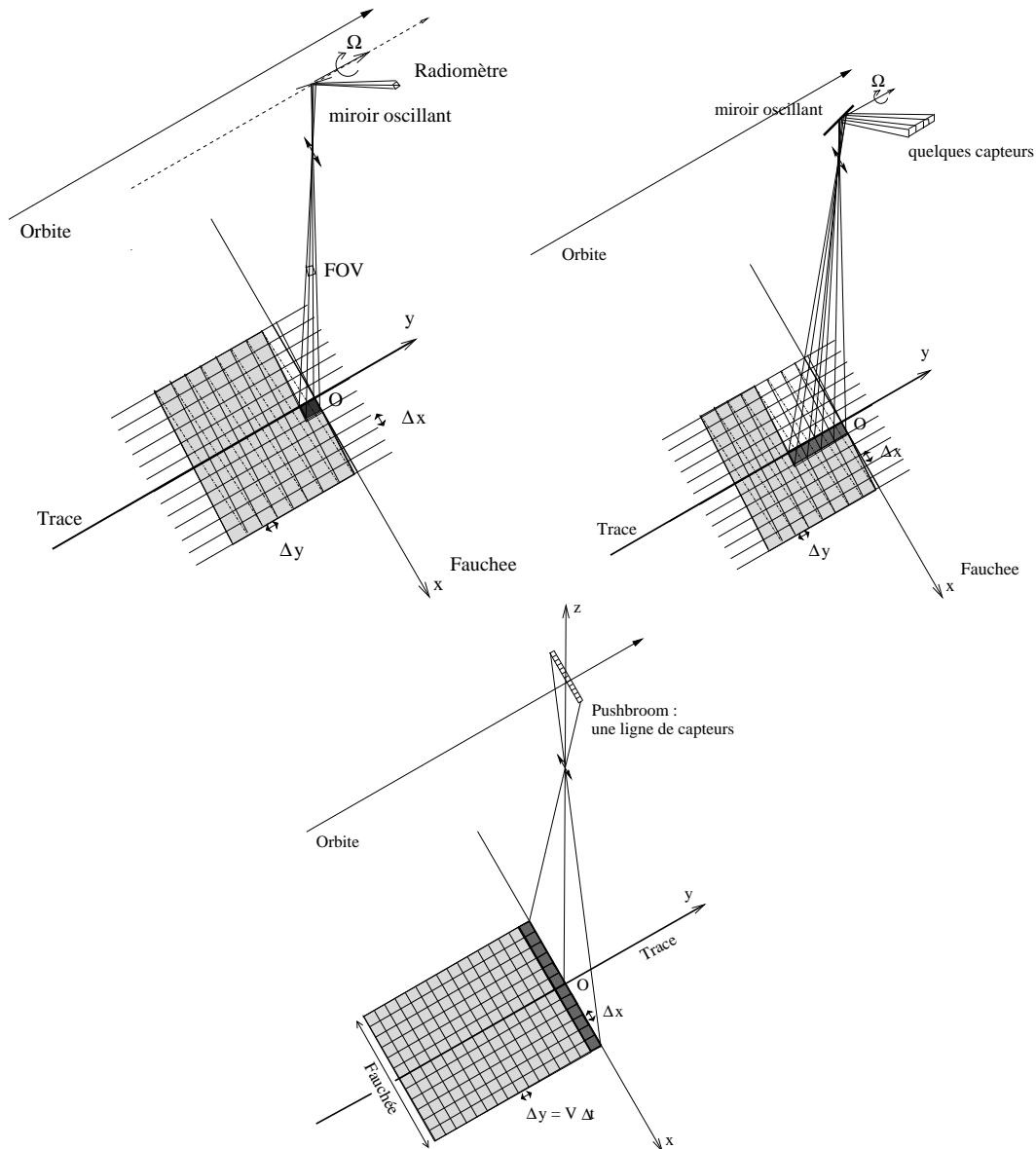


FIGURE 2.12 – En haut : Balayage avec un miroir. Cas du capteur unique (à gauche) et du *whiskbroom* à droite. En bas : Capteur optique de type *pushbroom*. Si la barette requiert une durée  $\delta t$  pour acquérir une ligne, l'interligne sera tout simplement  $\Delta y = V \delta t$ , où  $V$  est la vitesse du satellite.

direction propre du satellite (figure 2.12, en haut à droite). Ces capteurs élémentaires pouvant être aussi dédiés à différentes bandes de fréquences. C'est le mode favori des LANDSAT.

- le *pushbroom*, qui remplace le mouvement de balayage par une série de capteurs sur une ligne, la résolution et la FOV étant alors donné par le choix de l'optique et du nombre de capteurs élémentaires (6000 pour SPOT-1). L'image est construite ligne à ligne en prenant en compte le mouvement du satellite (figure 2.12 en bas).
- enfin, beaucoup plus rarement en imagerie satellitaire, la matrice CCD 2-D (cas d'EarlyBird ou de Proba-1/HRC, ainsi que des SkySat), similaire à celles des appareils photos numériques, qui permet alors d'obtenir une image instantanée d'une zone, sans utiliser le mouvement propre du satellite pour la construction du signal 2-D.

La course à la résolution a mené à des modifications structurelles des barettes de CCD des systèmes *pushbroom*. Un simple calcul montre que pour avoir un échantillonnage du *push-broom* d'environ 7m et étant donné la vitesse en orbite des satellites de télédétection (de l'ordre de 7 km/s), le temps de pose du capteur est de l'ordre de la milliseconde. Dès lors que des résolutions submétriques sont visées, ce temps de pose tombe sous la centaine de microsecondes et le nombre de photons récupérés est alors très faible, ce qui conduit à un mauvais rapport signal sur bruit pour ce type de capteur.

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin

C'est pour cela que dans les systèmes à résolution submétriques a été introduit le détecteur TDI (Time Delay and Integration), matrice CCD pour laquelle le détecteur élémentaire "suit" le mouvement du défilement du paysage, ce qui accroît au final les charges et améliore le rapport signal sur bruit. Par exemple, Pléiades a un TDI PAN composé de 20 lignes, ce qui revient à capter 20 fois plus de photons qu'un CCD élémentaire (voir [13] pour plus de détails).

## 2.4 Les satellites radar

### 2.4.1 Principes généraux

Les ondes électromagnétiques sont utilisées pour construire des images satellitaires. Le satellite embarque alors une antenne, utilisée à la fois en émission et en réception. Le fait que ce système soit "actif" affranchit l'acquisition de l'image des contraintes liées, en imagerie optique, à l'éclairage solaire : il est alors possible d'effectuer des acquisitions de jour comme de nuit. De plus, l'utilisation d'ondes centimétriques (actuellement entre 1 et 10 GHz) permet d'imager la terre sans soucis de nébulosité puisque ces ondes traversent sans problème les nuages. Les bandes traditionnellement utilisées en radar sont décrites au tableau 2.6.

P	0.225 - 0.390 GHz	133 - 76.9 cm
L	0.39 - 1.55 GHz	76.9 - 19.3 cm
S	1.55 - 4.20 GHz	19.3 - 7.1 cm
C	4.20 - 5.75 GHz	7.1 - 5.2 cm
X	5.75 - 10.90 GHz	5.2 - 2.7 cm
K <sub>u</sub>	10.90 - 22.0 GHz	2.7 - 1.36 cm
K <sub>a</sub>	22.0 - 36 GHz	1.36 - 0.83 cm

TABLE 2.6 – Définition des "bandes radar". Les bandes actuellement usitées en télédétection sont les bandes L, C et X.

Un facteur important est la pénétration des ondes électromagnétiques dans le sol ou à travers le feuillage : plus la longueur d'onde est petite, plus la fréquence est élevée et la pénétration faible. En particulier, on considère que la bande C (et au delà) ne pénètre pas la canopée, alors que la bande L permet d'atteindre en général le sol à travers le feuillage (ce dernier est alors source de rétrodiffusion volumique), voire même pénétrer dans le sol (les expérimentations SIR-B sur le sable du désert montrent une pénétration métrique).

### 2.4.2 Les capteurs radar : principes élémentaires

Le capteur élémentaire d'un système radar est une antenne, utilisée à la fois pour l'émission et la réception. Les premiers capteurs avaient une antenne unique (l'antenne physique d'ERS était de forme rectangulaire –10 m × 1 m–) pour laquelle on ne pouvait contrôler localement la phase. A partir de Radarsat-1 sont apparues les antennes composées d'un grand nombre d'éléments dont la phase pouvait être modulée électroniquement à la demande, ce qui a permis la possibilité d'orienter le faisceau pour modifier certains paramètres de l'acquisition (comme l'incidence locale).

Par principe, un radar imageur vise latéralement (utiliser une antenne visant à la verticale définit les systèmes altimétriques). L'analyse du signal reçu selon le temps permet de définir le positionnement des objets rétrodiffuseurs dans la direction d'émission de l'antenne puisque le radar est un système d'écholocation<sup>29</sup>. La géométrie d'acquisition spécifique à la visée latérale est résumé sur la figure 2.13 gauche et sera approfondie au paragraphe 3.4.

La construction de l'image se fait grâce au mouvement du capteur, à l'instar des *push broom* optiques (figure 2.13 droite) : on peut de manière imagée parler de radarbroom. Le pixel définit des "cases sol", qui sont la projection des "cases distances" obtenues sur l'axe de visée et correspondant au même isochrone. ces cases distances étant liés aux échantillons temporels ("cases temps") obtenu sur le signal électromagnétique mesuré en réception et en faisant l'hypothèse que la célérité des ondes électromagnétiques demeure constante entre le satellite et la Terre.

### 2.4.3 Bandes radar et thématiques

Chaque bande a donc son intérêt en télédétection. Un exemple d'utilisation pour l'étude de la végétation et des sols est donné dans le tableau 2.7 [12].

29. RADAR signifie RAdio Detection And Ranging.

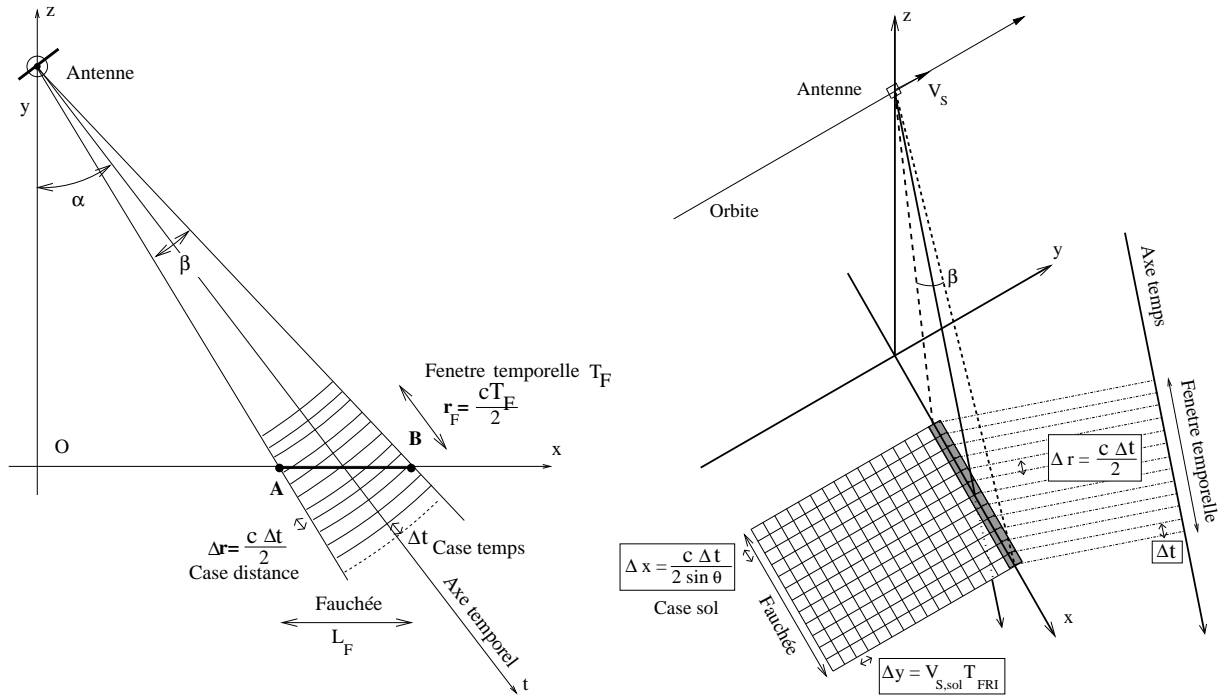


FIGURE 2.13 – A gauche : acquisition d’une ligne d’image par un radar à visée latérale. De par les propriétés des antennes, l’énergie émise est localisé dans une zone appelée lobe d’antenne et définie par la direction de visée  $\alpha$  de l’antenne ainsi que son ouverture angulaire  $\beta$ . Pour un tir radar donné, l’analyse du signal en réception se fait en analysant selon l’axe temporel les échos reçus, le signal ayant été échantillonné selon un pas temporel  $\Delta t$  définissant les “cases temps”. Connaissant la célérité des ondes électromagnétiques, ces cases temps deviennent des “cases distance”  $\Delta r$ . La prise en compte du diagramme d’antenne permet d’associer les échos observés à des positions particulières sur le sol terrestre, ce qui définit la fauchée d’un système radar (sur cette figure, la Terre est supposée plate). A droite : construction d’une image radar grâce au mouvement du capteur. Les tirs radar se succèdent avec un pas temporel  $T_{FRI}$  et, de manière analogue au *pushbroom* optique, la concaténation ligne à ligne d’acquisitions élémentaires permet la construction d’une image. Par projection sur le sol, on obtient à partir des cases distance les “cases sol”  $\Delta x$ .

## 2.5 Les images et leur géoréférencement

### 2.5.1 Le positionnement des satellites

L’étude du positionnement d’un satellite a donc commencé le 3 novembre 1957, date du lancement de Sputnik2 : ce satellite (le second dans l’histoire des satellites) est resté 162 jours en orbite et c’est Jeffrey (d’après [5]) qui, en analysant l’orbite, a pu déterminer l’expression harmonique du champ gravitationnel terrestre (relation 1.13).

Les orbites des satellites ont très vite fait l’objet de nombreuses études. Puis dans les années 1990, des mesures très précises de la position d’un satellite par rapport à la Terre ont pu être menées à bien : par exemple l’expérimentation DORIS (Détermination d’Orbite et Radiopositionnement Intégrés par Satellite), dans laquelle un certain nombre de satellites (SPOT-3, SPOT-4, Topsex-Poseidon, Envisat,...) embarquaient un système analysant des signaux émis par des balises au sol. Ceci a permis d’avoir des précisions centimétriques sur la position des satellites, et, ensuite, des précisions centimétriques sur le déplacement éventuel des balises. Ces expérimentations ont permis de valider les moyens de mesures de position actuels des satellites, (qui sont dotés en général à la fois d’un GPS et d’une centrale inertielle) et il faut noter au passage l’utilisation quasi universelle de l’ellipsoïde “IAG GRS 80”, c’est à dire celui du WGS84.

A l’heure actuelle, on connaît finalement très bien la position d’un satellite dans le SRT (référentiel cartésien centré sur la Terre) défini au paragraphe 1.6.1 et ceci a ouvert de nouvelles voies dans les techniques de recalage d’images satellitaires.

### 2.5.2 Orientation locale des images

Si, à présent, il est possible de connaître avec une grande précision la position du satellite, il est nécessaire de pouvoir positionner l’image obtenue sur le géoïde.

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Objectifs	L	C	X
Identification des cultures		**	***
Humidité du couvert végétal		*	***
Humidité du sol sous jacent	**	***	
Séparation radiométrique forêt/culture	***	*	
Structure de la forêt	***	*	
Localisation de coupes de bois	***	*	
Régénération		*	***

TABLE 2.7 – Bandes radar traditionnellement utilisées pour le suivi de la végétation et des sols [12]

Les images prises par un satellite –tant optique que radar– sont orientées selon la trace du satellite : elles peuvent néanmoins être obtenues en avant, en arrière ou latéralement par rapport au nadir (*i.e.* le point au sol qui “voit” le satellite en pointant vers le sol à la verticale, voir le paragraphe 3.1.4). Connaissant l’inclinaison de l’orbite  $i$ , l’altitude du satellite  $h$ , le rayon de la terre  $R_T$  (hypothèse de terre parfaitement sphérique dans ce paragraphe), ainsi que les paramètres d’acquisition (type de visée –avant/arrière ou latérale–, angle de visée  $\nu$ ), il est alors possible de calculer l’angle  $\zeta$  correspondant à l’orientation par rapport au Nord géographique des images obtenues en fonction de la latitude  $\Psi$ .

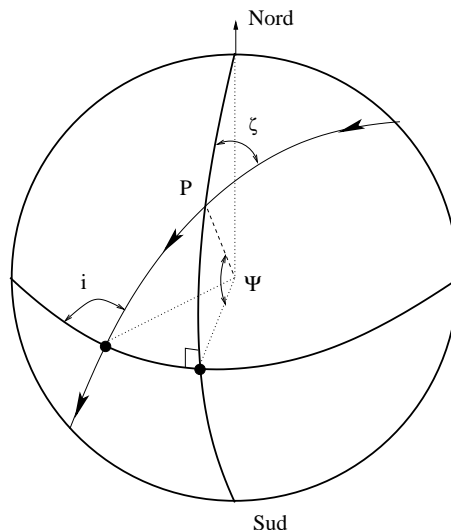


FIGURE 2.14 – Représentation de l’orientation de la trace par rapport à un méridien au point P.

Par soucis de simplification, nous allons uniquement considérer la trace du satellite dans le cas où l’orbite est strictement circulaire, ce qui revient à analyser l’orientation d’une image acquise en visant à la verticale.

En utilisant les formules de trigonométrie sphérique (rappel en annexe B), et en se plaçant dans le triangle sphérique formé par le nœud ascendant (pour lequel on connaît l’angle, qui est égal à l’inclinaison de l’orbite), le point considéré (pour lequel on connaît la latitude) et la projection de ce point sur l’équateur (voir figure 2.14), on peut alors appliquer directement la formule B.14 :

$$\zeta = \text{Asin} \left( \frac{\cos i}{\cos \Psi} \right) \quad (2.6)$$

Cette relation n’est bien entendu valable que si  $i \geq \Psi$  ou  $i \leq -\Psi$  : le point doit être effectivement survolé par le satellite.

Le tableau 2.8 donne, pour plusieurs satellites “classiques”, des valeurs d’angles entre la trace et le Nord géographique pour quelques latitudes de l’hémisphère Nord et pour des passes ascendantes.

### 2.5.3 Prise en compte de la rotation de la Terre

Si les calculs précédents étaient faciles à mener, c’est qu’un point essentiel avait été omis : la rotation de la Terre, à raison d’une rotation toutes les 23h56. Ceci modifie les valeurs trouvées. En fait, pour une latitude donnée

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



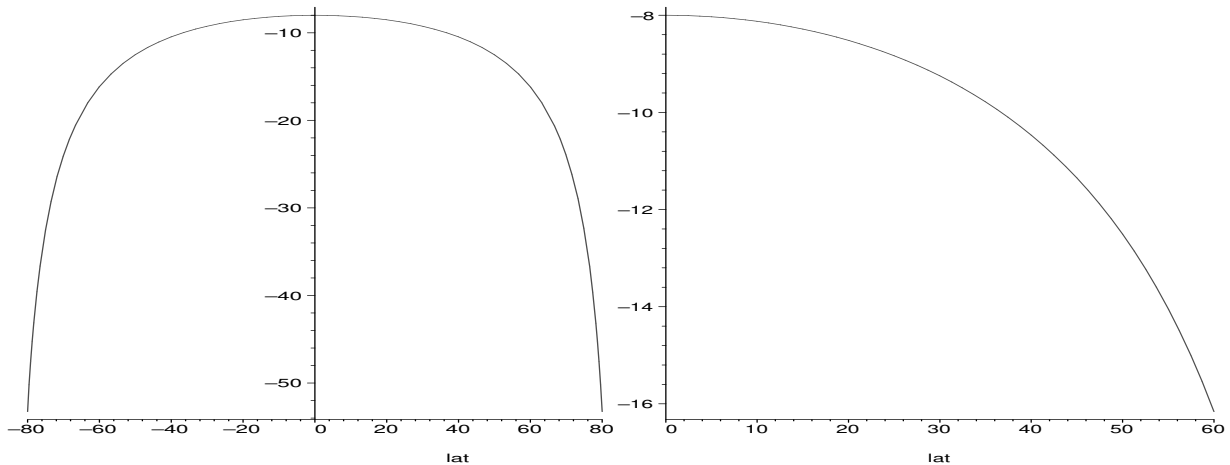


FIGURE 2.15 – Orientation de la trace en fonction de la latitude : cas de SPOT ( $i = 98^\circ$ ).

Satellite	altitude	inclinaison	Latitude		
			$\Psi = 0^\circ$	$\Psi = 30^\circ$	$\Psi = 60^\circ$
SPOT	832 km	$98,7^\circ$	-8,70	-10,06	-17,61
LANDSAT-7	705 km	$98,2^\circ$	-8,20	-9,48	-16,57
Ikonos	680 km	$98,0^\circ$	-8,00	-9,25	-16,16
JERS	568 km	$97,6^\circ$	-7,60	-8,78	-15,34

TABLE 2.8 – Exemples d'inclinaison de la trace pour différentes satellites. Ces valeurs ne sont qu'indicatives car il faudrait prendre en compte la rotation de la Terre pour avoir la véritable orientation des images acquises.

$\Psi$  et une altitude  $h$  du satellite donnée, on a l'inclinaison locale de l'orbite associée à la vitesse locale (Est-Ouest) du points survolé. Il est alors aisé de déduire le vecteur vitesse du satellite (le module est donné par la relation 1.12), ainsi que le vecteur vitesse du point survolé (relation 1.16) : la combinaison (additive) des deux donnera alors la vitesse apparente du satellite, et donc l'orientation de la trace.

## 2.5.4 Images et métaparamètres

Pour les capteurs actuels, les images sont fournies avec des fichiers (xml ou texte) regroupant un certain nombre de données (orbite, paramètres liés au capteur, conditions de prise de vue, ...) généralement appelées métaparamètres. A partir de ces métaparamètres, il est possible d'avoir un recalage sans référence au sol d'une très bonne précision<sup>30</sup>.

La tâche la plus redoutable est de passer des positions liées au SRT (soit coordonnées cartésiennes, soit coordonnées géographiques –voir le paragraphe 1.6.1–) à des informations de type cartographiques (c'est à dire une projection plane dans un référentiel donné). Comme il a été dit au paragraphe 1.6.5, cette étape dépend fondamentalement du type de représentation cartographique et sort du cadre de ce document.

## 2.6 Quelques satellites de télédétection

Ce paragraphe regroupe les données orbitales des plus célèbres satellites de télédétection, qui seront analysés au chapitre 4 pour les satellites optiques, et au chapitre 5 pour les satellites radar.

30. en particulier pour les capteurs radar, qui ne sont quasiment pas sensibles au roulis et tangage qui affectent les données optiques.

Satellite optique			altitude	Orbites (par jour)	Inclinaison orbite	Résolution (nadir)	fauchée (nadir)	incidence
LANDSAT-1	1972	Optique	917 km	13+17/18	99.09°	80m	163 km	0°
LANDSAT-7	1999	Optique	705 km	14+9/16	98.21°	15m	163 km	0°
SPOT-1	1986	Optique	832 km	14+5/26	98.72°	10m	60 km	+27°
SPOT-5	2002	Optique	832 km	14+5/26	98.72°	2.5m	60 km	+27°
Ikonos	1999	Optique	680 km	14+9/14	98.11°	1m	11 km	0° à 30°
QuickBird2	2001	Optique	450 km	15+7/8	97.21°	0.61 m	16.5 km	+30°
Formosat-2	2004	Optique	891 km	14	99.00°	2m	24 km	+45°
WorldView-1	2007	Optique	496 km		97.5°	0.50 m	17.6 km	+45°
GeoEye	2008	Optique	684 km		98.1°	0.41 m	15.2 km	+35°
Pléiades	2011	Optique	695 km	14 +15/26	98.15°	70 cm	20 km	+45°
Sentinel2	2015	Optique	786 km	14+3/10	98.5°	20m	290 km	0°
Satellite radar			altitude	Orbites	Inclinaison	Résolution	fauchée	incidence
ERS	1991	RSO	780 km	14+11/35	98.52°	20 m	100 km	23°
Radarsat-1	1995	RSO	798 km	14+7/24	98.59°	20 m	100 km	19° à 47°
Terrasar-X	2007	RSO	514 km	15+2/11	97.45°	2m	30 km	20° à 45°
Cosmo-SKymed	2008	RSO	619 km	14+13/16	97.86°	2m	30 km	20° à 60°
Sentinel1	2014	RSO	693 km	14+7/12	98.18°	5m x 15m	250 km	38°

## 2.7 Quelques images

Ces quelques exemples proposent des images de Paris intra-muros (qui se trouve dans tous ces exemples présent sur les images), en partant d'un capteur grand-champ (résolution kilométrique) à un capteur local (résolution décimétrique).

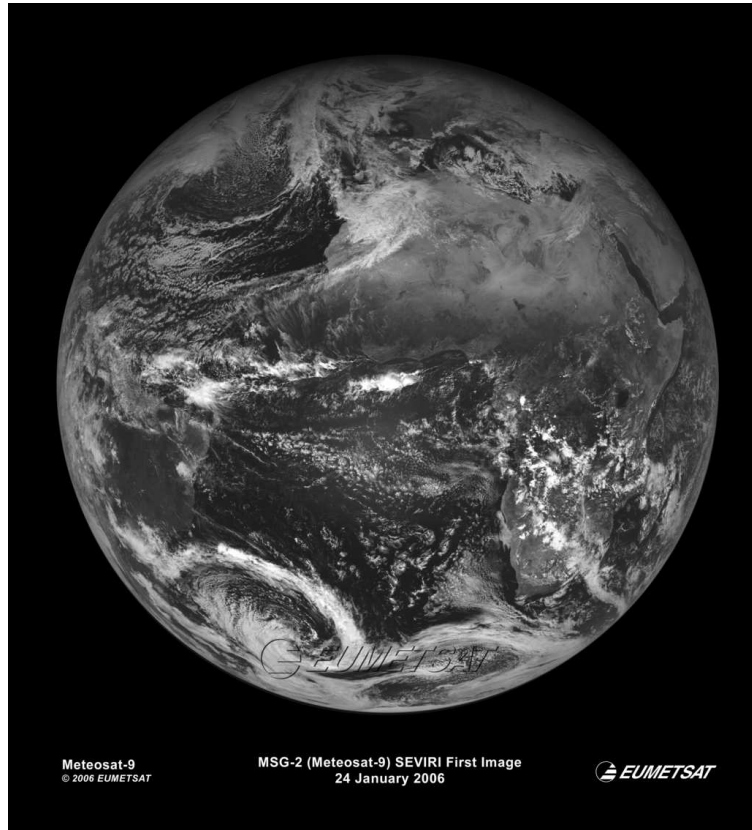


FIGURE 2.16 – Image SEVIRI (satellite météorologique MSG2), ©ESA. L'image a 3750 colonnes et 3750 lignes (canal "VIS"), et la taille du pixel est de l'ordre de 3 km au centre de l'image.

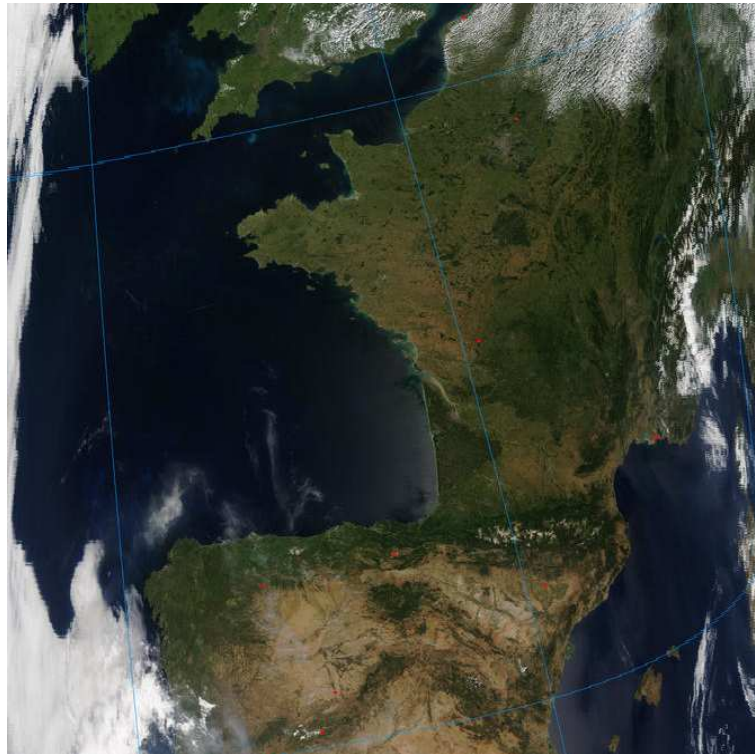


FIGURE 2.17 – Image MODIS (satellite Terra, 18 juin 2017), ©NASA (de l'ordre de  $2000 \text{ km} \times 1500 \text{ km}$ ). La taille du pixel est de l'ordre de  $250 \text{ m}$  au centre de l'image. Les effets de la rotondité de la Terre sont très sensibles en bord d'image.

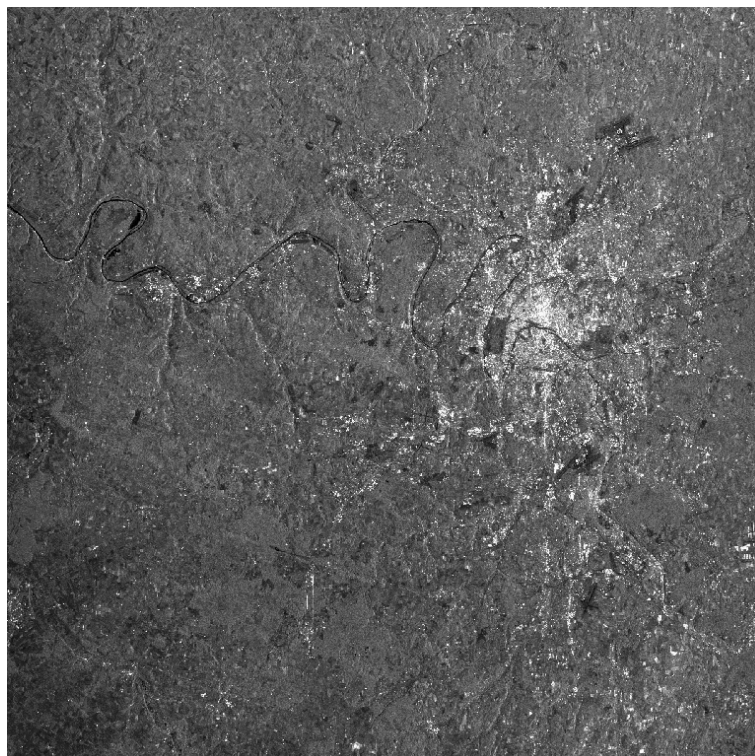


FIGURE 2.18 – Scène ERS, ©ESA ( $100 \text{ km} \times 100 \text{ km}$ ). L'image a 4903 colonnes et 26410 lignes. Le pixel est de l'ordre de  $22 \text{ m} \times 4.2 \text{ m}$  (l'image représentée à un pixel isotrope).



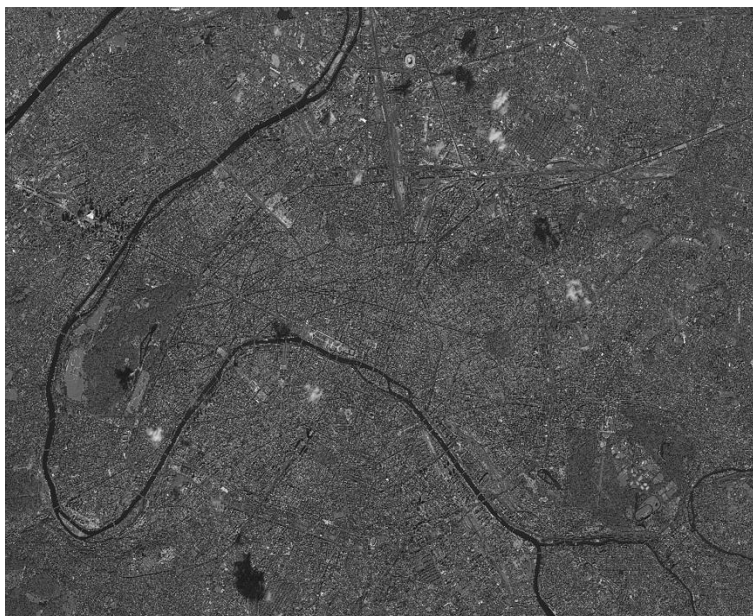


FIGURE 2.19 – Scène WorldView-2 (20.2 km × 15 km), ©DigitalGlobe. L'image a 35180 colonnes et 28756 lignes. Le pixel est de l'ordre de 60 cm. Pour ces scènes de faible extension, la rotondité de la Terre n'est quasiment plus observable.



FIGURE 2.20 – Scène Terrasar-X (mode Staring Spotlight) sur la Tour Eiffel Paris (6.6 km × 3.1 km), ©DigitalGlobe. L'image a 8276 colonnes et 18282 lignes. Le pixel, fortement anisotrope, est de l'ordre de 80 cm × 17 cm. L'image représentée a conservé l'anisotropie du pixel des données.

# Chapitre 3

# Géométrie des images



L'imagerie satellitaire, quel qu'en soit le capteur d'origine (actif ou passif, visible ou infra-rouge, optique ou radar), fournit des images destinées à des thématiciens : géologues, spécialistes en agronomie, urbanistes, officiers de renseignement militaire.

Deux aspects sont à prendre en compte pour passer d'une image à un point sur la Terre[13] :

- Connaissant un pixel de l'image  $(x, y)$  et l'altitude du point visé  $h$ , trouver le point correspondant  $\mathbf{P}$  situé sur la Terre. Ce modèle est appelé **modèle direct**.
- Connaissant un point  $\mathbf{P}$  situé sur la Terre<sup>1</sup>, associer ce point à un pixel de l'image  $(x, y)$ . Ce modèle est appelé **modèle inverse**.

Ce document se focalisera sur le modèle inverse, tant pour des capteurs passifs qu'actifs. En effet, depuis l'avènement de satellites dont on connaît (presque) parfaitement l'orbitographie ainsi que la position et l'attitude à tout instant<sup>2</sup>, le modèle inverse, qui consiste à retrouver sur une image un point donné de la Terre, est le plus aisé à comprendre et à mettre en œuvre. Il faut insister sur les deux points suivants :

- La localisation d'un objet ponctuel  $\mathbf{P}$  s'effectue selon le choix d'un référentiel, qui peut être un repère absolu (coordonnées cartésiennes ou géographiques, liées à un ellipsoïde de référence), ou qui peut être lié à un système géodésique (longitude, latitude). Dans les deux cas, l'altitude peut être la hauteur du géoïde ou la hauteur orthométrique (voir le paragraphe 1.6.3 du chapitre 1).
- La position sur l'image  $(x, y)$  correspond à une position sur une chambre photographique (placé sur le plan de l'image en optique géométrique, ou, du moins, en son voisinage), à un capteur élémentaire d'une barette de CCD, ou à une fenêtre spatio-temporelle dans le cas d'un tableau de données radar.

Ces différents choix de référentiel (sol et image) sont essentiels pour aborder sereinement la géométrie des images, ou du moins en appréhender les difficultés.

L'approche directe est beaucoup plus redoutable car, outre une très bonne connaissance de la position en orbite du capteur, il nécessite surtout un système géodésique (qui dépend en général du pays correspondant), rattaché à un nivellement de référence (voir au chapitre 1 le paragraphe 1.6 dédié à la représentation des objets cartographiques sur la Terre). En revanche, le modèle inverse peut rester dans le même référentiel.

Pour simplifier un peu plus la présentation, nous n'aborderons pas le problème stricto-sensu du géoréférencement : en tout état de cause, la Terre de ce chapitre est parfaitement sphérique (voire approximable par un plan) et un point de la Terre est représenté par ses longitude, latitude et altitude, voire par un triplet  $(X, Y, Z)$  dans le référentiel cartésien classique.

## 3.1 Généralités sur les systèmes d'imagerie

### 3.1.1 Notion de résolution

La résolution est une grandeur, monodimensionnelle si le capteur est invariant par rotation (cas de l'imagerie visible), bidimensionnelle dans le cas le plus général (cas de l'imagerie radar), qui résume les limitations liées au capteur physique. En effet, les lois de la diffraction associées aux contraintes technologiques lors de la fabrication conduisent à réaliser des systèmes tels que l'image d'une source ponctuelle n'est pas un point (cas d'un capteur idéal), mais une tache (en optique, on parle de tache d'Airy).

Les dimensions de cette tache sont un des facteurs permettant de définir la résolution.

On définit généralement la résolution lorsque l'on veut séparer sur une image acquise par un capteur physique deux sources identiques proches. Dans le cas d'un capteur idéal, ces deux sources seraient observées comme des points et demeureraient séparables dès lors que ces sources ne seraient pas superposées. Dans le cas d'un capteur physique, rapprocher deux sources revient à rapprocher leur tache jusqu'au moment où l'on ne voit plus qu'une unique tache : cette distance minimale s'appelle résolution. Remarquons que pour un capteur non invariant par rotation, la résolution ne se résume pas à une valeur, mais au moins à deux (selon les deux directions).

Un capteur peut ne pas être isotrope : dans ce cas, la résolution varie sur l'image. On trouve ce cas :

- en optique, pour les caméras "grand champs" pour lesquels la courbure de la Terre se fait clairement sentir et pour lesquels la résolution variera selon que l'on est au centre de l'image ou sur les bords de l'image.
- en radar, car la résolution n'est quasiment jamais la même selon les deux directions de l'image. De plus, la résolution varie le long de la fauchée car l'incidence locale n'est pas constante le long de la fauchée.

Dans le cas d'une chaîne complète, on peut montrer que chaque élément intervient dans la résolution (par exemple, une chambre photographique, avec son optique, son diaphragme, l'émulsion de son film). Par une approche linéaire, on peut considérer chaque composant comme un filtre passe bas, et la succession des opérations

1. ou sur le sursol de la Terre : immeuble, pylone,...

2. pour simplifier, on peut fixer ce changement à Ikonos en 1999 (pour les satellites optiques) et Terrasar-X en 2007 (pour les satellites radar)



comme un filtre linéaire, donc modélisable par une convolution. Schématiquement, on peut retenir que la résolution finale sera de l'ordre de la valeur dictée par l'élément le moins performant (en terme de résolution) de la chaîne.

### 3.1.2 Echantillonnage des données

Dans un système numérique, une étape capitale est celle de l'échantillonnage des données. Cet échantillonnage peut physiquement prendre divers aspects : uniquement spatial (cas d'un capteur optique), spatio-temporel (cas du radar), ... En fin de traitement, il fournit un tableau (bidimensionnel dans le cas d'une image) que l'on souhaite en général isotrope (condition presque jamais réalisé en radar).

L'échantillonnage doit vérifier des contraintes spécifiques (théorème de Nyquist) pour ne pas affecter les données d'effets nuisibles que l'on appelle repliement (aliasing). Pour cela, les données doivent être filtrées avant échantillonnage par un filtre passe-bas analogique<sup>3</sup>. En règle générale, le capteur physique effectue de facto un filtrage passe-bas qui peut dans certains cas s'avérer suffisant. Dans d'autres cas des effets de repliement pourront apparaître (cas des capteurs des systèmes SPOT).

### 3.1.3 Rayon perspectif et gerbe perspective

Considérons un capteur visant selon une direction définie par un vecteur  $\mathbf{W}$  (par exemple, pour un capteur radar à visée latérale, cette direction correspond au pointage de l'antenne).

On appelle rayon perspectif l'ensemble des points de l'espace associés à la même position sur l'image  $(x, y)$ . Le rayon perspectif est à la base de la géométrie perspective, largement utilisée en vision robotique. Le cadre formel de cette théorie : coordonnées homogènes, espace projectif, paramètres intrinsèques, paramètres extrinsèques, ... sort bien évidemment des objectifs de ce cours, mais tous ces paramètres sont essentiels dès lors que l'on veut correctement traiter les données, par exemple dans une phase de calibration des cameras. Sans adopter totalement ce formalisme, retenons qu'un modèle géométrique de caméra (optique) nécessite :

- la prise en compte de la projection perspective, définie par une matrice dépendant de la focale  $f$ .
- la connaissance de la transformation caméra/image, qui est la transformation d'un repère métrique lié à la caméra à un repère lié à l'image, et qui est décrite par une transformation affine (rotation, translation et changement d'échelle) : on a ainsi les facteurs d'échelle verticale (pixels/mm) et d'échelle horizontale (pixels/mm).

On appelle gerbe perspective l'ensemble des rayons perspectifs d'un capteur. On parlera de gerbe centrale si tous les rayons perspectifs passent par un même point.

#### Capteurs passif (optique)

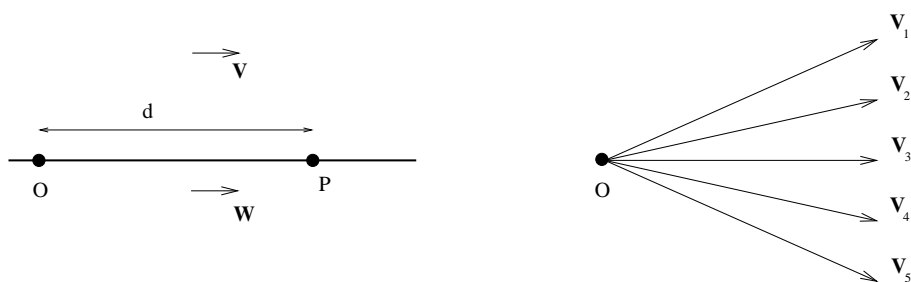


FIGURE 3.1 – Rayon perspectif dans le cas d'un capteur optique orienté selon le vecteur  $\mathbf{W}$ . Un rayon perspectif est défini par un point  $O$  (correspondant au capteur) et un vecteur  $\mathbf{V}$  parallèle à la visée  $\mathbf{W}$  : tous les points appartenant à la droite passant par  $O$  et de vecteur directeur  $\mathbf{V}$  définissent le rayon perspectif. A droite : gerbe perspective formée de 5 rayons ( $\mathbf{V}_1$  à  $\mathbf{V}_5$ ), correspondant à 5 directions de visée, et passant par  $O$ . C'est une gerbe centrale.

Dans le cas d'un capteur optique orienté selon la direction donnée par le vecteur  $\mathbf{W}$ , on considère que la propagation de la lumière se fait en ligne droite<sup>4</sup> : le rayon perspectif est alors une droite (dans la mesure où l'on

3. Le théorème de Shannon exige un passe-bande. Dans la mesure où l'on souhaite conserver la fréquence 0, i.e. la composante continue, le gabarit du filtre est alors un passe-bas.

4. du moins pour les résolutions submétriques actuelles

peut considérer le milieu de propagation comme homogène). On a la définition des points définissant un rayon perspectif :

$$\mathbf{P} = \mathbf{O} + d\mathbf{V}$$

avec  $\mathbf{O}$  centre de projection (ou point de vue) et  $\mathbf{V}$  parallèle à la direction de visée  $\mathbf{W}$ .  $d$  est un paramètre permettant de décrire la position d'un point imagé sur le rayon projectif. La gerbe perspective<sup>5</sup> est décrite par un jeu de vecteurs possibles  $\mathbf{V}$  (correspondant à un ensemble de vecteurs de visée  $\mathbf{W}$ ) et des valeurs  $d$  associées.

La figure 3.1 illustre la notion de gerbe perspective au voisinage du centre de projection.

Si l'on se place à grande distance, les rayons perspectifs formeront un ensemble de droites presque parallèles à la direction de visée du capteur.

La notion de rayon perspectif est assez naturelle à utiliser pour des capteurs optiques : notre œil fonctionnant de la sorte, l'interprète humain sait que, lorsque deux points sont alignés, le plus proche peut masquer le plus lointain.

### Capteur actif (radar)

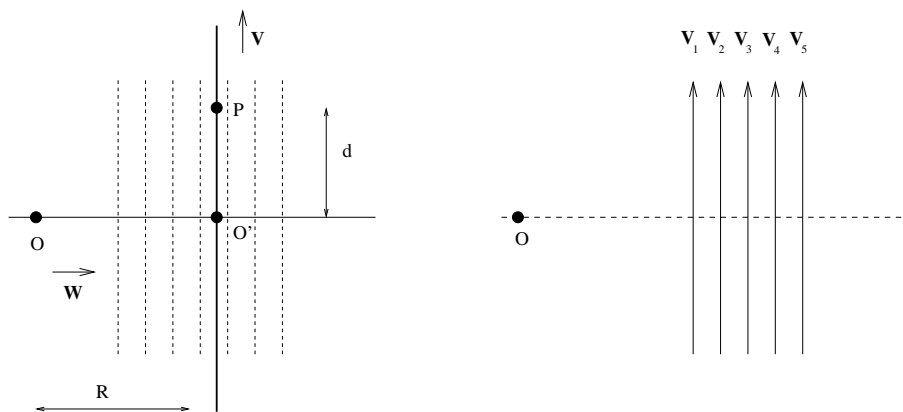


FIGURE 3.2 – Rayon perspectif, capteur radar (hypothèse d'onde plane). Un rayon perspectif est défini par un point  $\mathbf{O}$  (correspondant au radar), un vecteur  $\mathbf{W}$  correspondant à la direction d'émission du radar, une distance  $R$  et enfin un vecteurs  $\mathbf{V}$  (orthogonal au vecteur  $\mathbf{W}$ ) : tous les points appartenant à la droite passant par  $\mathbf{O}'$  (défini par le vecteur  $\mathbf{W}$  et la distance  $R$ ) et de vecteur directeur  $\mathbf{V}$  perpendiculaire à  $\mathbf{W}$  définissent un rayon perspectif. A droite, gerbe perspective formée de 5 rayons ( $\mathbf{V}_1$  à  $\mathbf{V}_5$ ) : aucun ne passe par le point  $\mathbf{O}$ .

Dans le cas d'un capteur actif, nous avons vu que la construction de l'image se fait par analyse sur le signal temporel d'échos sur des points situés sur la Terre (voir la figure 2.13). Le rayon perspectif est alors une isochrone, que l'on peut considérer comme étant une droite (hypothèse d'onde plane, qui se justifie localement pour les radar satellitaires situés à grande distance du point observé). La position d'une isochrone est donnée par la distance  $R$  le long d'une droite de vecteur directeur  $\mathbf{W}$  (correspondant à la direction d'émission du radar), l'isochrone étant alors la droite de vecteur directeur  $\mathbf{V}$  (perpendiculaire à  $\mathbf{W}$ ).

Puisqu'on approxime le front d'onde par une onde plane, on peut écrire pour tout point  $\mathbf{P}$  :

$$\mathbf{P} = \mathbf{O} + R\mathbf{W} + d\mathbf{V}.$$

La gerbe perspective est alors décrite par un certain nombre de valeurs de  $R$  (ceci correspond à l'échantillonnage en temps du signal reçu), ce qui revient à considérer des lignes parallèles perpendiculaires au vecteur  $\mathbf{W}$  correspondant à la direction de visée du radar.

La notion de rayon perspectif radar est difficile à percevoir par un interprète humain. Cependant, si l'on place côte à côte le faisceau perspectif en optique (en se plaçant à l'infini) et le faisceau perspectif en radar (sous l'hypothèse d'ondes planes), on constate que le problème possède de fortes similarités en effectuant une rotation de  $\pi/2$  (figure 3.3).

### Prise en compte de l'orientation du plan image

Dans certaines disciplines, comme la photogrammétrie, il est nécessaire de connaître avec précision le repérage du plan image par rapport à l'axe optique. Le repérage du plan image peut alors se décrire par une rotation qui est un paramètre intrinsèque.

5. qui est ici une gerbe "centrale" : tous les rayons perspectifs passent par  $\mathbf{O}$ .

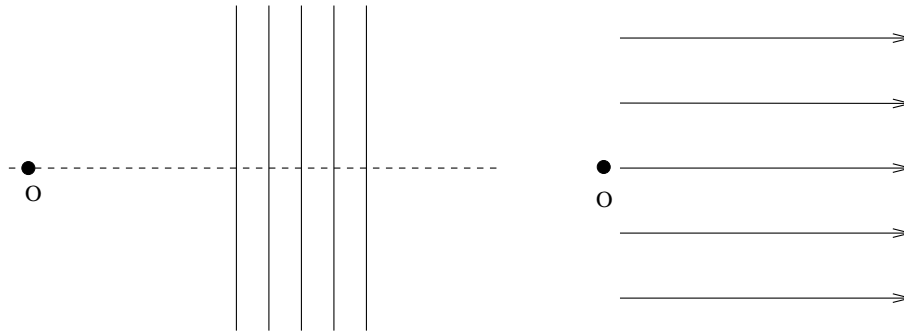


FIGURE 3.3 – Rayon perspectif, capteur radar (hypothèse d’onde plane) à gauche (cf figure 3.2) et capteur optique (à l’infini) à droite (cf figure 3.1). Les deux capteurs ont la même direction de visée, définie par le même vecteur  $\mathbf{W}$  : on observe que les rayons perspectifs du capteur radar sont perpendiculaires aux rayons perspectifs du capteur optique. Le cas de visées obliques optique et radar sera illustré figure 3.14, page 82. On peut déjà remarquer qu’en effectuant une rotation de  $90^\circ$  sur le schéma de gauche, on obtient une représentation similaire à celle du schéma de droite.

Dans la présentation de ce cours, nous considérerons que ces paramètres intrinsèques sont connus (phase de calibration préalable), et, pour ne pas alourdir les expressions analytiques, nous nous placerons dans le cas idéal où la calibration est déjà effectuée.

De même pour un capteur actif, nous considérerons parfaitement connu la position du satellite sur son orbite ainsi que les paramètres caractérisant l’antenne (direction de visée, échantillonnage temporel, ...).

### 3.1.4 Repérage du capteur par rapport au sol

Capteurs actifs et passifs se caractérisent par deux paramètres essentiels :

- l’altitude du porteur,
- la direction de visée du capteur, représentée par un vecteur  $\mathbf{W}$ .

ainsi que leurs gerbes perspectives, représentées par un ensemble de vecteurs  $\mathbf{V}_i$ .

De ce fait, lorsqu’un point du sol appartient à un rayon perspectif –ce qui revient à dire que ce point appartient à la gerbe perspective–, il est nécessaire de le positionner dans un repère lié à la Terre.

La Terre peut toujours localement être approximée par un plan : cela revient à faire l’hypothèse de Terre plate<sup>6</sup>, bien utile pour poser les concepts fondamentaux et tout à fait réaliste en imagerie satellitaire<sup>7</sup>. C’est cette hypothèse qui sera choisie en premier lieu. Une meilleure approximation de la Terre est la sphère : ce cas plus réaliste sera abordé ensuite.

Comme il a été noté dans l’introduction de ce chapitre, le problème stricto-sensu du référencement des objets imagés prenant en compte un système géodésique ne sera pas abordé dans ce document.

#### Hypothèse de Terre plate

Dans ce cas d’école (figure 3.4), une des manières les plus efficaces de repérer une image est de se repérer par rapport au nadir (*i.e.* le point au sol que “voit” le satellite en pointant vers le sol à la verticale). Dans ce cas, soit  $D_N$  la distance au nadir, et  $\alpha$  l’angle de visée définie par la verticale associée au capteur et la direction de visée (vecteur  $\mathbf{W}$ ). Le sol étant plat, l’angle d’incidence  $\theta$  est égal à l’angle de visée  $\alpha$  et, connaissant l’altitude  $h$  du capteur, on a la relation :

$$D_N = h \tan \theta \tag{3.1}$$

La distance  $d$  du capteur à un point du sol repéré par sa distance au nadir  $D$  s’écrit :

$$d = \frac{D_N}{\sin \theta}$$

De même, si l’on ne connaît que l’altitude  $h$  du capteur, on a

$$d = \frac{h}{\cos \theta}$$

6. chère à Thalès de Millet et battu en brèche dès Pythagore, en 560 av. J.-C.  
 7. beaucoup moins en imagerie aéroportée.

On peut remarquer les deux points de vues :

- celui du capteur, qui peut ajuster l'angle de visée  $\alpha$  ;
- celui de l'observateur qui peut mesurer l'angle d'incidence  $\theta$ .

Dans le cas de la Terre plate, ces deux mesures donnent la même valeur puisque  $\alpha = \theta$ .

### Hypothèse de sol sphérique

Dans le cas de la Terre (ou de tout autre planète à peu près sphérique) en se plaçant au centre de la Terre, on peut définir le point visé par l'angle  $\varphi$  formé par la direction du satellite et la direction du point au sol. La visée depuis le satellite se fait avec un angle  $\alpha$ , l'angle d'incidence au point visé est  $\theta$  et  $d$  est la distance entre le capteur et le point visé. Sous l'hypothèse d'une Terre parfaitement sphérique, et en utilisant la relation liant les angles et les cotés dans un triangle :

$$\frac{\sin(\widehat{ABC})}{AC} = \frac{\sin(\widehat{BCA})}{BA} = \frac{\sin(\widehat{CAB})}{BC}$$

on peut écrire :

$$\frac{\sin \alpha}{R_T} = \frac{\sin \theta}{R_T + h} = \frac{\sin \varphi}{d}$$

On montre alors aisément les relations (voir figure 3.4) pour une altitude donnée  $h$  :

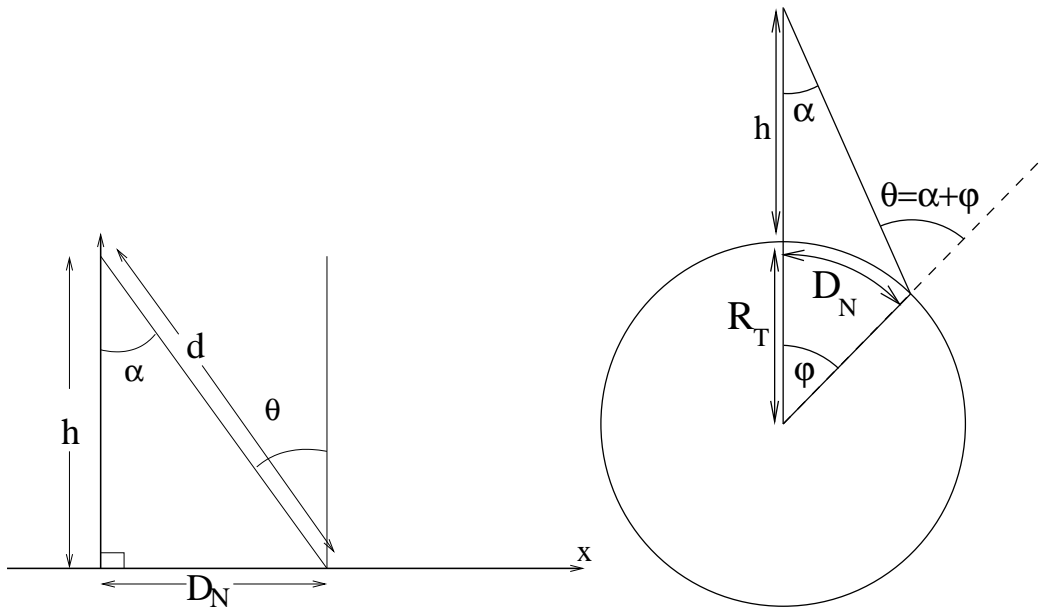


FIGURE 3.4 – A gauche : Hypothèse de Terre plate. A droite : hypothèse de Terre sphérique.  $\theta$  est l'angle d'incidence.  $\alpha$  est l'angle de visée. Dans le cas de la Terre sphérique, on utilise couramment l'angle  $\varphi$  dans les formules.

$$\varphi = \text{Arcsin}\left(\frac{(R_T + h) \sin \alpha}{R_T}\right) - \alpha \quad (3.2)$$

$$\varphi = \theta - \alpha = \theta - \text{Arcsin}\left(\frac{R_T \sin \theta}{R_T + h}\right) \quad (3.3)$$

$$\alpha = \text{Arctan}\left(\frac{R_T \sin \varphi}{R_T + h - R_T \cos \varphi}\right) \quad (3.4)$$

$$\alpha = \text{Arcsin}\left(\frac{R_T \sin(\alpha + \varphi)}{R_T + h}\right) = \text{Arcsin}\left(\frac{R_T \sin(\theta)}{R_T + h}\right) \quad (3.5)$$

L'expression 3.5 donne l'angle de visée  $\alpha$  en fonction de l'angle d'incidence au sol  $\theta = \alpha + \varphi$ .

L'angle  $\varphi$  a une interprétation intéressante si l'on se place sur la sphère terrestre puisque la grandeur  $D_N$  :

$$D_N = R_T \varphi$$

représente la distance au nadir pour un observateur se déplaçant sur la sphère terrestre.

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



$\theta$	$h = 400$ km	$h = 600$ km	$h = 800$ km
0	0.00	0.00	0.00
5	32.930	47.978	62.189
10	66.323	96.603	125.180
15	100.667	146.552	189.815
20	136.505	198.574	257.014
25	174.464	253.528	327.826
30	215.305	312.440	403.487
35	259.982	376.576	485.503
40	309.730	447.546	575.753
45	366.197	527.446	676.636

TABLE 3.1 – Distance au nadir  $D_N$  en fonction de l'angle d'incidence au sol  $\theta$  et de l'altitude  $h$  du satellite (formule 3.6).

Si l'on connaît l'angle d'incidence  $\theta$ , on peut alors écrire l'expression de la distance au nadir  $D_N$  :

$$D_N = R_T \left( \theta - \text{Arcsin} \left( \frac{R_T \sin \theta}{R_T + h} \right) \right) \quad (3.6)$$

L'expression 3.4 peut aussi se réécrire en fonction de la distance au nadir  $D_N$  :

$$\alpha = \text{Arctan} \left( \frac{R_T \sin \left( \frac{D_N}{R_T} \right)}{R_T + h - R_T \cos \left( \frac{D_N}{R_T} \right)} \right) \quad (3.7)$$

Le tableau 3.1 donne quelques valeurs utilisables pour analyser les satellites de télédétection : c'est la raison pour laquelle on se place au niveau de l'observateur (angle d'incidence  $\theta$ ) et non au niveau du capteur (angle de visée  $\alpha$ ).

L'expression 3.5 permet aussi d'exprimer par ailleurs l'angle limite de visée  $\alpha_{lim}$  (qui correspond à un angle d'incidence de  $90^\circ$ ) : la visée est parfaitement rasante, comme on l'a vu sur la figure 2.8) en fonction de l'altitude  $h$ , et correspond à l'angle de visée maxima  $\alpha_{lim}$  :

$$\alpha_{lim} = \text{Arcsin} \left( \frac{R_T}{R_T + h} \right) \quad (3.8)$$

ce qui permet d'exprimer la valeur de l'angle  $\varphi$  maximale,  $\varphi_{lim}$  (on retrouve la relation 2.4 du chapitre 2) :

$$\varphi_{lim} = \frac{\pi}{2} - \text{Arcsin} \left( \frac{R_T}{R_T + h} \right) = \text{Arccos} \left( \frac{R_T}{R_T + h} \right) \quad (3.9)$$

dont l'allure est reprise figure 3.5.

Le tableau 3.2 donne des valeurs usuelles en télédétection. Notons qu'un point important à l'aune des problèmes d'ingénierie satellitaire est la variation du trajet entre le cas de la visée verticale (c'est simplement l'altitude) et le cas limite (le  $d_{satellite}$  du tableau) : cette variation peut fortement modifier les conditions de liaisons électromagnétiques (atténuation géométrique et absorption), et donc influencer les capacités de transmission de données entre le sol et le satellite.

Si l'on fait tendre  $R_T$  vers l'infini, on retrouve l'expression du sol plan. En effet, l'expression 3.2 devient :

$$\varphi \sim \frac{h}{R_T} \alpha$$

ce qui permet d'écrire :

$$X = R_T \varphi \sim h \alpha$$

ce qui est l'approximation de 3.1 pour les angles petits.

Nous verrons que la résolution d'un capteur optique dépend de la distance entre le point visé et le capteur, il est aisé de montrer que cette distance  $d$  s'écrit :

$$d = R_T \frac{\sin \varphi}{\sin \alpha}$$

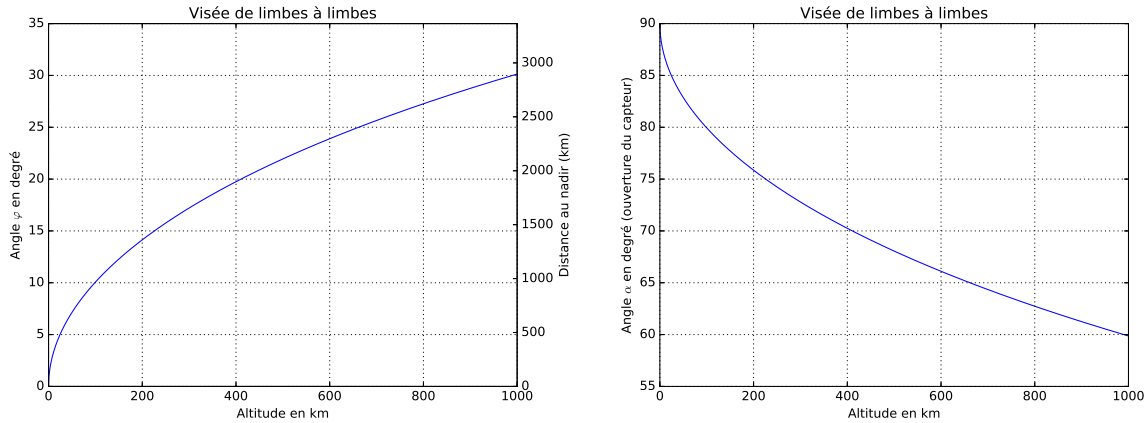


FIGURE 3.5 – A gauche : Variation de l'angle  $\varphi_{lim}$  et de la distance au nadir correspondante selon l'altitude du satellite. A droite : Variation de l'angle de visée  $\alpha_{lim}$  selon l'altitude du satellite. Ces deux grandeurs ( $\varphi_{lim}$  et  $\alpha_{lim}$ ) correspondent au cas très théorique  $\theta = 90^\circ$ .

$h$	$\alpha_{lim}$	$\varphi_{lim}$	$D_{nadir}$	$d_{satellite}$
200 km	75,8°	14,2°	1577 km	1610 km
400 km	70,2°	19,8°	2202 km	2294 km
600 km	66,1°	23,9°	2664 km	2831 km
800 km	62,7°	27,3°	3040 km	3293 km
35 683 km	8,75°	81,3 °	9075 km	59 678 km

TABLE 3.2 – Valeurs, en fonction de l'altitude, des angles limites de visée et d'incidence locale, ainsi que des distances au nadir et au satellite correspondant. Les altitudes correspondent à des valeurs classiques de satellites de télédétection. On a ajouté l'orbite géostationnaire (satellites de météorologie).

On peut tout d'abord exprimer cette distance en fonction de l'angle de visée  $\alpha$ . En utilisant la relation 3.2, on obtient la relation entre la distance satellite-sol en fonction de l'angle d'émission  $\alpha$  (qui correspond à une analyse depuis le capteur) :

$$d = \frac{R_T}{\sin \alpha} \sin \left( \text{Arcsin} \left( \frac{(R_T + h) \sin \alpha}{R_T} \right) - \alpha \right)$$

et en utilisant la relation 3.3, on obtient la relation entre la distance satellite-sol en fonction de l'angle  $\theta$  (qui est l'incidence locale et qui correspond à une grandeur utilisable par un observateur terrestre) :

$$d = \frac{(R_T + h)}{\sin \theta} \sin \left( \theta - \text{Arcsin} \left( \frac{R_T \sin \theta}{R_T + h} \right) \right) \quad (3.10)$$

On a ainsi introduit un modèle dans la prise de vue : celui d'une Terre parfaitement sphérique ( $R_T$ , rayon terrestre, est une constante), et d'une orbite parfaitement plane et circulaire (l'altitude  $h$  est constante). Une méconnaissance de l'un de ces paramètres engendre bien entendu des erreurs et il peut être instructif d'étudier la sensibilité des formules vis à vis d'un paramètre. Pour cela, il suffit de calculer la dérivée des expressions à analyser vis à vis de la variable sur laquelle il existe une incertitude, et d'évaluer les effets de ces incertitudes.

Pour conclure, on peut remarquer les deux points de vues :

- celui du capteur, qui peut ajuster l'angle de visée  $\alpha$  ;
- celui de l'observateur qui peut mesurer l'angle d'incidence  $\theta$ .

Dans le cas de la Terre sphérique, ces deux mesures sont liées par la relation 3.5 :

$$\alpha = \text{Arcsin} \left( \frac{R_T \sin \theta}{R_T + h} \right) \quad (3.11)$$

$$\theta = \text{Arcsin} \left( \frac{(R_T + h) \sin \alpha}{R_T} \right) \quad (3.12)$$

et l'on retrouve bien entendu le cas de la Terre plate ( $\alpha = \theta$ ) en faisant tendre dans cette dernière relation le rayon terrestre  $R_T$  vers l'infini.

### 3.1.5 Enregistrement continu ou instantané : image par le mouvement

L'acquisition de données en télédétection s'effectue fondamentalement de deux manières différentes :

- en effectuant une acquisition instantanée des données (comme le fait un appareil de photo classique),
- en tirant partie des mouvements du capteur : mouvement de translation uniforme (ou presque uniforme), qui permet un balayage de la zone étudiée.

Dans le domaine satellitaire, l'acquisition instantanée d'images a longtemps été le seul moyen d'acquisition : des caméras analogiques (appareil photo) étaient embarquées à bord de satellites, et les photos ainsi acquises étaient développées une fois de retour sur Terre. Ce n'est que beaucoup plus tard que des caméras type appareil photo numérique ont été embarquées à bord de satellite (Chris/HRC en 2001 par exemple). En effet, il s'avère judicieux d'utiliser le propre mouvement du satellite pour effectuer des acquisitions de données "image" : ceci explique la famille de capteurs numériques dédiés de la famille *pushbroom* qui ne sont en fait que des systèmes acquérant une simple ligne image, le mouvement propre du satellite permettant de construire une image (voir la figure 2.12 du chapitre 2).

Historiquement, le premier capteur était un simple bolomètre : on peut parler de "capteur monopixel". Une rotation du système (ou l'utilisation d'un miroir) permet d'acquérir une ligne (dans le cas de satellites météorologiques comme MeteoSat, c'est tout le satellite qui tourne sur lui même pour acquérir une ligne d'image, voir la figure 4.1 décrivant le satellite récent MSG1 page 94). Ensuite, puisque le satellite se déplace quasiment en route rectiligne uniforme, l'acquisition consécutive et la concaténation des lignes acquises permet à moindre coût la construction de l'image. La modélisation géométrique de l'image peut s'avérer redoutable, mais appartient heureusement à l'histoire de l'imagerie satellitaire.

Dans le cas où l'on dispose d'une barette de capteurs (par exemple 6000 éléments pour SPOT-1), on parle de *pushbroom*, notion introduite au paragraphe 2.3.2. Il n'y a plus de rotation du système ou d'un miroir pour acquérir une ligne. C'est principalement cette géométrie qui sera retenue par la suite. La gerbe perspective est alors perpendiculaire à la trace.

Il faut noter que ce principe d'acquisition (*pushbroom*) est identique à l'acquisition des lignes de l'image radar. En configuration *stop and shoot* (qui sera détaillée dans le document dédié à l'imagerie RSO –Radar à Synthèse d'Ouverture–), on peut considérer que le satellite s'arrête sur son orbite et acquiert une ligne de données. Puis il se déplace d'une certaine distance (qui donnera l'espace inter-ligne) et acquiert une nouvelle ligne. Ligne après ligne, l'image est alors construite exactement comme un *pushbroom* optique, d'où le néologisme de *radarbroom* introduit au paragraphe 2.4.2.

### 3.1.6 Monoscopie et stéréoscopie

La stéréoscopie est la capacité à percevoir le relief depuis deux points de vues différents. Pour tirer profit des possibilités stéréoscopiques, il suffit que tous les points d'une zone soient visibles sur au moins deux images acquises selon des géométries d'acquisition différentes (gerbes perspectives différentes).

Stricto sensu, aucune restriction n'est faite sur la position du capteur ou le type de capteur : en particulier, on peut dire qu'une image radar (à visée latérale) et une image optique prises à partir de la même plateforme forment un couple stéréoscopique. Aussi la notion de monoscopie et celle de stéréoscopie s'appliquent à la couverture d'une zone :

- couverture monoscopique : tous les points sont visibles sur au plus une image.
- couverture stéréoscopique : tous les points sont visibles sur au moins deux images acquises selon des géométries d'acquisition différentes.

Cependant, il est usuel d'appliquer des couvertures stéréoscopiques à partir d'un seul type de capteur (passif ou actif) moyennant des acquisitions effectués lors de différents passages du satellite effectués à des dates différentes<sup>8</sup>.

#### Types de stéréoscopies optiques

A partir d'un même capteur optique<sup>9</sup> ayant un couloir d'agilité donné (voir les figures 2.2 et 2.3 du chapitre 2), plusieurs couvertures sont envisageables :

- stéréoscopie latérale : avec un capteur pouvant être orienté par rapport à la verticale, et si deux trajectoires parallèles sont possibles, on peut effectuer une stéréoscopie latérale, une acquisition visant vers la gauche, l'autre acquisition vers la droite. C'est le principe historique de SPOT-1

8. et en espérant que la zone imagée n'a pas trop changé.

9. des capteurs différents pourraient être utilisés, mais la modélisation peut alors devenir redoutable.



- stéréoscopie avant-arrière : si l'on dispose de deux capteurs embarqués visant l'un vers l'avant de la trace, l'autre vers l'arrière de la trace, il est alors possible de faire de la stéréoscopie. C'est le principe de SPOT5-HRS (visées avant-arrière) et de Terra-ASTER (visées nadir-arrière), ce dernier ayant permis l'élaboration d'un MNE mondial gratuit (voir le paragraphe 1.6.6). On peut aussi envisager le même capteur si sa direction de visée est modifiable le long de la trace : c'est le principe du capteur AVNIR d'ADEOS-2 (dont l'orientation n'est ajustable que selon la direction de la trace) ainsi que des capteurs actuels métriques et sub-métriques agiles dans toutes les orientations possibles (gauche-droite et avant-arrière).

### Types de stéréoscopie radar

Dans le cas du radar à visée latérale, deux grandes familles de traitement sont envisageables :

- l'interférométrie : les deux traces sont quasiment parallèles, et faiblement écartées (entre quelques décimètres et un kilomètre). Dans ce cas on analysera la phase du signal et on construira l'interférogramme.
- la radargrammétrie : les deux traces sont espacées de sorte que l'angle d'incidence local soit fortement différent. On utilise dans ce cas l'image d'amplitude (la phase étant totalement décorrélée).

Notons qu'il existe une méthode monoscopique : la radarclinométrie, qui, sous certaines conditions, permet de reconstruire le relief à partir d'une seule image radar.

## 3.2 Les capteurs

### 3.2.1 Résolution : limites physiques

La résolution d'un système est directement liée aux dimensions de la tache d'Airy, donnée par la relation

$$\delta \sim \frac{\lambda R}{D} \quad (3.13)$$

avec  $R$  distance entre le capteur et le point observé, et  $D$  ouverture du capteur (dans le cas d'un objectif circulaire, le facteur de proportionnalité est 1.22).

Pour améliorer la résolution, il faut augmenter les dimensions ( $D$ ) de l'objectif ou de l'antenne ( $L$ ).

- Dans le cas d'un système optique, de grandes difficultés technologiques apparaissent pour garantir la qualité optique de celui-ci dès lors que le diamètre dépasse le mètre. Cependant, certaines innovations sur la conception des miroirs de télescopes permettent d'envisager ces capteurs de l'ordre de 5m dans un futur proche, voire plus avec des techniques dites d'optique active pour garantir la forme exacte du miroir<sup>10</sup>. Néanmoins, d'autres difficultés apparaissent dans la modélisation, car, dans le cadre de la télédétection "classique" (orbites de l'ordre de 500 km d'altitude), les points au sol sont alors en champ proche. De plus, les effets atmosphériques peuvent aussi limiter la course à la résolution. Enfin la très faible durée théorique du temps de pose nécessitera aussi des innovations sur les TDI.
- Dans le cas d'un système radar, l'impossibilité de construire des antennes permettant d'accéder à des résolutions métriques (elles devraient alors avoir des dimensions d'ordre kilométriques) ont conduit à étudier et réaliser des antennes à ouverture synthétique en prenant en compte le mouvement du porteur (avion, satellite). Très curieusement, la résolution est alors proportionnelle à la dimension de l'antenne  $L$  : la limitation vient alors du rapport signal à bruit qui se dégrade si l'antenne est trop petite.

### 3.2.2 Capteurs numériques et chambres photographiques

Si au milieu du vingtième siècle la chambre photographique représentait le nec plus ultra en terme d'acquisitions de scènes, il s'avère que le vingt et unième siècle sera celui du tout numérique, à commencer par la photographie. Néanmoins, les systèmes vont encore cohabiter un certain temps, ne serait-ce qu'en archives.

#### Appareils photographiques

Les appareils photographiques embarqués sur des satellites ou sur des avions permettent une acquisition instantanée de l'image d'une portion terrestre survolée.

Ces appareils ont des caractéristiques parfois remarquables. Citons en exemples :

- la chambre à grand format (Large Format Camera, LFC) utilisée sur la navette Challenger. Le magasin contient 1220 m de film d'environ 25 cm de large. L'objectif a une focale de 305 mm et  $74^\circ \times 41^\circ$  d'ouverture angulaire.

10. Le futur capteur Pléiade-Neo, dont le diamètre du télescope sera de 1.35 m, sera doté de cette technologie.



- la chambre à haute résolution Perkin-Elmer embarquée sur les satellites américains militaires Big Bird avait une focale de 2,5 m, ce qui permettait d'atteindre des résolutions de 30 cm.

### Capteurs numériques

Les premiers capteurs non photographiques ont été depuis très longtemps employés sur les satellites météorologiques (radiomètres, bolomètres) : ils fournissaient à l'origine des données analogiques et permettaient d'imager des zones par balayage dans deux dimensions.

L'ère des CCD a débuté avec Landsat et semble s'orienter vers deux philosophies concurrentes :

- la barette monodimensionnelle, qui équipe la majorité des satellites d'observation actuels,
- la barette bidimensionnelle (matrice 2-D), étudiée et employée en imagerie aérienne, et qui a fait l'objet d'une tentative unique en 1999 : Earlybird, malheureusement soldé par un échec au lancement (voir 4.4.2). Ce n'est que récemment que ce type de capteur est à nouveau en orbite (mini-satellites, Chris/HRC, ...).

### 3.2.3 Quelques PSF (Point Spread Function) de systèmes satellitaires

Un élément essentiel en traitement d'image est de connaître la réponse impulsionnelle du capteur, appelée aussi *Point Spread Function* (PSF). C'est un filtre passe bas et son expression est toujours liée à la résolution.

#### PSF (Point Spread Function) d'un système optique

Les capteurs optiques sont caractérisés par leurs PSF (Point Spread Function) qui représente la tache d'Airy créée par un point idéal. La PSF d'un capteur optique dépend de plusieurs paramètres :

- les caractéristiques de l'optique :  $PSF_{opt}$ .
- les effets propres du détecteur (mouvements, ...) :  $PSF_{det}$
- les perturbations dues à l'électronique :  $PSF_{elec}$

Ces effets s'associent par de simples convolutions si les hypothèses très classiques de linéarité sont vérifiées.

La PSF est donc une fonction bidimensionnelle  $PSF(x, y)$  qui est, dans certains cas suffisamment simples, séparable :

$$PSF(x, y) = PSF_x(x) PSF_y(y).$$

Un modèle usuel de PSF optique (caméra classique, optique de diamètre  $D$ ) s'exprime sous la forme d'une fonction de Bessel :

$$PSF_{opt}(r) = 2 \frac{J_1\left(\frac{\pi r D}{\lambda R}\right)}{\frac{\pi r D}{\lambda R}}$$

avec  $r = \sqrt{x^2 + y^2}$  et  $R \simeq z$  la distance.  $J_1$  est la fonction de Bessel de première espèce d'ordre 1.

On peut associer la résolution au premier zéro de la fonction de Bessel  $J_1$ , ce qui donne :

$$res_r = 1.22 \frac{\lambda R}{D} \tag{3.14}$$

On peut alors réécrire la PSF de l'optique en fonction de la résolution :

$$PSF_{opt}(r) = 2 \frac{J_1\left(\frac{1.22\pi r}{res_r}\right)}{\frac{1.22\pi r}{res_r}}$$

Dans le cas d'un capteur mobile (par exemple satellitaire) selon la direction  $Oy$ , on peut modéliser le mouvement par un simple effet de moyennage sur une distance  $d$  telle que  $d = V t_i$ ,  $t_i$  étant le temps d'intégration (temps de pose) et  $V$  la vitesse du porteur. La PSF selon  $Oy$  s'écrit :

$$PSF_{det} = \Pi\left(\frac{y}{d}\right)$$

avec  $\Pi$  la fonction fenêtre.

### PSF (Point Spread Function) d'un RSO

A la différence des capteurs optiques passifs, un capteur actif génère une image 2-D par analyse d'un signal temporel (analyse des échos reçus) et par déplacement de la ligne de visée (mouvement de translation pour un RSO, rotation pour un radar de détection, focalisation électronique en échographie).

La PSF s'écrit en fonction des résolutions selon  $O_x$  et  $O_y$  de l'antenne. Dans le cas d'un système RSO satellitaire, une approximation permet d'exprimer, sous forme centrée à l'origine, la PSF sous forme de produit de sinus cardinaux :

$$\text{PSF}(x, y) = \frac{\sin \pi \frac{x}{res_x}}{\pi \frac{x}{res_x}} \frac{\sin \pi \frac{y}{res_y}}{\pi \frac{y}{res_y}} \quad (3.15)$$

avec  $res_x$  et  $res_y$  les résolutions selon  $O_x$  et  $O_y$ . Cette expression est instructive car sa forme analytique est identique selon  $O_x$  et  $O_y$  alors que le principe même d'acquisition du signal est fondamentalement différent (loi d'antenne selon  $O_y$  et analyse temporelle selon  $O_x$ ).

Dans un système actif, la PSF a une grande importance : en effet, le sol rétrodiffuse les ondes émises et joue en quelque sorte un rôle d'antenne d'émission. Cette émission s'analyse sur la portion du sol correspondant à la projection de la PSF sur le sol : on parle alors d'empreinte sol.

Notons enfin les conséquences des deux principes physiques utilisés pour la construction des images RSO :

- En distance (*range*), on montre que la résolution est liée à  $BW$ , la bande passante<sup>11</sup>, de sorte que l'on a une première relation donnant la résolution selon l'axe distance :

$$res_r = \frac{c}{2BW} \quad (3.16)$$

- En azimut (c'est à dire la direction du mouvement du satellite), l'utilisation du principe de "synthèse RSO" permet de lier résolution et dimension d'antenne  $L$  selon la surprenante relation :

$$res_y = \frac{L}{2} \quad (3.17)$$

Au final, on peut noter que ces résolutions ne dépendent pas de la distance entre antenne et zone du sol imagée, ce qui est très différent des systèmes optiques.

### 3.2.4 Capteur grand champ, capteur petit champ

Dans ce document, pour simplifier la présentation, nous n'aborderons que deux types de capteurs :

- les capteurs grand champ : qui ont pour vocation d'imager la plus grande partie du globe terrestre possible, et dont la résolution est de type hectométrique, voire kilométrique. Généralement pointé vers le Nadir, ce type de capteur a un angle de visée variant en tout point de la zone imagée. On les caractérise par l'angle d'ouverture  $2\alpha$ , l'angle de visée variant entre les valeurs  $-\alpha$  et  $\alpha$  (figure 3.6).
- les capteurs petit champ : qui ont pour vocation d'imager avec la meilleure résolution possible une petite zone de la Terre. L'angle de visée en tout point de cette zone a à peu près la même valeur que celle prise au centre de la zone.

La figure 3.6 donne des exemples pour ces deux types de capteurs et différentes altitudes. Pour un satellite situé à l'altitude  $h$ , si on appelle  $2\alpha$  l'ouverture du capteur et si on note  $T$  le point de la Terre visé en bord d'ouverture (on suppose que  $\alpha$  est plus petit que la valeur limite donnée par l'équation 3.8 page 68), on voit que la couverture de la Terre représente une fauchée (grâce à l'utilisation de l'équation 3.2 page 67) :

$$\text{FAU} = 2 D_N = 2 R_T \varphi = 2 R_T \left( \text{Arcsin} \left( \frac{(R_T + h) \sin \alpha}{R_T} \right) - \alpha \right)$$

Cette formule peut sembler complexe ; cependant si on suppose que l'altitude est petite vis à vis du rayon de la Terre et que l'ouverture est petite, un simple développement limité donne :

$$\text{FAU} = 2 h \alpha$$

expression qui peut se comparer à la relation 3.1 (page 66) dans le cas de valeurs de  $\theta$  petites. Sur la figure 3.6, en bas à droite, on remarque que si on est à une altitude suffisamment faible, on peut négliger la courbure de la Terre.

Les ouvertures sont alors petites. On trouve par exemple les valeurs suivantes pour certains types de capteurs usuels

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



	Altitude	Fauchée	Pixel (au nadir)	$\alpha$	$\varphi$	Cas limbe à limbe	
						$\alpha_{lim}$	$\varphi_{lim}$
LANDSAT-8	705 km	185 km	15 m	7.47°	0.83°	64.26°	25.74°
WV-2	770 km	16.4 km	0.6 m	0.65°	0.078°	63.20°	26.80°
SPOT	832 km	60 km	10 m	2.06°	0.27°	62.25°	27.75°
MODIS	705 km	2300 km	250m	54.8°	10.32°	64.26°	25.74°
Meteosat	35 683 km	17625 km	3 km	8.74°	78.9°	8.75°	81.25°

TABLE 3.3 – Quelques valeurs géométriques de quelques capteurs usuels. A chaque altitude sont données à titre informatif les valeurs limites théoriques qu'aurait un capteur "limbe à limbe" placé à la même altitude.

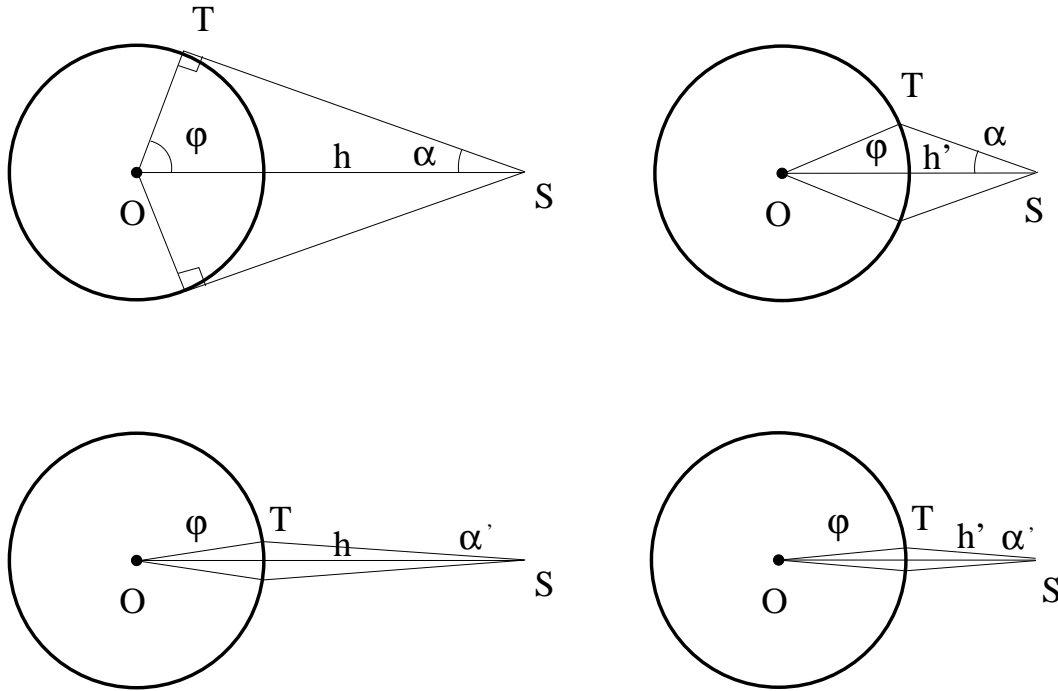


FIGURE 3.6 – En haut : la Terre vue par un satellite imageur grand champ, situé à une altitude  $h$  et visant "de limbes à limbes" (figure de gauche) selon une ouverture angulaire  $2\alpha$ . A droite, le même capteur d'ouverture angulaire  $2\alpha$  situé à une altitude inférieure  $h'$ . En bas : la Terre vue par un satellite imageur petit champ, situé à une altitude  $h$  et visant une zone restreinte de la Terre selon une ouverture angulaire  $2\alpha'$ . A droite, le même capteur d'ouverture angulaire  $2\alpha'$  situé à une altitude inférieure  $h'$ .

Comme exemple de capteur grand champ, nous allons prendre l'exemple de MODIS, embarqué sur les satellites Terra et Aqua (MODIS sera détaillé au paragraphe 4.3.3 page 108), dont nous avons vu un exemple au chapitre 2 (figure 2.17 page 59). L'altitude est de 705 km et la zone imagée est d'environ 2300 km.

### 3.3 Géométrie des acquisitions optiques

#### 3.3.1 GSI et case sol : hypothèse de Terre plate en visée verticale

Afin d'analyser les propriétés géométriques des images acquises par un capteur optique de télédétection, il est judicieux de séparer le problème en plusieurs étapes :

- tout d'abord en supposant que la visée est verticale et que la Terre est plate. Ce cas ne concerne que l'imagerie optique.
- puis en supposant que la visée est oblique et que la Terre est plate : ceci concerne aussi bien l'imagerie optique que l'imagerie radar.
- enfin en prenant en compte la rotondité de la Terre.

11. C'est cette grandeur qui sera presque systématiquement fournie au chapitre 5 pour décrire les systèmes satellitaires radar

Cette approche est justifiée tant que la visée est de type "petit champ". Dans le cas par exemple de capteurs "limbe à limbe", des calculs complémentaires seraient à effectuer (la rotondité de la Terre y est toujours observable).

Toujours pour permettre de découpler les problèmes, nous allons analyser uniquement la barette 1-D (pushbroom), sachant de plus que la géométrie Radar entre dans cette catégorie.

La réalisation d'une image passe par un échantillonnage des données capteur. Pour un échantillon donné (un pixel pour une image), on analyse sa projection sur le sol : c'est ce que l'on appelle le GSI (Ground Sample Interval), appelé aussi *Case Sol*. Cet échantillonnage est directement donné par le pas de la matrice CCD, qui est le composant essentiel du pushbroom. Pour un capteur optique de focale  $f$ , en supposant que la Terre est plate et que le capteur vise au nadir, et connaissant l'altitude  $h$  du satellite (supposée très grande vis à vis de la focale) et la position  $x$  d'un point au sol (vu par le CCD), on a la relation

$$\frac{e}{f} = \frac{x}{h} \quad (3.18)$$

$e$  étant la position sur la matrice CCD. Dans le cas d'une barette CCD (le nombre d'éléments peut varier entre 3000 et 29000), l'espacement entre éléments  $\delta e$  est par construction constant. Le GSI est alors constant :

$$GSI = \Delta x = \frac{e h}{f}$$

A chaque élément de la barette correspond un rayon perspectif, ce qui permet de définir la gerbe perspective pour un capteur pushbroom (voir figure 3.7).

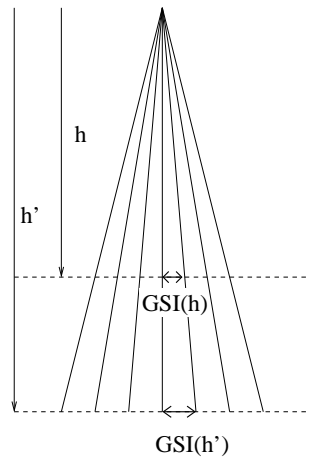


FIGURE 3.7 – Gerbe perspective intersectant deux plans, situés à distance  $h$  et  $h'$  du capteur. On en déduit directement la relation 3.19 exprimant la variation du GSI en fonction de l'altitude..

Remarquons que l'altitude  $h$  joue un rôle majeur sur le GSI. pour un même capteur placé à l'altitude  $h'$ , on a alors de manière triviale (figure 3.7) :

$$GSI(h') = GSI(h) \frac{h'}{h} \quad (3.19)$$

Le renseignement militaire cherchera donc à placer des satellites en orbite très basse pour avoir un GSI le plus petit possible, quitte à embarquer une grande quantité de propergol pour maintenir l'orbite à son altitude nominale, alors qu'en télédétection civile, d'autres facteurs (héliosynchronisme, répétitivité des acquisitions, quasi stabilité de l'orbite. . .) justifieront l'exploitation de capteurs en orbite plus élevées.

Modèle géométrique inverse, hypothèse de Terre plate (cas optique) L'équation 3.18 s'inverse sans aucune hypothèse simplificatrice, et on obtient directement

$$x = \frac{e h}{f}$$

Le modèle est linéaire. La connaissance de  $e$  sur le CCD conduit directement à la connaissance de la position de l'objet visualisé  $x$ .

### 3.3.2 Géométrie des prises de vues optiques en visée oblique (capteurs petit champs)

A l'origine, les capteurs optiques n'avaient aucun moyen de changer leur angle de visée (LANDSAT). Puis sont apparus des capteurs dotés d'une certaine agilité, soit par dépointage latéral (SPOT, Ikonos, . . .), soit par dépointage

avant-arrière (JERS, SPOT5-HRS . . .). Notons que quasiment tous les capteurs actuels ont potentiellement ces deux modalités : avant-arrière et gauche-droite (voir figure 2.4), mais qu'il existe aussi des considérations d'exploitation qui imposent une visée exclusivement verticale (Landsat et Sentinel-2).

### Hypothèse de Terre plate, visée oblique constante le long de la fauchée

Dans ce paragraphe, on considère un système de type pushbroom visant selon une incidence au sol  $\theta$  (et correspondant donc à un angle de visée capteur  $\alpha = \theta$ , voir la figure 3.4).

On se place sous l'hypothèse de données satellitaires (ce qui veut dire que les approximations choisies ici ne sont pas applicables aux données aéroportées), et, étant donnée la faible extension spatiale de l'acquisition, on admettra que la Terre se comporte comme une Terre plate.

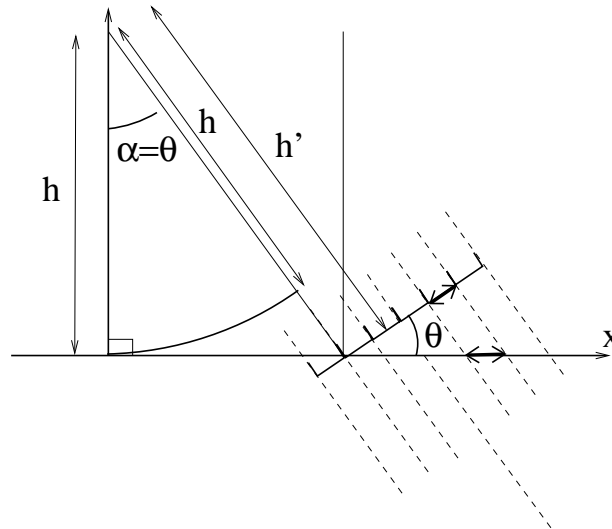


FIGURE 3.8 – Cas d'une Terre plate et d'une visée oblique selon un angle de visée  $\alpha$  : l'angle d'incidence au sol est  $\theta$ , avec  $\alpha = \theta$ . La gerbe perspective a été tracée (en pointillé) comme si le capteur était à l'infini. La variation du GSI est dû d'une part au fait que le point imagé est plus éloigné (distance  $h'$ ) et que d'autre part il faut projeter le GSI sur la Terre (angle  $\theta$ ).

Considérons un capteur qui, en visée verticale et au nadir a un GSI donné  $GSI(0)$ . En visée oblique selon une incidence au sol  $\theta$ , le GSI va varier selon deux principes :

- en visée oblique, les points sont plus éloignés qu'à la verticale. Il va falloir prendre en compte une distance  $h'$  dans la formule 3.19 telle que :

$$h' = \frac{x}{\cos \theta}$$

la valeur  $h'$  se déduisant aisément des valeurs de  $h$  et de  $\theta$  (voir figure 3.8).

- la visée étant oblique, il faut projeter le GSI calculé par la formule 3.19 sur le plan horizontal et donc lui faire effectuer une projection d'angle  $\theta$ .

Pour une visée oblique d'incidence locale  $\theta$ , on a finalement :

$$GSI(\theta) = GSI(\theta = 0) \frac{1}{(\cos \theta)^2} \quad (3.20)$$

Cette relation montre que le GSI se dégrade au fur et à mesure que l'angle  $\theta$  augmente, l'effet du cosinus au dénominateur étant au carré (le premier étant dû à l'éloignement, le second à la projection sur le sol).

La figure 3.9 illustre la relation 3.20 : on voit ainsi que pour le capteur Ikonos, le GSI peut varier du simple au double.

Dans ce cas, on peut effectuer une homothétie de rapport  $k$  :

$$k = (\cos \theta)^2 \quad (3.21)$$

pour obtenir une nouvelle image qui serait superposable à une image acquise en visée verticale. Cette opération de suréchantillonnage diminue le GSI mais, bien évidemment, n'améliore en rien la résolution qui a été augmentée du même facteur.

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin

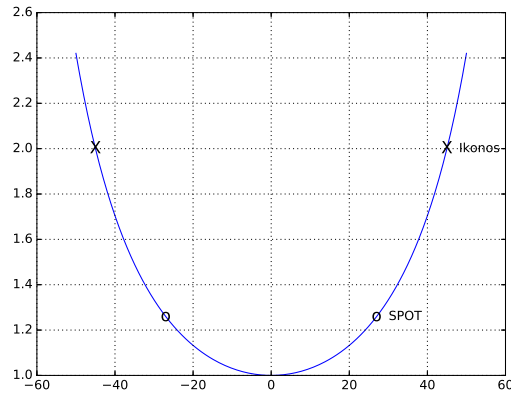


FIGURE 3.9 – Variation du GSI en fonction de  $\theta$  dans le cas d'un GSI de 1m en visée verticale. Les angles limites spécifiques à SPOT et à Ikonos sont placés sur cette courbe.

Notons que les agences spatiales fournissent à l'heure actuelle leurs images avec une taille de pixel donnée, donc avec une résolution variable dépendant de l'incidence de l'acquisition puisque le même genre de calcul peut être effectué sur les PSF.

Il faut aussi remarquer que si l'on dispose de deux images<sup>12</sup> acquises avec deux incidences proches ( $\theta$  et  $\theta + \delta\theta$ ), les GSI seront très légèrement différents et il faudra faire subir à l'une des images une homothétie de rapport  $k$  constante le long de la fauchée :

$$k = \left( \frac{\cos(\theta + \delta\theta)}{\cos \theta} \right)^2 \sim 1 + 2 \tan \theta \delta\theta$$

Calculons par exemple la différence d'incidence locale  $\delta\theta$  dans le cas de deux satellites ayant la même altitude  $h$ , le premier placé à l'origine des abscisses, le second étant à l'abscisse  $X_s$ . On a alors pour un point au sol d'abscisse  $x$  correspondant à une incidence locale  $\theta$  :

$$\theta = \text{Arctan}\left(\frac{x}{h}\right)$$

$$\delta\theta = \text{Arctan}\left(\frac{x + X_s}{h}\right) - \theta = \text{Arctan}\left(\tan \theta + \frac{X_s}{h}\right) - \theta \approx X_s \frac{\cos^2 \theta}{h}$$

En reportant dans la relation 3.20, on obtient la variation de GSI :

$$\begin{aligned} \delta GSI(\theta) &\approx GSI(\theta = 0) \frac{2}{(\cos \theta)^3} X_s \frac{\cos^2 \theta}{h} \\ &\approx GSI(\theta) \frac{2 X_s \cos \theta}{h} \end{aligned}$$

Dans le cas d'une orbite proche de SPOT ( $h=800\text{km}$ ), si les deux acquisitions ont été effectuées avec  $X_s = 1\text{km}$  et  $\theta = 30^\circ$ , on aura :  $\begin{cases} \delta\theta = 0.000937 \\ k = 1.0011 \end{cases}$

Ces valeurs semblent faibles. Néanmoins, on constate qu'au bout de 10 km (1000 pixels de GSI=10m), les deux images de type SPOT seront décalées d'à peu près un pixel si aucune homothétie n'est appliquée. On peut aussi remarquer qu'au bout de 10m, le décalage sera de 1cm, ce qui peut être jugé comme négligeable en imagerie optique incohérente ; mais ce décalage aurait de lourdes conséquences si le système imageur était en imagerie cohérente (imagerie radar en ondes centimétriques par exemple).

### Hypothèse de Terre sphérique, capteurs grand champs (et capteurs à grand angle de visée)

On va maintenant considérer un capteur "grand champs" : l'hypothèse de Terre plate ne peut plus être utilisée. Notons que ce cas est très semblable à celui d'un capteur avec un angle de visée  $\alpha$  grand. Cependant une manière assez simple pour analyser l'évolution du GSI sur l'image est de se ramener au cas de la visée verticale sur sol plat

12. Ce cas est très théorique en imagerie optique car les données ont subi un prétraitement de sorte qu'elles sont quasiment toujours fournies avec un GSI sol constant.

(figure 3.10). Pour cela, on recherche le plan osculateur à la sphère terrestre et on se ramène à une visée oblique d'angle  $\alpha + \varphi$  pour un capteur placé alors à une altitude  $h'$ .

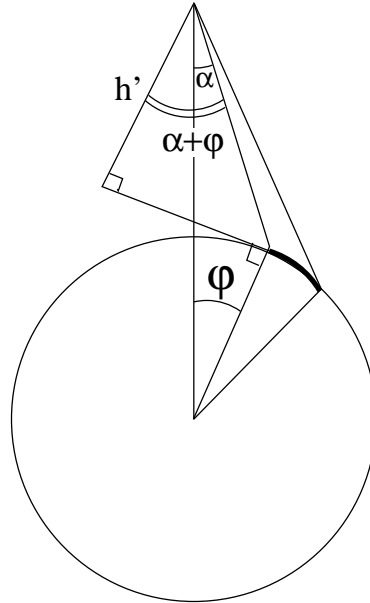


FIGURE 3.10 – Hypothèse de Terre sphérique en visée oblique : on se ramène à un sol plat en visée oblique sous réserve que l'angle de visée  $\alpha$  ne se rapproche pas trop de l'angle limite.

Dans le cas d'un satellite en orbite équatoriale (c'est par exemple le cas des satellites météorologiques géostationnaires), l'angle  $\varphi$  représente tout simplement la latitude du point visé.

A partir de la figure 3.10, il est aisé de montrer la relation existant entre  $d$  et  $h'$  :

$$h' = d \cos(\alpha + \varphi) = d \cos(\theta)$$

$d$  s'exprimant en fonction de  $\theta$  (relation 3.10), on en déduit la grandeur  $h'$  (qui jouera le rôle de l'altitude dans la formule 3.20 page 76) :

$$h' = \frac{(R_T + h)}{\tan \theta} \sin \left( \theta - \text{Arcsin} \left( \frac{R_T \sin \theta}{R_T + h} \right) \right)$$

On remarque aussi sur cette figure que ce sera l'angle  $\alpha + \varphi$  qui jouera le rôle de l'angle d'incidence dans la formule 3.20.

Puisque dans ce cas de capteurs grand champs les seules données sont l'altitude du satellite  $h$  et l'angle  $\varphi$  (qui est la latitude dans le cas d'un satellite géostationnaire), on utilise la relation 3.4 :

$$\alpha = \text{Arctan} \left( \frac{R_T \sin \varphi}{R_T + h - R_T \cos \varphi} \right)$$

d'où la valeur de l'incidence locale en fonction de l'angle  $\varphi$  :

$$\theta = \varphi + \text{Arctan} \left( \frac{R_T \sin \varphi}{R_T + h - R_T \cos \varphi} \right)$$

sachant que cette incidence locale ne peut dépasser  $90^\circ$  (l'angle de visée limite étant donné par la relation 3.9).

On peut alors directement utiliser la relation 3.20 avec pour altitude la valeur  $h'$ , ce qui introduit un paramètre d'ajustement supplémentaire :

$$GSI(\varphi) = GSI(\varphi = 0) \frac{h'}{h} \frac{1}{(\cos \theta)^2} = GSI(\varphi = 0) \frac{h'}{h} \frac{1}{\left( \cos \left( \varphi + \text{Arctan} \left( \frac{R_T \sin \varphi}{R_T + h - R_T \cos \varphi} \right) \right) \right)^2}$$

En utilisant conjointement l'expression 3.20 (donnant  $GSI(\alpha)$  en fonction de  $GSI(0)$ ) et l'expression 3.19 (donnant  $GSI(h')$  en fonction de  $GSI(h)$ ), il vient :

$$GSI(\alpha) = GSI(0) \frac{h'}{h} \frac{1}{(\cos \theta)^2} = GSI(0) \frac{(R_T + h)}{h} \frac{2}{\sin(2\theta)} \sin \left( \theta - \text{Arcsin} \left( \frac{R_T \sin \theta}{R_T + h} \right) \right) \quad (3.22)$$



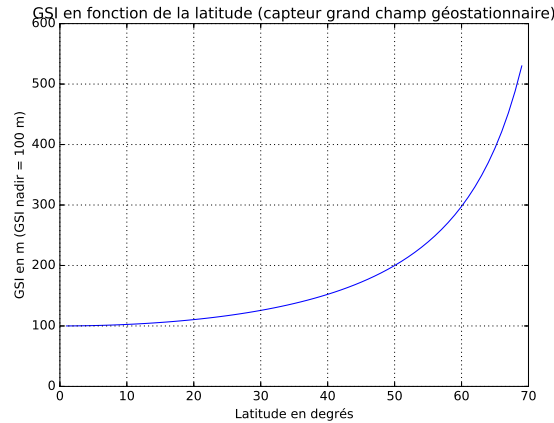


FIGURE 3.11 – Hypothèse de Terre sphérique. Variation du GSI en fonction de l'angle  $\varphi$  (la latitude dans le cas d'un satellite géostationnaire).

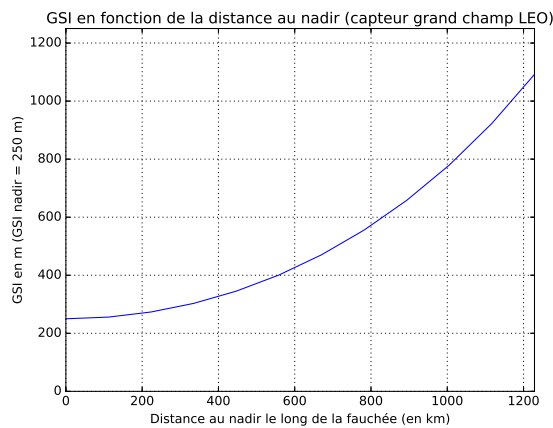


FIGURE 3.12 – Hypothèse de Terre sphérique. Variation du GSI en fonction de la position le long de la fauchée par rapport au nadir. Cas du satellite Terra (capteur MODIS) en orbite LEO (altitude 705 km).

Remarquons que n'interviennent alors que l'angle d'incidence  $\theta$  et l'altitude  $h$ .

Le tableau 3.4 donne, pour deux altitude initiales (480 km et 800 km) et pour une résolution initiale de 10m, les différentes valeurs de GSI et de  $h'$ .

### 3.3.3 Les limites de l'agilité

On voit que pour des capteurs très agiles (comme WorldView 2, autorisant des débattements de  $\pm 45^\circ$ ), les effets géométriques sur le GSI (échantillonnage) et sur la PSF (résolution) ont des conséquences assez négatives : si un capteur a une résolution de 1m au nadir, celle ci ne sera plus que de 2m à  $45^\circ$ . Aussi, certaines agences spatiales définissent le temps de revisite (c'est à dire l'intervalle de temps entre deux acquisitions *possibles* sur le même site, voir 2.2.4) en fonction de la résolution souhaitée. Par exemple, pour WorldView 2, Digital Globe propose les temps de revisite suivants :

- 1.1 jour pour une résolution de 1m : l'image aura été acquise sans contrainte d'angle d'incidence. Dans le pire des cas, cet angle est de  $45^\circ$ , ce qui conduit à une résolution de 1m.
- 3.7 jours pour une résolution de 52 cm : dans ce cas, l'image aura été acquise avec un angle d'incidence entre  $-20^\circ$  et  $20^\circ$ , ce qui garantit la contrainte de résolution.

Dans tous les cas, quelle que soit la résolution, l'image a toujours le même GSI, c'est à dire 50 cm. Dans le meilleur des cas, l'acquisition a été faite à la verticale et la résolution est alors la résolution nominale du capteur (52 cm). Dans le pire des cas (visée à  $45^\circ$ ), l'image fournie a été rééchantillonnée d'un facteur 2 et a donc une résolution de l'ordre du mètre.

<i>h=480 km</i>						
$\alpha$	0°	10°	20°	30°	40°	50°
$h'$	480	479	477	473	466	449
$d_{sat}$	480	488	513	561	644	792
$\varphi$	0	0,76	1,58	2,52	3,72	5,46
GSI	10	10,30	11,26	13,15	16,52	22,64
<i>h=800 km</i>						
$\alpha$	0°	10°	20°	30°	40°	50°
$h'$	800	798	792	780	756	700
$d_{sat}$	800	814	859	944	1095	1382
$\varphi$	0	1,27	2,63	4,24	6,33	9,55
GSI	10	10,29	11,22	13,00	16,11	21,19

TABLE 3.4 – Cas de la Terre sphérique : évolution du GSI en fonction de l’angle de visée pour deux altitudes du capteur (480 km –à peu près l’altitude de Quickbird–, et 800 km –à peu près des SPOT–). En visée verticale, le GSI est de 10m.

### 3.4 Géométrie des acquisitions RSO (Radar à Synthèse d’Ouverture)

#### 3.4.1 Principes de l’acquisition RSO

Le Radar à Synthèse d’Ouverture a pour principe d’analyser l’onde électromagnétique émise par une antenne et rétrodiffusée par une surface que l’on souhaite observer. C’est donc une technique dite active, où l’on contrôle la source (antenne émettrice) et où l’analyse du signal reçu (généralement par la même antenne) donne la distance entre l’objet d’étude et l’antenne : c’est donc une étude de signaux échos, au même titre que le Sonar en acoustique sous marine ou que l’échographie médicale.

Une image RSO est définie par deux directions :

- la distance (généralement  $Ox$ ) sur laquelle les objets sont séparés par leur différence de distance –en fait leur différence de temps de vol– depuis l’antenne.
- l’azimuth (généralement  $Oy$ ), obtenu par le déplacement de l’antenne : cette construction est identique au pushbroom optique.

Il se trouve que les lois de traitement du signal (appliquées au signal émis) et les lois d’antenne (permettant la reconstruction selon l’axe azimutal) conduisent à une PSF d’allure identique selon  $Ox$  et  $Oy$  (voir équation 3.15), alors que les principes physiques sont différents selon ces deux axes.

Si selon l’axe  $Oy$  un système RSO est finalement assez semblable à un pushbroom<sup>13</sup>, la grande différence apparente tient dans l’acquisition selon l’axe  $Ox$ , pour lequel on échantillonne le signal reçu en “tranches temporelles”, que l’on traduit en cases distance. Toutes ces tranches temporelles définissent la gerbe perspective vue dans le cas spécifique des capteurs actifs (paragraphe 3.1.3).

Le lien entre l’analyse temporelle du signal reçu et la distance entre le satellite et le sol repose sur l’hypothèse que la célérité des ondes électromagnétiques est constante dans le milieu traversé (l’atmosphère). En général, pour un capteur RSO donné, on a une certaine valeur de la case distance  $\Delta r$  directement liée à la fréquence d’échantillonnage  $F_e$  du système d’acquisition radar par le principe de l’échocalisation<sup>14</sup>

$$\Delta r = \frac{c}{2F_e} \tag{3.23}$$

Connaissant ce paramètre lié au capteur, on peut en déduire l’expression de la case sol  $GSI(\theta)$  :

$$GSI(\theta) = \Delta x = \frac{\Delta r}{\sin \theta} \tag{3.24}$$

qui dépend donc de l’angle  $\theta$  de l’incidence de l’onde plane sur le sol (figure 3.13).

#### 3.4.2 Géométrie “optique” et géométrie RSO

Stricto sensu, en faisant l’hypothèse de Terre plate, on peut voir une analogie formelle entre une acquisition RSO avec un angle de visée  $\alpha$  et entre une visée optique selon une incidence  $\pi/2 - \alpha$ . En choisissant des origines

13. même si son acquisition requiert une technique spécifique : la synthèse d’ouverture

14. Le facteur 2 montre qu’il faut tenir compte du trajet aller-retour de l’onde.

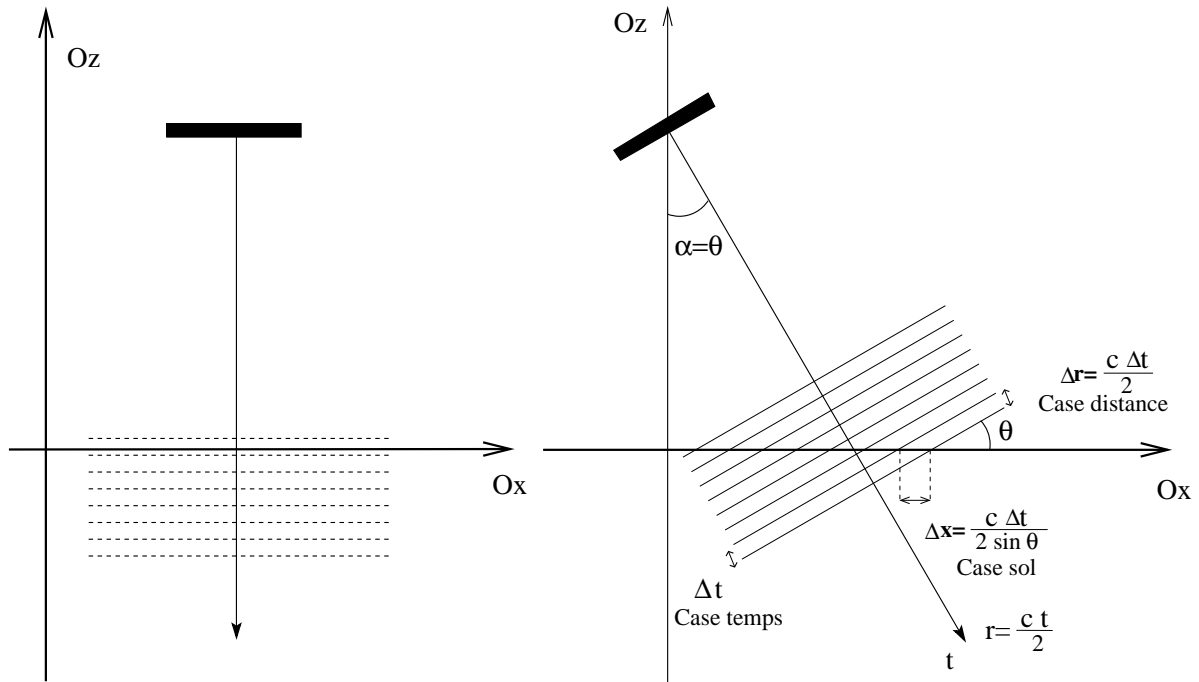


FIGURE 3.13 – Principe de l'écholocalisation radar. A droite : le radar est en visée latérale et émet des ondes planes dans la direction  $\alpha$  faisant un angle  $\theta$  avec le sol. Le signal est échantillonné selon l'axe de visée du radar avec un pas  $\Delta t$  (case temps). En faisant l'hypothèse que la célérité des ondes électromagnétiques est constante, l'axe temps se transforme en axe distance et la case temps devient une case distance  $\Delta r$ . Enfin, par projection sur le sol, on obtient la case sol  $\Delta x$ . A gauche : le radar est à visée verticale, la totalité de la surface de la Terre (supposée plane) est alors dans une seule case distance, ce qui exclut toute possibilité d'imagerie. C'est, en fait, le principe du radar altimétrique.

différentes pour les rayons perspectifs radar et optique, la figure 3.14 montre une grande similarité entre les deux processus d'acquisition.

En choisissant des paramètres capteurs adéquats, on peut avoir au final une même géométrie d'acquisition en optique et en radar (figure 3.15) : pour cela, entre l'incidence radar  $\theta_{radar}$  et l'incidence optique  $\theta_{optique}$ , on doit avoir :

$$\theta_{optique} = \pi/2 - \theta_{radar} \quad (3.25)$$

En revanche, la formule 3.24 diffère de la formule "optique" 3.20 en ce sens que :

- la case sol du radar ne dépend pas de la distance entre la zone observée et le capteur (propriété spécifique d'un radar : seul la case distance, qui est une constante du système, intervient). Aussi la dépendance ne fait apparaître qu'un terme  $\sin \theta$  au dénominateur et qui est lié à une projection sol.
- la case sol en distance d'un système optique (GSI) dépend de la distance entre la zone observée et le capteur (premier terme en  $\cos \theta$  au dénominateur) ainsi que d'un terme de projection sol en  $\cos \theta$  au dénominateur. Au final on a un terme de correction dépendant de  $(\cos \theta)^2$ .

### 3.4.3 Acquisitions sous différentes incidences : hypothèse de Terre plate

Les résultats obtenus au paragraphe 3.3.2 sont parfaitement transposables dans le cas de l'imagerie RSO. Pour en illustrer la portée, considérons le satellite ERS, dont l'orientation de l'antenne définit un angle de visée de  $23^\circ$  et pour lequel l'incidence en début de fauchée,  $\theta_1$ , est de l'ordre de  $19^\circ$  et l'incidence en fin de fauchée,  $\theta_2$  est de l'ordre de  $26^\circ$ . En observant la figure 3.16, on constate que le GSI diminue le long de la fauchée. En considérant la formule 3.24, on voit que le GSI varie entre  $\frac{\Delta r}{\sin \theta_1}$  et  $\frac{\Delta r}{\sin \theta_2}$ , dont les valeurs numériques sont reprises dans le tableau :

ERS : $\Delta r = 7.9$ m (case distance)		
	Incidence	GSI (case sol)
Début de fauchée	$\theta_1 = 19^\circ$	24.3m
Fin de fauchée	$\theta_2 = 26^\circ$	18.0m

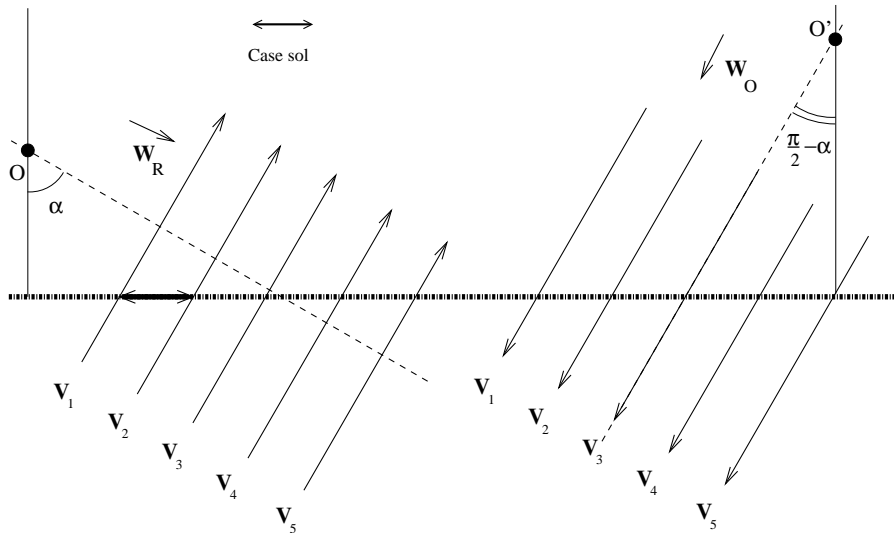


FIGURE 3.14 – Comparaison optique-radar : rayons perspectifs dans le cas d'un radar situé au point O et visant selon un angle de visée  $\alpha$ , *i.e.* la direction  $\mathbf{W}_R$  (à gauche, cf figure 3.2) et rayons perspectifs issus de O' dans le cas d'un capteur optique visant selon la direction  $\mathbf{W}_O$  (à droite, cf figure 3.1). A la différence de la figure 3.3, les visées sont obliques tant pour le capteur radar (à gauche, angle  $\alpha$ ) que pour le capteur optique (à droite, angle  $\pi/2 - \alpha$ ). Pour ces deux exemples, les intersections avec le sol définissent des cases sol de même dimension.

c'est à dire une variation d'environ 25%.

## 3.5 Effets du relief

### 3.5.1 Analyse qualitative

La présence de relief (zones montagneuses) ou de sursol (immeubles, ...) peut modifier considérablement l'aspect des données. Si cette information peut en effet changer l'allure des images, les conséquences sont grandes puisque les données satellitaires permettent alors de remonter à l'information du relief par des techniques de type stéréoscopiques (voir paragraphe 3.1.6).

Le modèle d'acquisition optique a été abordé par le biais du rayon perspectif (paragraphe 3.1.3), tant en optique qu'en radar. Nous avons vu aussi qu'il était possible de comparer aisément ces deux géométries d'acquisition sous l'hypothèse d'une illumination RSO selon l'incidence  $\theta$  et d'une visée optique avec une incidence  $\pi/2 - \theta$  (paragraphe 3.4.2).

Les effets du relief se manifestent en optique par du masquage. Dans le cas du radar, on observe des phénomènes d'ombre et de repliement. Sur la figure 3.17, on peut constater des effets du relief comparables entre une acquisition RSO à l'incidence  $\theta$  et une acquisition optique à l'incidence  $\frac{\pi}{2} - \theta$ . Qualitativement, on observe donc :

- Le sommet montagneux C et le point A (sur sol plat) appartiennent dans les deux cas au même rayon perspectif. Si l'incidence  $\theta$  était différente, le rayon perspectif correspondant au point C aurait correspondu à un autre point A' sur sol plat.
- le comportement sur les pentes est identique en terme de géométrie, mais il faut remarquer le changement de modalité d'acquisition (l'optique est un système passif et le radar est un système actif). Une analyse succincte est résumé dans le tableau 3.5.

### 3.5.2 Effets du relief : analyse quantitative. Cas des capteurs passifs

#### Modèle géométrique inverse, hypothèse de Terre plate

La problématique posée est de retrouver le décalage sur l'image connaissant l'altitude locale du point visé.

Soit l'angle d'incidence au sol  $\theta$  (identique à l'angle de visée  $\alpha$  puisque la Terre est plate). Soit le GSI :  $GSI(\theta)$ . En présence de relief, considérons un point P d'abscisse X et d'altitude z, vu selon un angle d'incidence  $\theta$  (figure 3.18). Le rayon perspectif associé à  $\theta$  confond le point P avec le point P'. Il est aisé de montrer que :

$$X' - X = z \tan(\theta)$$

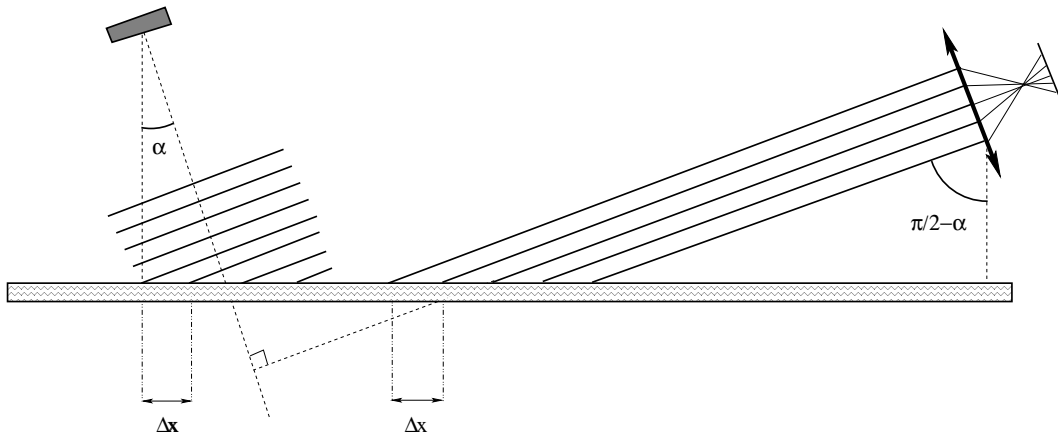


FIGURE 3.15 – Comparaison optique-radar : le RSO a une visée  $\alpha$  et une incidence  $\theta$  et le capteur optique vise selon un angle  $\pi/2 - \alpha$  et selon une incidence  $\pi/2 - \theta$ . Les choix d'échantillonnage ont été fait pour que la case sol soit la même dans les deux cas de sorte que la géométrie d'acquisition sur sol plat est strictement la même.

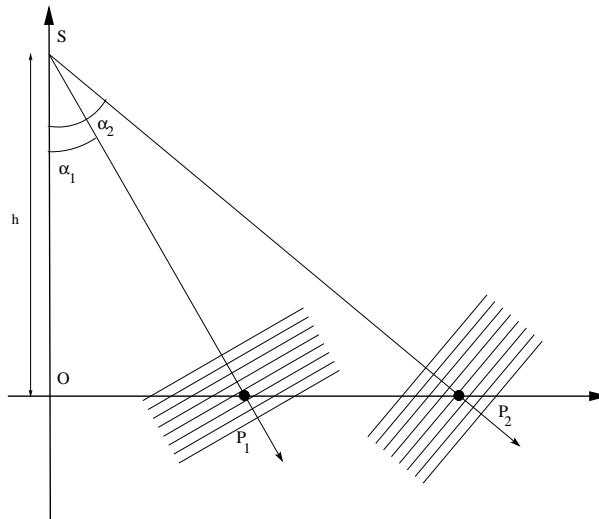


FIGURE 3.16 – Capteur RSO illuminant le sol depuis le début de fauchée (*near range*) et la fin de fauchée (*far range*). L'angle d'incidence varie entre  $\theta_1$  et  $\theta_2$ . Dans le cas d'ERS, l'incidence varie entre  $19^\circ$  et  $26^\circ$ . Comme la case distance est de 7.9m (valeur déduite de la case temps, dictée par la fréquence d'échantillonnage du convertisseur), on en déduit que la case sol (GSI) varie de 24.3m (*near range*) à 18.0m (*far range*).

Donc, si l'on connaît l'altitude  $z$  d'un point  $P$ , on sait qu'il subira un décalage sur l'image de  $\delta n$  pixels :

$$\delta n = \frac{z \tan(\theta)}{GSI(\theta)} \quad (3.26)$$

Prenons maintenant en compte  $GSI(\theta)$ .

— Dans le cas de la Terre plate, on utilise alors la relation 3.20, ce qui permet d'écrire directement :

$$n = \frac{z}{GSI(0)} \frac{\sin(2\theta)}{2}$$

Notons que le maximum de décalage sera alors obtenu avec une incidence de  $45^\circ$ . L'interprétation de ce résultat est subtile : en effet la dimension du GSI augmente avec l'incidence, tout comme le décalage lié à l'altitude (effet en  $\tan \theta$ ). Mais ces deux effets se neutralisent puisque l'un est au dénominateur et l'autre au numérateur de la valeur du décalage en nombre de pixel  $\delta n$  (équation 3.26).

— Si l'on souhaite prendre en compte la rotondité de la Terre, on utilisera la relation 3.22, ce qui permet d'écrire directement :

$$n = \frac{z}{GSI(0)} \frac{\sin(2\theta)}{2} \frac{1}{\sin\left(\theta - \text{Arcsin}\left(\frac{R_T \sin \theta}{R_T + z}\right)\right)}$$

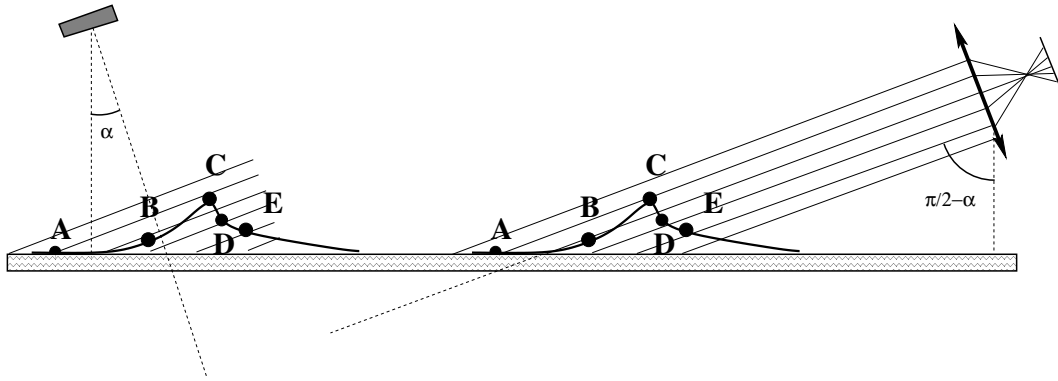


FIGURE 3.17 – Effet du relief dans le cas d’images de Radar à Synthèse d’Ouverture (RSO) à gauche et d’un système imageur optique à droite. Les incidences du capteur radar et du capteur optique ont été choisie pour que les deux images acquises aient les mêmes propriétés sur sol plat (relation 3.25). Les observations sont résumées dans le tableau 3.5.

L’optimum est alors plus difficile à obtenir et ne peut se trouver en pratique que par résolution numérique.

### Modèle géométrique direct, hypothèse de Terre plate

La problématique posée est de retrouver l’altitude locale à partir de données stéréoscopiques.

Si l’on connaît le décalage  $\delta n$  et l’angle d’incidence  $\theta$ , on peut écrire directement :

$$z = \frac{\delta n \text{ GSI}(\theta)}{\tan(\theta)}$$

### Stéréoscopie

En pratique, on opère avec deux images, acquises avec deux angles d’incidence différents  $\theta_1$  et  $\theta_2$  : chaque image a donc un GSI spécifique. On ramène les deux images dans la même géométrie “sol plan”, correspondant à un nouveau GSI commun (à l’heure actuelle, les agences spatiales effectuent au préalable cette opération). Si celle ci correspond à la visée verticale, nous avons vu qu’il faut faire subir à chaque image une homothétie de rapport  $\cos^2 \theta_1$  ou  $\cos^2 \theta_2$  (formule 3.21). Sur ces nouvelles images, on aura tout simplement pour chacune des acquisitions les décalages  $\delta n'_1$  et  $\delta n'_2$  :

$$z = \frac{\delta n'_1 \text{ GSI}(0)}{\tan(\theta_1)} \tag{3.27}$$

$$z = \frac{\delta n'_2 \text{ GSI}(0)}{\tan(\theta_2)}$$

et si l’on est capable d’identifier le point  $X$  sur ces deux images recalées et de lui faire correspondre respectivement les décalages  $\delta n'_1$  et  $\delta n'_2$ , on obtient directement l’altitude  $z$  :

$$z = \frac{(\delta n'_2 - \delta n'_1) \text{ GSI}(0)}{\tan \theta_2 - \tan \theta_1} \tag{3.28}$$

	optique	radar
points A et B	masqué par le point C	dans la même case distance que C repliement
points D et E	séparés	dans l’ombre du point C

TABLE 3.5 – Comparaison de l’observabilité des points de la figure 3.17 selon la modalité d’imagerie choisie. Pour les deux modalités, certaines zones ne seront pas imagées (masquage en optique pour le segment AC, ombre en radar pour le segment CE). A première vue, le radar pose problème pour le segment AB puisque tous les diffuseurs présents sur ce segment appartiennent à la même cas temps : ce phénomène est appelé repliement et rend inexploitable le pixel puisqu’il mélange des informations spatialement différentes.

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin

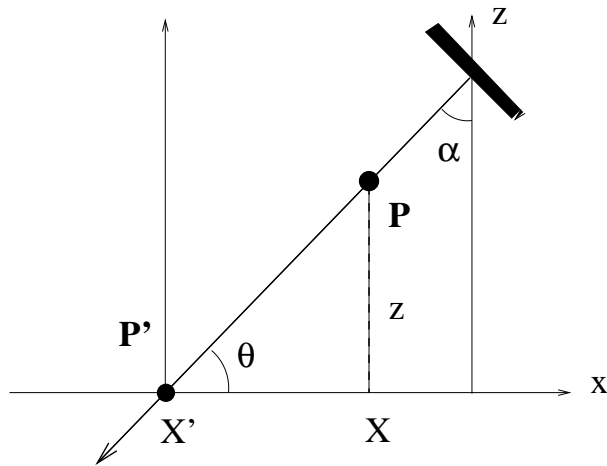


FIGURE 3.18 – Effet du relief dans le cas d'un capteur passif : le point  $P$ , d'altitude  $z$ , appartient au même rayon perspectif que le point  $P'$  d'altitude nulle.

Cette dernière relation est intéressante car ce n'est pas le décalage absolu pour chaque image qui entre en ligne de compte, mais la différence de décalage, grandeur parfaitement accessible dès lors que les deux images ont le même GSI.

Si on analyse l'expression 3.28, on remarque que les performances seront d'autant meilleures que les angles sont différents, voire de signe opposés. Ceci explique les acquisitions "historiques" de SPOT-1 (une acquisition en visée droite associée à une acquisition en visée gauche pour une zone d'étude donnée).

### 3.5.3 Effets du relief : analyse quantitative. Cas des capteurs actifs

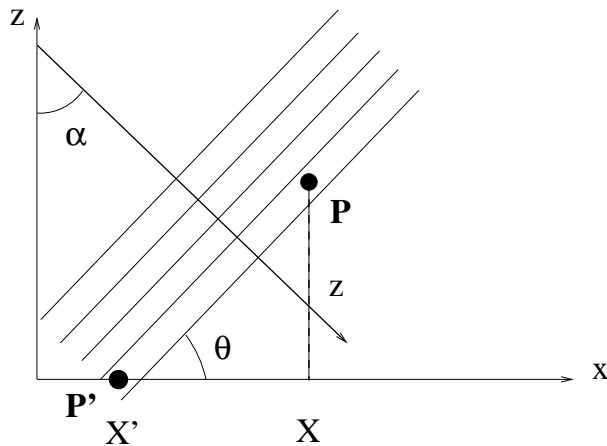


FIGURE 3.19 – Effet du relief dans le cas d'un capteur actif : le point  $P$ , d'altitude  $z$ , appartient à la même "case distance" que le point  $P'$ , d'altitude nulle.

En prenant la même configuration que dans le cas optique avec un angle d'incidence au sol  $\theta$  (figure 3.19), et en présence de relief, un point d'altitude  $z$  en  $X$  sera confondu avec le point en  $X'$  d'altitude 0 tel que :

$$X - X' = z \tan\left(\frac{\pi}{2} - \theta\right) = \frac{z}{\tan(\theta)}$$

On retrouve donc la même problématique que les capteurs passifs (ainsi que la même formule en changeant  $\theta$  en  $\pi/2 - \theta$ ).

Si l'on dispose de deux acquisitions effectuées avec des angles d'incidence différents, la problématique est la même que la stéréoscopie optique : on parle de radargrammétrie.

Notons que le fait d'utiliser une illumination cohérente permet aussi d'analyser des différences de trajets à l'échelle de la longueur d'onde. Dans ce cas, on peut traiter des configurations pour lesquelles la différence d'incidence locale est très faible et le décalage entre les deux acquisitions est subpixelique, mais peut se mesurer en

**Jean Marie Nicolas, Florence Tupin**



comparant ce décalage à la longueur d'onde<sup>15</sup>. Notons que dans le cas de l'interférométrie, la différence angulaire est très petite (inférieure au millième de radian, dont une fraction de degré) mais que au final, les performances sont généralement meilleures que dans le cas optique.

## 3.6 Recalage des données

Une fois assimilé les problèmes liés au système d'acquisition (angles de visée, que l'on peut connaître par le biais des données auxiliaires capteur) et ceux plus complexes liés au relief (que l'on peut parfois approcher par le biais d'un MNE –Modèle Numérique d'élévation– ou d'un MNT –Modèle Numérique de Terrain–) il est parfois souhaitable de pouvoir recalibrer des images obtenues soit par des capteurs différents (d'une image optique et d'une image RSO) soit sur des modalités capteur différentes (divers angles d'incidence, tant en RSO qu'en optique), soit à des dates différentes (suivi des évolutions de la végétation, du relief, du bâti, ...).

### 3.6.1 Niveaux de rectification [18]

Les images de télédétection sont fournies selon divers degrés de rectification. Pour mieux comprendre ce qui se passe sous cette terminologie, nous donnons ici les niveaux proposés pour trois exemples d'images.

#### SPOT-1 à SPOT-5

Les scènes SPOT1 à 5 étaient disponibles sous un grand nombre de niveaux :

**Niveau 0** : Images directement acquises par le capteur, sans aucune correction radiométrique et géométrique.

La géométrie globale de l'image est celle du système d'acquisition (l'image est orientée selon la trace).

Toutes les méta-données (satellite, capteur, image) sont fournies. Ce type de données, appelées parfois données brutes (raw), n'est en général disponible que sur demande spéciale.

**Niveau 1** : L'orientation initiale de l'image est toujours conservée, certaines corrections radiométriques et géométriques sont effectuées. Les données SPOT ont deux sous niveaux :

- 1A : image fournie avec correction radiométrique (ceci nécessite une normalisation et un étalonnage des capteurs).
- 1B : 1A + des corrections géométriques appliquées qui servent à corriger les distorsions internes de l'image causées par les conditions de prise de vue (variation d'attitude du satellite, effet panoramique, courbure et rotation de la Terre, ...).

**Niveau 2** : L'image est positionnée dans un système cartographique. On suppose le sol plat. Les données SPOT, qui ont subies les mêmes égalisations radiométriques que celles de niveau 1-A, ont deux sous niveaux :

- 2A : Les corrections géométriques (géo-corrrections) se basent sur un modèle de ré-échantillonnage tenant compte des distorsions dues aux conditions de prise de vue ainsi que des transformations nécessaires pour transposer l'image dans la projection cartographique standard ( projection UTM ). Ce modèle est calculé sur la base des paramètres de prise de vue connus a priori (éphémérides du satellite, attitude, etc.) sans apport de mesures extérieures (comme les points d'appui).
- 2B : Les corrections géométriques (géo-corrrections) se basent sur un modèle de ré-échantillonnage tenant compte des distorsions dues aux conditions de prise de vue ainsi que des transformations nécessaires pour transposer l'image dans la projection cartographique désirée (projection Lambert conforme, projection UTM, projection stéréographique polaire, projection polycônique, etc.). Les corrections géométriques se basent sur une modélisation de la dynamique de vol de l'engin spatial d'après les paramètres de prise de vue (éphémérides du satellite, attitude, etc.) et des données géographiques ou cartographiques. Ces informations supplémentaires sont constituées par des points d'appui dont les coordonnées cartographiques ou géographiques sont mesurées sur une carte ou au sol (points GPS). Ceci entraîne une amélioration importante de la précision de la localisation de tout point dans l'image, précision qui peut aller de 10 à 30 m, suivant la qualité des cartes (pour autant que le terrain soit plat).

**Niveau 3** : sa réalisation nécessite un MNE (ou un MNT) de sorte que ce type d'image est corrigé des effets du relief. ("ORTHO" dans le catalogue SPOT). Aucune méta-donnée n'est alors fournie.

Les techniques de photogrammétrie nécessitent en général des images de niveau 1A, ce qui permet d'appliquer éventuellement des traitements 3D plus rigoureux que ceux utilisés pour la génération des niveaux 2 et 3. Les opérateurs d'images de télédétection utilisent les niveaux 1B et 2. Enfin, les utilisateurs finaux (collectivités locales, ...) préfèrent le niveau 3.

15. à condition de disposer des données radar "single look complex" sur lesquelles on peut appliquer des techniques d'interférométrie

## Images Pléiades

Elles sont disponibles sous deux niveaux de produit :

**Primary** : c'est le niveau de traitement le plus proche de l'image telle qu'acquise par le capteur, pour garantir une restitution parfaite des conditions d'acquisition : le capteur est mis en géométrie rectiligne et l'image est corrigée de toute distorsion radiométrique. Les coefficients du RPM<sup>16</sup> et le modèle de capteur sont fournis pour assurer à l'utilisateur simplicité et pleine autonomie.

**Ortho** : Image géoréférencée et corrigée des effets d'angles et de relief, optimale pour une utilisation simple et directe de l'image et l'ingestion dans un Système d'Information Géographique. La géorectification s'appuie sur le référentiel géographique 3D "Elevation 30" d'Airbus (voir le paragraphe 1.6.6).

## Images Sentinel-1

Les données RSO ont la particularité de devoir en premier lieu faire l'objet de l'étape de synthèse avant tout traitement. Néanmoins, l'ESA diffuse les données initiales (données brutes, appelées aussi "RAW") pour ceux qui souhaiteraient faire eux même cette étape de synthèse. On a donc pour les Sentinel-1 les niveaux suivants :

**Level 0** : Données brutes (RAW) obtenues par l'antenne. La résolution est celle du "RAR" de Sentinel-1 (Real Aperture Radar), donc d'ordre kilométrique selon la distance et l'azimut. Le pixel est à valeur complexe car les données, acquises sur une porteuse (5.405 GHz) ont été ramenées en "bande de base" par une étape de démodulation pour pouvoir être échantillonnée par un convertisseur A/D opérant à des fréquences de l'ordre de la bande passante (donc autour de 100 MHz).

**Level 1 SLC** : Données construites à partir des RAW par synthèse RSO : on parle alors couramment de données SLC (Single Look Complex) car le pixel a toujours une valeur complexe. La géométrie est celle de l'acquisition : l'orientation des données est celle liée à la trace, la dimension du pixel varie le long de la fauchée (cf équation 3.24 page 80). Les métaparamètres donnent la position du satellite à des instants réguliers, ainsi qu'un certain nombre d'information sur les instants d'émission et de réception : il est alors possible de recaler deux images différentes en utilisant ces paramètres.

**Level 1 GRD** : Les données sont géoréférencées et le pixel devient carré. La projection des coordonnées en distance se fait sur l'ellipsoïde. Un MNE est utilisé : l'altitude est constante le long d'une ligne, mais peut varier d'une ligne à l'autre.

### 3.6.2 Transformations géométriques : modèles empiriques [18]

Pour corriger les distorsions géométriques, des modèles et des opérateurs mathématiques doivent alors être développés pour permettre *in fine* d'avoir des données d'une part géoréférencées et d'autre part comparables d'une acquisition à l'autre, voire d'un capteur à l'autre. Une première piste consiste à appliquer des modèles empiriques qui ne demandent aucune métadonnées : simplement il faut disposer d'un certain nombre de points d'appui (ou "amers" : PA). La contrepartie de cette simplification du modèle est que la transformation est alors sensible aux erreurs sur ces points d'appui (erreur de saisie manuelle, problèmes liés au relief ou à la trajectoire des satellites, ...).

Supposons donc que nous disposons de  $P$  points d'appuis (ce sont donc des points identifiés à la fois sur l'image de référence et sur l'image à recaler). On cherche donc une transformation permettant de déduire la position d'un point sur l'image à recaler dès lors que l'on dispose de ses coordonnées  $(x_{ref}, y_{ref})$  dans l'image de référence.

Plusieurs modèles peuvent alors être appliqués :

**des fonctions polynomiales 2-D** avec  $N$  le degré du polynôme vérifié par la variable  $x$  et  $M$  le degré du polynôme vérifié par la variable  $y$  dont le cas le plus général s'exprime comme :

$$x = \sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M a_{ij} x_{ref}^i y_{ref}^j$$

$$y = \sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M b_{ij} x_{ref}^i y_{ref}^j$$

et dont nous traitons ici un cas particulier qui permet empiriquement de traiter séparément l'axe de la fauchée et celui de la trace :

$$x = \sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^{N-i} a_{ij} x_{ref}^i y_{ref}^j$$

16. Représentation polynomiale permettant la mise en correspondance entre pixels et points du sol et qui sera présentée au paragraphe 3.6.2

$$y = \sum_{i=0}^M \sum_{j=0}^{M-i} b_{ij} x_{ref}^i y_{ref}^j$$

C'est un des modèles les plus répandus, mais de moins en moins utilisé depuis l'avènement des données HR (comme Ikonos) pour lesquelles les imprécisions obtenues sont trop importantes.

Remarquons que ce modèle nécessite un nombre d'amers d'autant plus grand que les degrés des polynômes sont élevés. Si on considère  $L$  le degré maximum entre  $M$  le degré selon  $y$  et  $N$  le degré selon  $x$ , la relation suivante doit être vérifiée :

$$P \geq \frac{(L+1)(L+2)}{2}$$

Par exemple, il faut au moins 6 PA pour un degré égal à 1, 12 PA pour un degré égal à 2, 20 PA pour un degré égal à 3. En pratique, on choisit plus de PA que le minimum requis et on résout le système en recherchant le minimum de l'erreur quadratique (ce qui conduit à une résolution d'un système linéaire).

Ce choix empirique est une bonne approximation puisque nous avons déjà rencontré de tels modèles d'approximations polynomiales au début de ce chapitre.

Les fonctions polynomiales 2-D permettent de modéliser le modèle affine qui associe translation rotation et changement d'échelle, et qui s'écrit sous forme matricielle :

$$\begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{10} & a_{01} \\ b_{10} & b_{01} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{ref} \\ y_{ref} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} a_{00} \\ b_{00} \end{bmatrix}$$

Les coefficients se regroupent ainsi :

- $a_{00}$  : translation en  $x$  et  $b_{00}$  : translation en  $y$
- $a_{10}$  et  $b_{01}$  facteurs d'échelle en  $x$  et  $y$
- $a_{01}$  et  $b_{10}$  facteurs de cisaillement (la rotation est un cas particulier :  $a_{01} = -b_{10}$ )

Ce modèle affine permet de traiter quelques problèmes concrets :

- l'ajustement du pas selon  $Oy$  avec celui selon  $Ox$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & a \end{bmatrix}$$

- rotation de l'image acquise selon le sens de la trace faisant un angle  $i$  avec le Nord :

$$\begin{bmatrix} \cos i & -\sin i \\ \sin i & \cos i \end{bmatrix}$$

**des fonctions polynomiales 3-D** avec  $N$  le degré du polynôme vérifié par la variable  $x$ ,  $M$  le degré du polynôme vérifié par la variable  $y$  et  $P$  le degré du polynôme vérifié par la variable  $z$  :

$$x = \sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M \sum_{k=0}^P a_{ijk} x_{ref}^i y_{ref}^j z_{ref}^k$$

$$y = \sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M \sum_{k=0}^P b_{ijk} x_{ref}^i y_{ref}^j z_{ref}^k$$

Le nombre de PA requis augmente : on montre qu'il faut au moins 8 PA pour un degré égal à 1, 20 PA pour un degré égal à 2, 40 PA pour un degré égal à 3. Cependant on peut réduire le nombre de termes en  $z$  puisque les termes des polynomes en  $x^m z^n$  et  $y^m z^n$  n'ont pas de réalité physique.

**des fonctions rationnelles 2-D et 3-D** qui s'expriment dans le cas 2-D comme :

$$x = \frac{\sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M a_{ij} x_{ref}^i y_{ref}^j}{\sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M a_{ij} x_{ref}^i y_{ref}^j}$$

$$y = \frac{\sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M b_{ij} x_{ref}^i y_{ref}^j}{\sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M b_{ij} x_{ref}^i y_{ref}^j}$$

et dans le cas 3-D :

$$x = \frac{\sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M \sum_{k=0}^P a_{ijk} x_{ref}^i y_{ref}^j z_{ref}^k}{\sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M \sum_{k=0}^P a_{ijk} x_{ref}^i y_{ref}^j z_{ref}^k}$$

$$y = \frac{\sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M \sum_{k=0}^P b_{ijk} x_{ref}^i y_{ref}^j z_{ref}^k}{\sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M \sum_{k=0}^P b_{ijk} x_{ref}^i y_{ref}^j z_{ref}^k}$$



Cette modélisation par des fonctions rationnelles (appelée RPM, *Rational Polynomial Model*) est maintenant généralisée pour les capteurs THR (Ikonos, QuickBird, GeoEye, WorldView, ...). Parmi les métaparamètres fournis avec l'image, sont donnés les RPC (*Rational Polynomial coefficients*) : 20 coefficients pour le numérateur et 20 coefficients pour le dénominateur.

### 3.6.3 Transformations géométriques : modèles physiques 3D [18]

Même s'ils sont satisfaisants dans le cadre des images satellitaires moyenne résolution, les résultats des modèles empiriques sont en général décevants dès lors que l'on souhaite traiter des images haute résolution acquises de surcroît dans des conditions de forte incidence.

Aussi il semble nécessaire d'introduire dans les modèles de recalage toute information spécifique au porteur, au capteur et au type d'images. La modélisation peut s'effectuer par distorsion par distorsion (plate-forme, capteur) en quatre étapes (satellite, capteur, Terre, projection), ou toutes les distorsions ensemble en une seule étape.

Pour la gamme actuelle de résolution des capteurs THR, il est heureusement possible de continuer à considérer comme une approximation valide de la trajectoire du satellite, l'ellipse osculatrice à l'orbite réelle à chaque instant ; ce qui permet donc d'introduire le premier niveau de distorsion.

### 3.6.4 Méthodes d'interpolation

Transformer une image nécessite d'attribuer une valeur à un pixel non localisé sur un échantillon initial. La méthodologie du traitement de signal et des images nécessite au préalable que les données initiales vérifient certaines propriétés (Nyquist ou Shannon) et impose alors un type d'interpolation "exacte" : l'interpolation au sens de Shannon.

Cette approche est irréaliste en traitement d'images car l'évaluation de chaque pixel requiert tous les pixels de l'image pour chaque calcul individuel. Aussi le pragmatisme conseille d'utiliser deux méthodes :

- l'interpolation au sens du plus proche voisin : on recherche quelle est la donnée initiale qui est la plus proche du nouveau point considéré. Cette méthode est à privilégier dans le cas de données multispectrales.
- l'interpolation bilinéaire : dans l'exemple d'un maillage carré, de pas  $\delta$ , on choisit la valeur  $I(x, y)$  telle que

$$I(x, y) = \left( \frac{x - x_i}{\delta} I(x_{i+1, j}) + \frac{x_{i+1} - x}{\delta} I(x_{i, j}) \right) \left( \frac{y_{j+1} - y}{\delta} \right) + \left( \frac{x - x_i}{\delta} I(x_{i+1, j+1}) + \frac{x_{i+1} - x}{\delta} I(x_{i, j+1}) \right) \left( \frac{y - y_j}{\delta} \right)$$

D'autres méthodes sont aussi utilisées (splines, ...).

Dans le cas d'images RSO, dont les pixels sont des complexes, il faut interpoler avec beaucoup de soin<sup>17</sup> dès lors que l'on espère pouvoir utiliser le terme de phase. Pour cela, on peut recommander d'effectuer les étapes suivantes :

- suréchantillonner par zéro-padding d'un facteur au moins 4, en ayant au préalable recentré le spectre ;
- remettre le spectre dans sa position initiale ;
- appliquer ensuite une interpolation bilinéaire sur la partie réelle et sur la partie imaginaire.

Cette méthode est une des rares permettant une utilisation ultérieure de la phase (en interférométrie par exemple).

17. En effet, les données sont fournies après une étape qui a ramené le spectre "en bande de base", c'est à dire autour de 0, ce qui permet l'usage d'échantillonneur de fréquence d'échantillonnage petite vis à vis de la fréquence centrale. Toute opération ultérieure sur le signal devra prendre en compte correctement cette étape.

# Chapitre 4

## Les satellites optiques



Un moyen de classer les satellites optiques et InfraRouge (IR) est de prendre en compte leur champ de visée et leur résolution. Ainsi on peut répartir globalement ces capteurs en trois catégories [9] :

- les capteurs imageurs à champ de limbe à limbe : ils imagent la totalité de la surface du globe visible à l'altitude de leur orbite. Leur résolution est kilométrique. Ils sont en général dédiés aux applications météorologiques ou à l'océanographie.
- les capteurs imageurs à champ limité : la résolution est alors décimétrique, mais permet néanmoins une couverture régulière et homogène de la surface de la Terre.
- les capteurs haute résolution : à champ limité, ils sont dédiés à l'observation de régions spécifiques du globe (choix dicté par la thématique), et leur résolution est métrique, voire submétrique.

C'est en suivant cette classification que commencera ce chapitre, qui verra ensuite un paragraphe dédié aux capteurs superspectraux et multispectraux. Seront ensuite évoqués les mini et microsatellites ainsi que les programmes militaires (ou du moins ce que l'on en sait de source officielle).

## 4.1 Les satellites imageurs à champ de limbe à limbe et grand champ (applications météorologiques)

Leur but est d'imager la Terre selon un balayage allant d'un limbe terrestre au limbe opposé. Ce balayage peut être assuré par rotation du satellite (cas de Meteosat) ou par oscillation d'un miroir : la surface de la Terre n'occupe en fait qu'un arc minoritaire ( $17^\circ$  pour les géostationnaires à  $57^\circ$  pour les satellites à défilement comme NOAA).

A l'heure actuelle, la résolution des géostationnaires et celle des satellites à défilement sont de l'ordre du kilomètre. Si les satellites géostationnaires assurent une couverture régulière toutes les demi-heures, ils ne peuvent imaginer les zones polaires. Les satellites à défilement n'assurent qu'une couverture quotidienne, mais ils peuvent acquérir des images en tout point de la planète.

### 4.1.1 Images planétaires : les satellites météorologiques géostationnaires

#### Les satellites GOES

La mission GOES (Geostationary Operational Environmental Satellite) fournit depuis plus de 30 ans des informations sur la Terre et son environnement. Les satellites, géostationnaires, sont dotés de radiomètres donnant des observations toutes les demi heures. De grandes évolutions technologiques peuvent être constatées entre les premiers GOES et les plus récents.

Deux satellites sont opérationnels en permanence pour répondre à cette mission : GOES-W (positionné à  $135^\circ$  W) et GOES-E (positionné à  $75^\circ$  W).

Le capteur multispectral GOES I à M permet d'acquérir des données dans les 5 bandes suivantes :

GOES I-M	
Bande ( $\mu\text{m}$ )	Résolution
0.52 - 0.72	1 km x 1 km
3.78 - 4.03	4 km x 4 km
6.47 - 7.02	8 km x 8 km
10.20 - 11.20	4 km x 4 km
11.50 - 12.50	4 km x 4 km

GOES-M présente quelques améliorations (résolution de 4 km x 4 km pour la bande 6  $\mu$ , bande 13.0  $\mu$ - 13.7  $\mu$  en IRT).

Ce type de capteur peut être programmé sous différents modes (par exemple, pour GOES-W, 8 images de la totalité du globe par jour, 6 images par heures pour des zones spécifiques, ...)

La nouvelle génération GOES N à P présente des caractéristiques améliorées :

GOES N-P	
Bande ( $\mu\text{m}$ )	Résolution
0.52 - 0.71	1 km x 1 km
3.73 - 4.07	4 km x 4 km
5.8 - 7.3	4 km x 4 km
10.20 - 11.20	4 km x 4 km
13.0 - 13.7	8 km x 8 km pour GOES-N, 4 km x 4 km pour GOES O à Q

ABI (Advanced Baseline Imager)				
	$\mu$ m	"Band nickname"		
1	0.47	"Blue"	1 km	Visible
2	0.64	"Red"	500 m	Visible
3	0.86	"Veggie"	1 km	Near-IR
4	1.37	"Cirrus"	2 km	Near-IR
5	1.6	"Snow/Ice"	1 km	Near-IR
6	2.3	"Cloud Particle Size"	2 km	Near-IR
7	3.9	"Shortwave Window"	2 km	IR (with reflected daytime component)
8	6.2	"Upper-Level Tropospheric Water Vapor"	2 km	IR
9	6.9	"Mid-Level Tropospheric Water Vapor"	2 km	IR
10	7.3	"Lower-level Water Vapor"	2 km	IR
11	8.4	"Cloud-Top Phase"	2 km	IR
12	9.6	"Ozone "	2 km	IR
13	10.3	"Clean" IR Longwave Window	2 km	IR
14	11.2	IR Longwave Window	2 km	IR
15	12.3	"Dirty" Longwave Window	2 km	IR
16	13.3	"CO2" longwave infrared	2 km	IR

TABLE 4.1 – Caractéristiques du capteur ABI (GOES-R)

GOES		1	10/1975	03/02/1985	VISSR
GOES		2	06/1977	1983	VISSR
GOES		3	06/1978	1983	VISSR
GOES		4	09/1980	1982	VISSR
GOES		5	05/1981	29/07/1984	VISSR
GOES		6	04/1983	1989	VISSR
GOES-H		7	26/02/1987	11/01/1996	VISSR
GOES-I		8	13/04/1994	3/04/2003	GOES I-M
GOES-J		9	23/05/1995	15/06/2007	GOES I-M
GOES-K		10	25/04/1997	2/12/2009	GOES I-M
GOES-L		11	03/03/2000	16/12/2011	GOES I-M
GOES-M		12	23/07/2001	16/08/2013	GOES I-M
GOES-N		13	24/05/2006		GOES N-P
GOES-O	S	14	27/06/2009		GOES N-P
GOES-P	W	15	04/03/2010		GOES N-P
GOES-Q			<i>annulé</i>		
GOES-R	E	16	19/11/2016		Capteur ABI
GOES-S		17	1/03/2018		Capteur ABI

E : satellite Est, W : satellite Ouest, S : secours

Par exemple, au 23 avril 2007 :

- GOES-M jouait le rôle de GOES-East
- GOES-K jouait le rôle de GOES-West
- GOES-L était en secours (en 105° W)
- GOES-J était en secours (en 105° W) (quelques canaux dégradés)

et au 19 décembre 2016 :

- GOES-N jouait le rôle de GOES-East
- GOES-P jouait le rôle de GOES-West
- GOES-O était en secours

Les caractéristiques du capteur ABI, très semblables à celles du capteur AHI des satellites japonais Himawari (voir page 95) sont données tableau 4.1 page 92.

Site WEB : <http://www.goes.noaa.gov/>, <http://meso-a.gsfc.nasa.gov/goes/>, <http://www.osd.noaa.nasa.gov/GOES>

## Meteosat-MOP

En 1969, le CNES proposa le lancement de satellites de météorologie de type géostationnaire et s'associa pour cela à un consortium européen agréé en 1972 (Belgique, Danemark, France, Italie, Allemagne, Grande Bretagne, Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Suède et Suisse) qui présida au lancement de Meteosat 1 et 2.

Le succès de cette action a conduit la Conférence Inter-Gouvernementale à décider de la création de l'EUMETSAT (European Meteorological Satellite Organisation) qui a pris en charge le lancement et la gestion des satellites suivants.

Meteosat-MOP			
		Lancement	fin de mission
Meteosat 1		23/11/1977	Nov 1979
Meteosat 2		19/06/1981	11/08/1988
Meteosat 3		11/8/1988	21/11/1995
Meteosat 4	MOP 1	6/03/1989	6/11/1995
Meteosat 5	MOP 2	2/03/1991	02/1998
Meteosat 6	MOP 3	20/11/1993	
Meteosat 7	MOP 4	02/09/1997	

La masse du capteur est de 320 kg en orbite, et de 720 kg au lancement.

L'orbite "type" (MOP-2) a pour demi grand axe 42161 km et pour excentricité 0.00003833. L'inclinaison est de 1.249°.

Le capteur multispectral, utilisant un télescope de 40cm de diamètre, permet d'acquérir des données sur les bandes suivantes :

Meteosat	
Bande ( $\mu\text{m}$ )	Résolution
0.4 - 1.1 $\mu\text{m}$	2.5 km x 2.5 km
5.7 - 7.1 $\mu\text{m}$	5 km x 5 km
10.5 - 12.5 $\mu\text{m}$	5 km x 5 km

L'acquisition de l'image (5000 x 5000 pour le visible, 2500 x 2500 pour l'IR) se fait par rotation du satellite (100 révolutions par minute), ce qui donne une ligne d'image par révolution. Après chaque révolution, le radiomètre est décalé vers le Nord (un décalage de 18° permet, à l'altitude des satellites géostationnaires, d'observer la Terre en sa totalité) de sorte que l'image complète de la Terre est acquise en 25 minutes. 5 minutes sont alors nécessaires pour revenir à l'origine et restabiliser le tout. Ceci explique pourquoi les satellites Meteosat fournissent 2 images par heure.

En fait, il y avait (au 23 avril 2007) 3 satellites Meteosat disponibles :

- Meteosat-5, opérationnel, situé en 63° E
- Meteosat-6, secours, situé en 10° E
- Meteosat-7, prévu pour remplacer Meteosat-5, situé en 57.5° E

Page WEB : <http://www.esa.int/esaMI/MSG/>  
<http://www.eumetsat.int>

### Meteosat-MSG

Meteosat-MSG			
		Lancement	fin de mission
Meteosat 8	MSG 1	28/08/2002	
Meteosat 9	MSG 2	21/12/2005	
Meteosat 10	MSG 3	5/07/2012	
Meteosat 11	MSG 4	15/07/2015	

Le successeur de Meteosat : Meteosat Seconde Génération (MSG), dont la maîtrise d'œuvre est assuré par Aérospatiale Espace & Défense, voit la cadence d'images doublée (une image toutes les 15 minutes), une masse sensiblement accrue (1850 kg au lancement, 920 kg en orbite). Le capteur "SEVIRI" (Spinning Enhanced Visible and Infrared Imager) possède 12 canaux spectraux, et une résolution de l'ordre du km dans le visible et de 3km pour les autres canaux ; il est toujours en rotation, comme celui de Meteosat (une centaine de tour par minute). Le télescope a un diamètre de 50cm.

Sa durée de vie est de 7 ans.

Le lancement du premier satellite, MSG-1, a été effectué le 28 août 2002. Après une longue phase de validation, il a pris, à la fin des années 2000, physiquement la place de Meteosat 7 en 0° sous le nom de Meteosat 8.

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



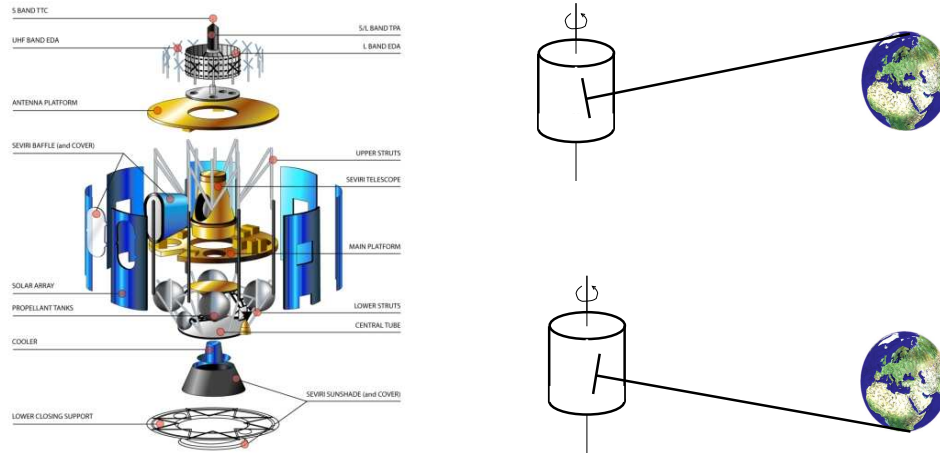


FIGURE 4.1 – Satellite MSG4, ©Airbus. Le satellite fait 100 tours à la minute. En 12.5 minutes, on obtient alors les 1250 acquisitions formant l'image de la Terre (3750 lignes pour les 11 canaux standard, 11250 lignes pour le canal HRV, car le senseur comporte 42 capteurs élémentaires) grâce à un léger dépointage du miroir ( $\pm 9^\circ$ ). En 2.5 minutes, le miroir revient à sa position initiale, ce qui donne une image toutes les 15 minutes.

MSG : SEVIRI		
HRV 0.75	0.6-0.9	1 km
VIS 0.64	0.56-0.71	3 km
VIS 0.81	0.74-0.88	3 km
NIR 1.6	1.50-1.78	3 km
MIR 3.8	3.48-4.36	3 km
IR 6.2	5.35-7.15	3 km
IR 7.3	6.85-7.85	3 km
IR 8.7	8.30-9.10	3 km
IR 9.7	9.38-9.94	3 km
IR 10.8	9.80-11.80	3 km
IR 12.0	11.00-13.00	3 km
IR 13.4	12.40-13.40	3 km

Source WEB : <http://www.esa.int/SPECIALS/MSG>

A l'horizon 2020 se profile le MTG (Meteosat third generation).

### Les satellites japonais GMS et MTSAT

Depuis 1977, le Japon a placé 5 satellites de type GMS (Geostationary Meteorological Satellites).

GMS 1	14/07/1977
GMS 2	10/08/1981
GMS 3	2/08/1984
GMS 4	5/09/1989
GMS 5	17/03/1995

GMS	
Bande ( $\mu\text{m}$ )	Résolution
0.5 - 0.75	1.25 km x 1.25 km
10.5 - 12.5	5 km x 5 km

Le satellite GMS 5 a cessé de fonctionner inopinément en 2001 : il a alors été remplacé par GOES-9 en mai 2003.

Le premier tir du successeur des GMS : le satellite MTSAT-1, a malheureusement échoué en novembre 1999. MTSAT-1R a été lancé en 2005. Ces satellites visent deux finalités : l'acquisition de données météorologiques et des applications en aviation civile.

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Cadre privé } sans modifications  
 Voir page 177

AHI (Advanced Himawari Imager)				
	$\mu$ m	"ABI Band nickname"	pas pixel	
1	0.47	"Blue"	1 km	Visible
2	0.51	"Green"	1 km	Visible
3	0.64	"Red"	500 m	Visible
4	0.86	"Veggie"	1 km	Near-IR
5	1.6	"Snow/Ice"	2 km	Near-IR
6	2.3	"Cloud Particle Size"	2 km	Near-IR
7	3.9	"Shortwave Window"	2 km	IR (with reflected daytime component)
8	6.2	"Upper-Level Tropospheric Water Vapor"	2 km	IR
9	6.9	"Mid-Level Tropospheric Water Vapor"	2 km	IR
10	7.3	"Lower-level Water Vapor"	2 km	IR
11	8.6	"Cloud-Top Phase"	2 km	IR
12	9.6	"Ozone "		IR
13	10.4	"Clean" IR Longwave Window	2 km	IR
14	11.2	IR Longwave Window	2 km	IR
15	12.4	"Dirty" Longwave Window	2 km	IR
16	13.3	"CO2" longwave infrared	2 km	IR

TABLE 4.2 – Caractéristiques du capteur AHI (Himawari 8 et 9), très proche de l'ABI de GOES-R

METSAT				
MTSAT-1R (Himawari 6)	26/02/2005	4/12/2015	MTSAT	en 140°E
MTSAT-2 (Himawari 7)	18/02/2006		MTSAT	secours en 145°E
Himawari 8	7/10/2014		AHI	opérationnel en 140.7°E
Himawari 9	2/11/2016		AHI	

METSAT		
VIS	0.55 - 0.80	1 km
IR1	10.3 - 11.3	4 km
IR2	11.5 - 12.5	4 km
IR3	6.5 - 7.0	4 km
IR4	3.5 - 4.0	4 km

Les caractéristiques du capteur AHI (Advanced Himawari Imager), très proches de celles du capteur ABI (tableau 4.1 page 92) sont données tableau 4.2 page 95.

<http://mscweb.kishou.go.jp/>  
[http://www.data.jma.go.jp/mscweb/en/himawari89/space\\_segment/spsg\\_ahi.html](http://www.data.jma.go.jp/mscweb/en/himawari89/space_segment/spsg_ahi.html)

### Les satellites indiens INSAT

Les satellites INSAT (Indian National Satellite) sont des systèmes à trois fonctions : télécommunications, télévision et météorologiques (VHRR), et ont été mis sur orbite géostationnaire entre 1982 et 1995. Certains sont donc dotés d'un capteur VHRR.

La liste ci dessous ne donne que les satellites ayant effectivement un capteur météorologique à bord.

INSAT 1A	10/04/1982	panne          est aussi doté d'une camera CCD, 1km de résolution "
INSAT 1B	31/08/1983	
INSAT 1C	21/08/1988	
INSAT 1D	12/06/1990	
INSAT 2A	9/07/1992	
INSAT 2B	22/07/1993	
INSAT 2C	06/12/1995	
METSAT	12/09/2002	
INSAT 2E	02/04/1999	
INSAT 3A	09/04/2003	
INSAT 3D	26/07/2013	
INSAT 3DR	8/09/2016	

METSAT a été rebaptisé Kalpana-1 en février 2003, en l'honneur de la spationaute indienne disparue sur Columbia. Deux autres lancements avaient été initialement envisagés.

Le capteur VHRR (Very High Resolution Radiometer) fournit des images dans deux (ou trois) bandes spectrales :

VHRR INSAT-1		VHRR INSAT-2		VHRR METSAT	
Bande ( $\mu\text{m}$ )	Résolution	Bande ( $\mu\text{m}$ )	Résolution	Bande ( $\mu\text{m}$ )	Résolution
0.55 - 0.75	2.75 km x 2.75 km	0.55 - 0.75	2 km x 2 km	0.55 - 0.75	2 km x 2 km
10.5 - 12.5	11 km x 11 km	10.5 - 12.5	8 km x 8 km	5.7 - 7.1	8 km x 8 km
				10.5 - 12.5	8 km x 8 km

<http://www.imd.ernet.in/section/satmet/static/welcome.htm>

### Satellite coréen Geo-KOMPSAT-1 et Geo-KOMPSAT-2A

Le premier satellite coréen géostationnaire, Geo-Kompsat-1, appelé aussi COMS-1, a été mis sur orbite le 27 juin 2010. Il était doté des appareils suivant :

- un imageur météo (un canal dans le visible –1 km de résolution–, 4 canaux infrarouge (4 km de résolution)
- un imageur dédié à l'océan (8 canaux dans le visible). C'est le premier imageur océanique à être placé en orbite géostationnaire.

Son successeur, Geo-Kompsat-2A, conçu par le KARI (Korea Aerospace Research Institute) a été placé en orbite le 4 décembre 2018. Il est doté de 16 bandes spectrales

Bande		$\lambda$ $\mu\text{m}$	résolution km
Band 1	Blue (VIS)	0.47	1.
Band 2	Green (VIS)	0.511	1.
Band 3	Red (VIS)	0.64	0.5
Band 4	VNIR (NIR)	0.865	1.
Band 5	SWIR (SWIR)	1.38	2.
Band 6	SWIR (SWIR)	1.61	2.
Band 7	MWIR (MWIR)	3.83	2.
Band 8	WV (TIR)	6.241	2.
Band 9	WV (TIR)	6.952	2.
Band 10	WV (TIR)	7.344	2.
Band 11	(TIR)	8.592	2.
Band 12	(TIR)	9.625	2.
Band 13	(TIR)	10.403	2.
Band 14	(TIR)	11.212	2.
Band 15	(TIR)	12.364	2.
Band 16	(TIR)	13.31	2.

### Les satellites russes GOMS

Dans cette liste de satellites météorologiques, il faut citer les satellites GOMS (Geostationary Operational Meteorological Satellite).

GOMSN1 a été lancé le 31 octobre 1994 et est situé à 76° E.

GOMS	
Bande ( $\mu\text{m}$ )	Résolution
0.46 - 0.70	1.25 km x 1.25 km
10.5 - 12.5	6.25 km x 6.25 km

Page WEB : [http://smis.iki.rssi.ru/dataserv/engl/goms\\_e.htm](http://smis.iki.rssi.ru/dataserv/engl/goms_e.htm)

## Les satellites chinois

Dans le cadre du suivi météorologique de la Terre, la Chine a placé en orbite géostationnaire

- le satellite Feng Yun 2A (FY-2A) le 10 juin 1997 (105° E), qui a cessé ses activités en mars 1999
- le satellite Feng Yun 2B (FY-2B) le 25/06/2000
- le satellite Feng Yun 2C (FY-2C) le 19/10/2004
- le satellite Feng Yun 2F (FY-2F) le 13/01/2012
- le satellite Feng Yun 2G (FY-2G) le 31/12/2014
- le satellite Feng Yun 2H (FY-2H) le 10/06/2018

et en orbite LEO :

- le satellite Feng Yun-1A le 07/09/1988
- le satellite Feng Yun-1B le 09/03/1990
- le satellite Feng Yun-1C le 10/05/1999, détruit lors de tests par un satellite antimissile le 11/01/2007, et dont les débris ont touché le 22/01/2013 le nanosatellite russe BLITS.
- le satellite Feng Yun-1D le 15/05/2002
- le satellite FY-3A le 27/05/2008 (827 km, 98.8°),
- le satellite FY-3B le 5/11/2010,
- le satellite FY-3C le 23/09/2013,
- le satellite FY-4A le 10/12/2016.

## Le WMO

Le WMO "World Meteorological Organization" est une agence des Nations Unies comprenant 187 états membres et visant à élaborer une collaboration internationale dans le domaine des satellites de météorologie.

Dans ce contexte, depuis 1972, le CGMS : "Co-ordination Group for Meteorological satellites" a pour vocation d'assurer un forum pour permettre une couverture mondiale par les satellites météorologiques des différentes agences spatiales, en exploitant au mieux l'existence de satellites opérationnels pour pallier aux éventuelles défaillances de certains.

Appartiennent à cet organisme Eumetsat, la fédération russe, le Japon, l'Inde et les USA.

Par exemple, au 23 novembre 2007, on pouvait recenser les satellites suivants :

West Pacific	MTSAT-1R	Japon	140° E	26/02/05	
West Pacific	MTSAT-2	Japon	145° E	18/02/06	en secours pour MTSAT-1R
East Pacific	GOES 11	USA/NOAA	135° W	05/00	"GOES-W"
West Atlantic	GOES 10	USA/NOAA	60° W	04/97	secours
West Atlantic	GOES 12	USA/NOAA	75° W	07/01	"GOES-E"
West Atlantic	GOES 13	USA/NOAA	105° W	05/06	pré-opérationnel
East Atlantic	Meteosat-8	Eumetsat	3.4° W	28/08/02	secours de Meteosat-9
East Atlantic	Meteosat-9	Eumetsat	0°	08/02	
Indian Ocean	Meteosat 7	Eumetsat	57.5° E	02/97	
Indian Ocean	Meteosat 6	Eumetsat	67.5° E	11/93	en secours de Meteosat-7
Indian Ocean	Metsat/Kalpana 1	Inde	74° E	09/02	
Indian Ocean	GOMS-N1	Russie	76° E	11/94	en stand by depuis 9/98
Indian Ocean	FY-2A	Chine	86.5° E	06/97	
Indian Ocean	INSAT III-A	Inde	93.5° E	04/03	
Indian Ocean	FY-2C	Chine	105° E	19/10/04	

Page WEB :

<http://www.wmo.ch/>

<http://www.wmo.ch/pages/prog/sat/GOSgeo.html>

### 4.1.2 Les satellites à défilement NOAA-POES

NOAA (National Oceanic Atmospheric Administration) regroupe les activités de surveillance atmosphérique : les satellites GOES en orbite géostationnaire (déjà cités en 4.1.1), les POES (Polar Orbiting Environmental Satellite) en orbite basse quasi polaire et dispose aussi des données militaires DMSP (voir 4.1.3).

<http://www.esa.int/export/esaME/index.html>

Le concept de base des POES découle des expérimentations TIROS Operational System) (Television and Infrared Observation Satellite), en particulier TIROS-7, lancé le 19 juin 1963 (orbite géocentrique, apogée : 649

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Cadre privé } sans modifications  
 Voir page 177

km, périégée : 621 km). Le capteur assure une résolution kilométrique au nadir et le type d'orbite permet d'avoir cette échelle de résolution sur tout le globe, ce que ne permet pas un satellite géostationnaire qui donne une résolution décimétrique pour les hautes latitudes.

Le fait d'avoir plusieurs satellites en orbite permet une couverture locale deux fois par jour : le matin et l'après midi. En pratique, il y a deux satellites opérationnels, certains plus anciens restant sur une orbite leur permettant de jouer un rôle de secours (back up ou stand by).

NOAA a passé des accords concernant les POES avec l'ESA : METOP (voir paragraphe 4.1.5) est prévu pour jouer un rôle concerté avec les satellites NOAA.

Le NOAA a développé trois générations de satellites en orbite basse héliosynchrones : les satellites TOS (TIROS Operational System) : ESSA-1 à ESSA-9, les satellites ITOS (Improved TIROS Operational System) : NOAA-1 à NOAA-5 (lancés entre 1970 et 1975), enfin la troisième génération à partir de TIROS-N.

Le capteur AVHRR 1 (Advanced Very High Resolution Radiometer) fournit des images basse résolution (1.1 km au nadir) sur des zones de 3000 km sur 4 bandes spectrales.

AVHRR 1		
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution au nadir
1	0.58 - 0.68	1.1 km x 1.1 km
2	0.725 - 1.10	1.1 km x 1.1 km
3	3.55 - 3.93	1.1 km x 1.1 km
4	10.50 - 11.50	1.1 km x 1.1 km

Le capteur AVHRR 2 (Advanced Very High Resolution Radiometer) fournit des images basse résolution (1.1 km) sur des zones de 3000 km sur 5 bandes spectrales.

AVHRR 2		
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution au nadir
1	0.58 - 0.68	1.1 km x 1.1 km
2	0.725 - 1.10	1.1 km x 1.1 km
3	3.55 - 3.93	1.1 km x 1.1 km
4	10.3 - 11.3	1.1 km x 1.1 km
5	11.5 - 12.5	1.1 km x 1.1 km

D'autres informations sont disponibles sur ce capteur :

Diamètre de l'optique	20.3 cm
résolution au nadir	1.1 km
résolution en bordure de champ	6.5 km x 2.3 km
angle de balayage maximal	55.37°
temps entre balayage successif	0.1667 s (i.e. 360 tours par minute)
pouvoir séparateur	0.0013 radians

Le capteur AVHRR 3, qui équipe la série KLM, inclut une nouvelle bande spectrale dédiée à la discrimination neige-glace.

AVHRR 3		
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution au nadir
1	0.58 - 0.68	1.1 km x 1.1 km
2	0.725 - 1.10	1.1 km x 1.1 km
3A	1.58 - 1.64	1.1 km x 1.1 km
3	3.55 - 3.93	1.1 km x 1.1 km
4	10.3 - 11.3	1.1 km x 1.1 km
5	11.5 - 12.5	1.1 km x 1.1 km

Les satellites peuvent être dotés d'autres capteurs (comme le TOVS : TIROS Operational Vertical Sounder)

	capteur	lancement	arrêt	nœud ascendant	statut
TIROS-N	AVHRR	13/10/1978	30/01/1980	15 :00	
NOAA-6	NOAA-A AVHRR-1	27/06/1979	16/11/1986	19 :30	
	NOAA-B	29/05/1980	échec		
NOAA-7	NOAA-C AVHRR-2	23/06/1981	07/06/1986	14 :30	
	NOAA-D			échec	
NOAA-8	NOAA-E AVHRR-1	28/03/1983	31/10/1985	19 :30	
NOAA-9	NOAA-F AVHRR-2	12/12/1984	7/11/1988	14 :20	
NOAA-10	NOAA-G AVHRR-1	17/09/1986	16/09/1991	19 :30	
NOAA-11	NOAA-H AVHRR-2	24/09/1988	11/04/1995		
NOAA-12	NOAA-D AVHRR-2	14/05/1991		19 :30	(AM standby)
NOAA-13	NOAA-I AVHRR-2	9/08/1993	21/08/1993		
NOAA-14	NOAA-J AVHRR-2	30/12/1994	23/06/2007		
NOAA-15	NOAA-K AVHRR-3	13/05/1998			AM secondary
NOAA-16	NOAA-L AVHRR-3	21/09/2000			PM secondary
NOAA-17	NOAA-M AVHRR-3	24/06/2002			AM backup
NOAA-18	NOAA-N AVHRR-3	20/05/2005			PM primary
NOAA-19	NOAA-N' AVHRR-3	2/06/2009			AM primary
NOAA-20		18/11/2017			

NOAA-20 est aussi dénommé JPSS-1 et c'est le premier NOAA de la série "Joint Polar Satellite System" à laquelle est rattaché le Suomi (voir paragraphe 4.1.4). Comme Suomi, il est doté du même capteur VIIRS, radiomètre à 22 canaux (voir tableau 4.3 page 100).

	altitude	période	inclinaison	Cycle	
NOAA 6 à 7	852	102.09'	98.85°	19	14+2/19
NOAA 8	850		98.9°		
NOAA 11	841	101.8	98.9°		
NOAA 12	804	101.1	98.7°		
NOAA 14	844	101.9	99.1°		
NOAA 15	807	101.1	98.5°		
NOAA 16	849	102.1	99.0°		
NOAA 17	812	101.2	98.8°		
NOAA 18	850	102.12	98.74°		
NOAA 19	870	102.14	98.7°		
NOAA 20	870	102.14	98.7°		

Les orbites sont héliosynchrones (altitude : 800-850 km, inclinaison : 98-99°, période 102 mn). Le cycle de NOAA-7 est de 19 jours.

Site WEB : <http://www.noaa.gov>, <http://www2.ncdc.noaa.gov>

### 4.1.3 DMSP : Defense Meteorological Satellite Program

Le NGDC (National Geophysical Data Center), qui assure la diffusion des données GOES et NOAA propose des données en provenance des satellites DMSP depuis mars 1994.

F12	28/08/1994
F13	24/03/1995
F14	10/04/1997
F15	13/12/1999
F16	18/10/2003
F17	04/11/2006
F18	18/10/2009
F19	3/04/2014
F20	2016

Ils sont dotés d'un capteur OLS (Operational Linescan System), whiskbroom composé de deux télescopes et d'un photomultiplicateur la nuit.



OLS	
Bande ( $\mu\text{m}$ )	Résolution
0.4 - 1.1	0.55 km x 0.55 km
10.0 - 13.4	2.7 km x 2.7 km

Dans le cas de l'utilisation du PM, la bande est réduite (0.46-0.95  $\mu\text{m}$ ).

L'orbite est héliosynchrone, d'inclinaison = 98.9 °). L'altitude est d'environ 830 km, la période de 101 mn.

Site WEB : <http://www.ngdc.noaa.gov/dmsp/dmsp.html>

#### 4.1.4 NPOESS (Suomi)

Lancé en 1994 pour assurer la suite de ces satellites tant civils que militaires, le NPOESS (National Polar-orbiting Operational Environmental Satellite System) avait prévu un programme commun très ambitieux, annulé en 2010. Il a cependant débouché sur un satellite expérimental, mis sur orbite le 28 octobre 2011. Nommé Suomi (NOAA/NPP), il est placé sur une orbite à 832 km d'altitude. Il est doté, entre autres, du capteur VIIRS (Visible Infrared Imaging Radiometer Suite, radiomètre à 22 canaux, assez proche du capteur MODIS). Suomi peut être vu comme le prototype des JPSS ("Joint Polar Satellite System").

Nom	$\lambda_c$ $\mu\text{m}$	bande $\mu\text{m}$	Résolution m
M1	0.412	0.402 - 0.422	750
M2	0.445	0.436 - 0.454	750
M3	0.488	0.478 - 0.488	750
M4	0.555	0.545 - 0.565	750
M5	0.672	0.662 - 0.682	750
M6	0.746	0.739 - 0.754	750
M7	0.865	0.846 - 0.885	750
M8	1.240	1.23 - 1.25	750
M9	1.378	1.371 - 1.386	750
M10	1.61	1.58 - 1.64	750
M11	2.25	2.23 - 2.28	750
M12	3.7	3.61 - 3.79	750
M13	4.05	3.97 - 4.13	750
M14	8.55	8.4 - 8.7	750
M15	10.763	10.26 - 11.26	750
M16	12.013	11.54 - 12.49	750
DNB	0.7	0.5 - 0.9	750
I1 (B)	0.64	0.6 - 0.68	375
I2 (G)	0.865	0.85 - 0.88	375
I3 (R)	1.61	1.58 - 1.64	375
I4	3.74	3.55 - 3.93	375
I5	11.45	10.5 - 12.4	375

TABLE 4.3 – Capteur VIIRS embarqué sur Suomi et sur NOAA-20 (JPSS-1).

Après réorganisation des moyens et des acteurs, il est prévu le lancement de deux JPSS-1 et JPSS-2 en 2018 et 2022, dérivés du satellite Suomi NPP.

#### 4.1.5 Les satellites à défilement METOP-ESA

METOP est le premier satellite polaire européen dédié à la météorologie. Il représente la contribution de l'Europe à un projet commun avec les USA pour fournir des données permettant une meilleure surveillance du temps et de meilleurs outils de prévision.

Trois satellites sont prévus, les lancements s'échelonnant entre 2006 et 2017.

		altitude	période	inclinaison	Cycle		Nœud descendant
METOP-1	19/10/2006	817	101.36'	98.70°	5	14+1/5	
METOP-2	17/09/2012						
METOP-3	7/11/2018						

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Cadre privé } sans modifications  
 Voir page 177

METOP embarque 11 instruments, dont un capteur AVHRR-3 (celui qui équipe les satellites NOAA). METOP-1 joue le rôle du satellite "matin" en association avec NOAA-N (après midi). Il est doté aussi du capteur IASI (Interféromètre atmosphérique de sondage dans l'infrarouge) conçu par le CNES.

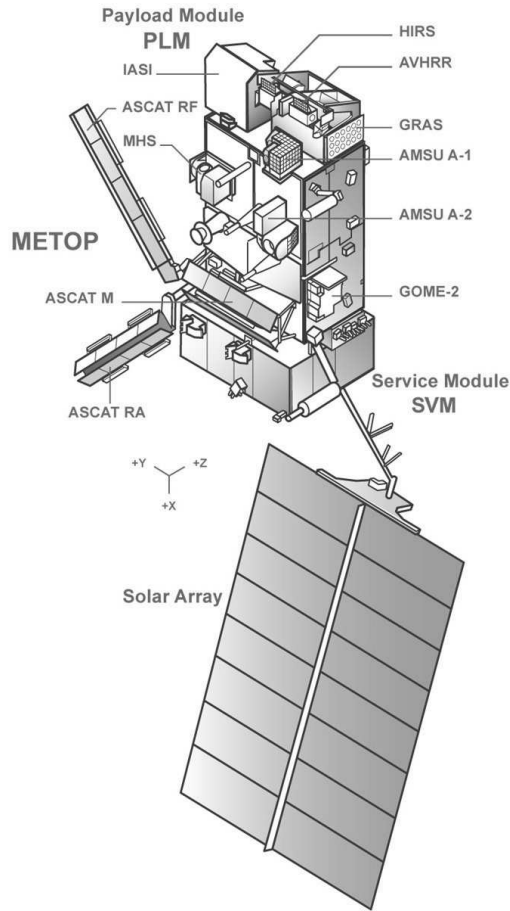


FIGURE 4.2 – Satellite européen météorologique METOP, ©ESA.

<http://www.esa.int/export/esaME/index.html>

#### 4.1.6 Les satellites à défilement METEOR (URSS puis Russie)

L'URSS (puis la Russie) a été très présente dans le domaine des satellites à défilement météorologique. Plusieurs générations de METEOR ont ainsi été mis en orbite :

- Les Meteor-2 entre 1975 et 1993 (21 lancements), sur des orbites assez particulières (850 km, 81.2°, dont non héliosynchrones). Sur cette période, ils fonctionnaient par constellation de trois satellites, avec un temps de revisite inférieur à la demi journée.
- Les Meteor-3 entre 1984 et 1994 (7 lancements), sur des orbites assez particulières (1200 km, 81.2°, dont non héliosynchrones).
- Le Meteor-3M1 le 10/12/2001, sur une orbite cette fois ci héliosynchrone (1000 km, 99.7°).

Les Meteor-3 embarquaient, entre autres, le capteur suivant :

Capteur	bande $\mu\text{m}$	résolution km	fauchée km
"TV-sensor"	0.5-0.8	0.7x1.4	3100
"TV-sensor"	0.5-0.8	1x2	2600
Radiomètre IR	10.5-12.5	3x3	3100
radiomètre 10 canaux	9.65-18.7	35x35	400

Après quelques années d'absence, la Russie s'investit à nouveau dans ce secteur avec le lancement de Meteor-M1 le 17/09/2009 (héliosynchrone, altitude 820 km), puis Meteor-M2 (8/07/2014). Ils embarquent, comme systèmes

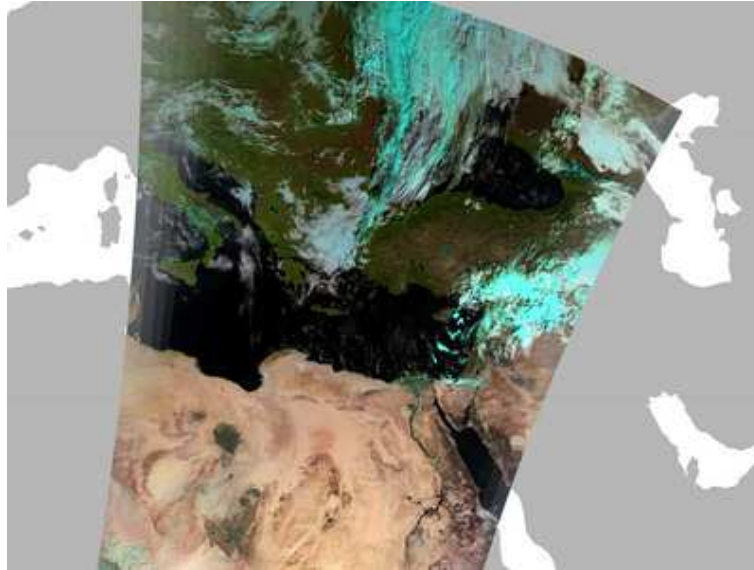


FIGURE 4.3 – Image METOP sur l'est de la Méditerranée, ©ESA. La projection cartographique est cylindrique : si la fauchée est identique le long de la trace, sa projection change vers les hautes latitudes.

imageurs, un capteur grand champ MSU-MR (assez proche de l'AVHRR/3) et un capteur moyenne résolution KMSS.

Meteor-M1 embarquait aussi un RSO BRLK (fauchée 600 km, résolution 500m à 1 km) destiné à l'étude de la couverture glaciaire.

MSU-MR		KMSS	
0.5 - 0.7	résolution 1 km, fauchée 2800 km	0.370 - 0.450	résolution 50m à 100m, fauchée 450 km/ 900 km
0.7 - 1.1	''	0.450 - 0.510	''
1.6 - 1.8	''	0.535 - 0.575	''
3.5 - 4.1	''	0.580 - 0.690	''
10.5 - 11.5	''	0.630 - 0.680	''
11.5 - 12.5	''	0.760 - 0.900	''

			période	inclinaison	Cycle	Nœud ascendant
Meteor-M1	17/09/2009	832 km	101.3'	98.85°		12h00
Meteor-M2	8/07/2014	830 km	101.4'	98.6°		9h30

Le lancement de Meteor-M2 est prévu pour 2010. Un Meteor-M3 est aussi programmé.

[http://planet.iitp.ru/english/spacecraft/meteor-m-n1\\_eng.htm](http://planet.iitp.ru/english/spacecraft/meteor-m-n1_eng.htm)

#### 4.1.7 Le capteur POLDER

Le capteur POLDER : POLARization and Directionality of the Earth's Reflectance, est un exemple intéressant d'utilisation d'un radiomètre imageur grand champ. Il mesure les caractéristiques directionnelles et la polarisation de la lumière réfléchiée par l'ensemble Terre/atmosphère, afin d'améliorer notre connaissance des propriétés radiatives et microphysiques des nuages et des aérosols.

##### Le capteur POLDER sur les satellites ADEOS-1 et ADEOS-2)

La première génération POLDER a été embarquée sur le satellite japonais ADEOS (ADvanced Earth Observation Satellite) – voir paragraphe 4.3.8–, lancé le 17 août 1996 et placé sur une orbite héliosynchrone (altitude 797 km, inclinaison : 98.6°, cycle 41 jours). Il a permis l'accès aux mesures globales et systématiques des caractéristiques spectrales, directionnelles et polarisées du rayonnement solaire réfléchi par l'atmosphère et les surfaces.

L'instrument POLDER est une caméra composée d'une matrice de détecteurs CCD, d'une optique télécentrique à grand champ et d'une roue porte filtres permettant d'acquérir des images sur 8 bandes spectrales (443, 490, 565,

670, 763, 765, 865, 910 nm) dont certaines sont associées à des filtres polarisés (443, 670 et 865 nm : P1, P2 et P3). Le champ de vue est de  $\pm 43^\circ$  le long de la trace, et de  $\pm 51^\circ$  perpendiculairement à la trace, ce qui correspond à une fauchée de 2400 km : de ce fait, la résolution instrumentale est de 6 km x 7 km au nadir (et elle augmente avec l'incidence du fait de la courbure de la Terre).

Une séquence d'images est réalisée toutes les 20 s. Pendant ce temps, le satellite s'est déplacé de 140 km environ. Ainsi un point quelconque à la surface de la Terre reste dans le champ de POLDER pendant plusieurs séquences de prises de vue (jusqu'à 14).

Sur le plan des images, il faut noter les performances de recalage :

- 0.1 pixel pour les 3 bandes polarisées d'une même bande spectrale
- 0.1 pixel pour différentes bandes spectrales d'une même séquence
- 0.2 pixel en multidirectionnel
- 0.4 pixel en multitemporel
- 1 pixel en absolu.

Les 3 objectifs majeurs du programme POLDER sont l'étude des aérosols, qui est un thème important du programme Global Change, l'étude du bilan radiatif nuages et vapeur d'eau, et l'analyse de la couleur des océans (effet de la présence de phytoplancton).

Suite à la défaillance de la plateforme ADEOS en juillet 1997, l'expérience n'a malheureusement pas été menée à bien jusqu'au bout. Aussi le CNES et la NASDA avaient décidé de placer un POLDER sur le remplaçant d'ADEOS : ADEOS-2 lancé le 14 décembre 2002, mais qui n'a malheureusement fonctionné que peu de temps lui aussi (défaillance le 25/10/2003).

## Parasol

Deuxième microsatellite de la filière Myriade développée par le CNES, Parasol embarque à son bord un radiomètre imageur à grand champ Polder conçu grâce à la contribution du Laboratoire d'Optique Atmosphérique de Lille(CNRS-USTL).

Lancé le 18/12/2004 par Ariane 5 G+ depuis le port spatial européen de Kourou en Guyane, Parasol, dont la durée de vie nominale est de deux ans, est positionné par rapport aux satellites Aqua et Aura (NASA), Calipso (NASA/CNES, lancé le 28/04/2006) et Cloudsat (NASA, Agence spatiale canadienne, lancé le 28/04/2006) de façon à compléter la formation appelée "A-train"<sup>1</sup>. Première mondiale, cet observatoire spatial exceptionnel, complété en 2008 par OCO (NASA), a offert simultanément toutes les techniques de mesures actuellement disponibles pour l'observation des nuages et des aérosols, depuis la radiométrie passive jusqu'au sondage actif par lidar et par radar.

<http://smc.cnes.fr/PARASOL/>

### 4.1.8 SPOT-Végétation

En sus du capteur HRVIR de résolution décimétrique (voir paragraphe 4.3.5), SPOT-4 et SPOT-5 embarquent le capteur "Végétation" qui a pour but de fournir une couverture journalière<sup>2</sup> de la surface du globe avec une résolution kilométrique (1.165 km), ceci en vue d'analyser les changements sur l'environnement et la végétation. Le capteur est un push-broom ayant quasiment les mêmes bandes spectrales que le capteur HRVIR (seule modification : la bande B1 est modifiée en B0 pour des applications océanographiques). La fauchée est de 2250 km (champ de  $101^\circ$ ).

SPOT Végétation		
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution
B0	0.43-0.47	1 km x 1 km
B2	0.61-0.68	1 km x 1 km
B3	0.78-0.89	1 km x 1 km
MIR	1.58-1.75	1 km x 1 km

Le programme végétation a actuellement une suite grâce au capteur Proba-V (voir 4.7.2).

Site WEB : <http://www.spotimage.fr>, <http://spot4.cnes.fr>

1. Le A-train sera complété par GCOM-W1 (JAXA, 17/05/2012), OCO-2 (Orbiting Carbon Observatory 2, NASA, 2/07/2014)

2. la couverture journalière est effective pour les latitudes au delà de  $+35^\circ$  et  $-35^\circ$ , tous les deux jours à l'équateur

## 4.2 Les satellites imageurs grand champ en océanographie

### 4.2.1 Images régionales : NIMBUS 7

Nimbus 7 fut le dernier d'une série de 7 satellites de météorologie, lancés entre 1964 et 1978. Planifiés pour des fins météorologiques, ils embarquaient d'autres capteurs expérimentaux.

Nimbus 7 avait à son bord le capteur CZCS (Coastal Zone Color Scanner), scanner multibande dédié à l'analyse de la couleur des océans, principalement liée au phytoplancton.

L'orbite était polaire, héliosynchrone (altitude : 955 km, inclinaison : 104.9°, période : 104 mn, nœud ascendant : 12 :00). La fauchée était de 1556 km (+/- 40°).

Le programme SeaWiFS a pris la suite de ce capteur et utilise les données du satellite Orbview-2 (voir section 4.2.2 et 4.4.1).

CZCS		
Bande ( $\mu\text{m}$ )	Résolution	
0.433 - 0.453	0.825km x 0.825 km	Absorption par la chlorophylle
0.510 - 0.530	0.825km x 0.825 km	Concentration par la chlorophylle
0.540 - 0.560	0.825km x 0.825 km	Indicateur de salinité
0.660 - 0.680	0.825km x 0.825 km	Absorption par aérosol
0.700 - 0.800	0.825km x 0.825 km	Détection des nuages et des sols
10.5 - 12.5	0.825km x 0.825 km	Température de surface

Site WEB : [http://daac.gsfc.nasa.gov/SENSOR\\_DOCS/CZCS\\_Sensor.html](http://daac.gsfc.nasa.gov/SENSOR_DOCS/CZCS_Sensor.html)  
[http://daac.gsfc.nasa.gov/DATASET\\_DOCS/czcs\\_dataset.html](http://daac.gsfc.nasa.gov/DATASET_DOCS/czcs_dataset.html)

### 4.2.2 La mission SeaWiFS

Le programme de la NASA SeaWiFS (Sea-viewing Wide Field-of-view Sensor) a pris la succession de CZCS. Il utilise les données de la mission OrbView-2, satellite commercial de la compagnie Orbimage (voir le paragraphe 4.4.1), lancé le 1 aout 1997, pour lequel un montage original a été mis au point : les droits des données obtenues sur la mer appartiennent à la NASA tandis que Orbimage a l'exclusivité des données obtenues sur la Terre.

Le capteur dispose de 8 bandes :

SeaWiFS		
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution au nadir
1	0.402-0.422	1.13 km x 1.13 km
2	0.433-0.453	1.13 km x 1.13 km
3	0.480-0.500	1.13 km x 1.13 km
4	0.500-0.520	1.13 km x 1.13 km
5	0.545-0.565	1.13 km x 1.13 km
6	0.660-0.680	1.13 km x 1.13km
7	0.745-0.785	1.13 km x 1.13km
8	0.845-0.885	1.13 km x 1.13 km

Son orbite est héliosynchrone (altitude 705 km, nœud ascendant : 12 :00).

Site WEB : <http://seawifs.gsfc.nasa.gov/SEAWIFS.html>

### 4.2.3 Le programmes Okean

Largement inspirés des satellites Meteor-3 (voir 4.1.6), ces satellites dédiées à l'océanographie –en particulier sur la mer Arctique et en Antarctique– ont été lancés depuis Baïkonour. Leurs orbites (NPO) ont une altitude de 600 à 650 km, et une inclinaison de l'ordre de 82°.

Kosmos 1500	28/09/1983	Okean-OE	SSO (altitude 650-670 km, inclination 98°), 2 RLS-BO
Kosmos 1602	28/09/1984	Okean-OE	
Kosmos 1766	28/07/1986	Okean-O1	
Kosmos 1869	16/07/1987	Okean-O1	
Okean 1	5/07/1988	Okean-O1	
Okean	9/06/1989	Okean-O1	
Okean 2	28/02/1990	Okean-O1	
Okean 3	4/06/1991	Okean-O1	
Okean-01 n7	11/10/1994	Okean-O1	
Sich1	31/08/1995	Okean-O1	
Okean 0	17/07/1999	Okean-O	
Sich2	24/12/2004	Okean-O1	

Okean-O1			
Capteur	bande	résolution	fauchée
MSU-M	0.5-0.6 $\mu\text{m}$	2km	1900km
	0.6-0.7 $\mu\text{m}$		
	0.7-0.8 $\mu\text{m}$		
	0.8-1.1 $\mu\text{m}$		
Side-looking radar RLS-BO	3.2 cm	1.3 km x 2.5 km	450 km

Sich2, lancé le 24 décembre 2004, était doté d'un radar RSO de résolution kilométrique. Malheureusement, son orbite nominale (à 650km d'altitude) n'a pas été atteinte et il est resté sur une orbite temporaire (périgée : 280km, apogée : 650 km).

Les données Ocean ont été longtemps distribuées par Eurimage.

Site WEB : <http://www.ssc.se/sb/resurs/index.html>

<http://scanex.ss.msu.ru>

<http://sputnik.infospace.ru/resurs/engl/resurs.htm>

#### 4.2.4 Haiyang : la surveillance de la mer en Chine

La Chine s'est doté de satellites dont la finalité est la surveillance de la zone côtière de la Chine. Ils sont doté d'un scanner multispectral (10 bandes dédiées à la mer) permettant une revisite à 3 jours (Haiyang-1A) ou 1 jour (Haiyang-1B) et d'un imageur CCD (4 bandes, 250m de résolution) avec un temps de revisite de 7 jours. Un enregistreur à bord permet d'effectuer des acquisitions sur d'autres parties du globe.

	lancement	arrêt
Haiyang-1A	15/05/2002	2004
Haiyang-1B	11/04/2007	

#### 4.2.5 Les programmes indiens OceanSat

Ce sont des satellites de type héliosynchrone lancés par la fusée indienne PLSV (Polar Satellite Launch Vehicle).

IRS P4 OceanSat-1	26/05/1999	720 km	98.29	2	14+1/2	10h30	OCM
OceanSat-2	23/09/2009	720 km	98.28				OCM

Le capteur **OCM** (Ocean Colour Monitor) qui équipe ces deux satellites est un système pushbroom de 6000 pixels (dont 3700 pour le système imageur), multispectral 7 ou 8 bandes, de fauchée 1440 km et de résolution de l'ordre de 240mx320m. La visée du capteur peut varier entre +20° et -20° le long de la fauchée.

OCM	
OCM1 nm	OCM2 nm
	402-422
433-453	432-452
480-500	479-499
500-520	502-522
545-565	547-567
610-630	660-680
725-755	748-788
845-880	847-887

#### 4.2.6 Les programmes Coréens

On peut citer dans cette liste de capteurs dédiés à l'océan les deux capteurs coréens géostationnaires Geo-KOMPSAT-1 et Geo-KOMPSAT-2A dont les caractéristiques sont détaillées au paragraphe 4.1.1.

### 4.3 Les satellites imageurs à champ limité

#### 4.3.1 Le programme américain LANDSAT

Le programme américain ERTS (Earth Resources Technology Satellite) a démarré en 1972, a été rebaptisé en 1975 LANDSAT (Land Remote Sensing Satellite) et est probablement le programme d'imagerie satellitaire dont la pérennité est la plus grande puisque, malgré l'échec au lancement de LANDSAT-6, le lancement de LANDSAT-7 a été réussi en mars 1999 et LANDSAT-8 assure la relève depuis 2013.

	lancement	Fin de la mission	Capteurs	Altitude	Cycle	orbites par jour	période	inclinaison
Landsat 1	23/07/72	6/01/78	RVB, MSS	917	18	13+17/18	103.8	99.1
Landsat 2	22/01/75	27/07/83	RVB, MSS	917	18	13+17/18	103.8	99.1
Landsat 3	5/03/78	7/09/83	RVB, MSS	917	18	13+17/18	103.8	99.1
Landsat 4	16/07/82	08/1993	MSS, TM	705	16	14+9/16	98.9	98.2
Landsat 5	1/03/84		MSS, TM	705	16	14+9/16	98.9	98.2
Landsat 6	5/10/93	5/10/93	ETM	705	16	14+9/16	98.9	98.2
Landsat 7	15/04/99		ETM+	705	16	14+9/16	98.9	98.2
Landsat-8	11/02/2013		OLI		16	14+9/16	98.9	98.2

Les satellites LANDSAT sont équipés de différents capteurs :

- Les caméras RBV ("Return Beam Vidicon"), qui prennent des clichés instantanés de grande taille (185km x 185 km) toutes les 25 secondes. Ces capteurs s'appliquent soit sur 3 bandes spectrales différentes, soit en panchromatique.
- les senseurs MSS ("MultiSpectral Scanner"), qui balayent la surface de la Terre selon 6 bandes simultanées d'environ 185 km de large, perpendiculairement à la trajectoire du satellite. La numérisation du signal se fait sur 6 ou 7 bits. 5 bandes spectrales ont été employées.
- le capteur TM ("Thematic Mapper") est une amélioration du MSS : il y a 16 bandes parallèles, de 30 m de large (système whiskbroom). 7 bandes spectrales sont disponibles.
- les capteurs ETM ("Enhanced Thematic Mapper") : ETM (Landsat 6) et ETM+ (Landsat 7) sont des évolutions du capteur TM. ETM+ (toujours fondé sur le whiskbroom pour des raisons budgétaires) permet d'obtenir des images panchromatiques. ("Thematic Mapper") est une amélioration du MSS :



Instrument	Bande spectrale $\mu\text{m}$	Dimension du pixel m	Dynamique	Satellite
RBV <sup>m</sup>	0.475 - 0.575	79 x 79		Landsat 1,2
	0.580 - 0.680	79 x 79		Landsat 1,2
	0.698 - 0.830	79 x 79		Landsat 1,2
RBV <sup>p</sup>	0.505 - 0.750	40 x 40		Landsat 3
MSS	0.5 - 0.6	79 x 79	7	Landsat 1,2,3,4,5
	0.6 - 0.7	79 x 79	7	Landsat 1,2,3,4,5
	0.7 - 0.8	79 x 79	7	Landsat 1,2,3,4,5
	0.8 - 1.1	79 x 79	6	Landsat 1,2,3,4,5
	10.4 - 12.6	237 x 237		Landsat 3
TM	0.45 - 0.52	30 x 30	8	Landsat 4,5
	0.52 - 0.60	30 x 30	8	Landsat 4,5
	0.63 - 0.69	30 x 30	8	Landsat 4,5
	0.76 - 0.90	30 x 30	8	Landsat 4,5
	1.55 - 1.75	30 x 30	8	Landsat 4,5
	2.08 - 2.35	30 x 30	8	Landsat 4,5
	10.4 - 12.5	120 x 120	8	Landsat 4,5
ETM+	0.45 - 0.515	30 x 30	8	Landsat 7
	0.525 - 0.605	30 x 30	8	Landsat 7
	0.630 - 0.690	30 x 30	8	Landsat 7
	0.750 - 0.900	30 x 30	8	Landsat 7
	1.55 - 1.75	30 x 30	8	Landsat 7
	2.09 - 2.35	30 x 30	8	Landsat 7
	10.40 - 12.50	60 x 60	8	Landsat 7
	0.520 - 0.900	15 x 15	8	Landsat 7

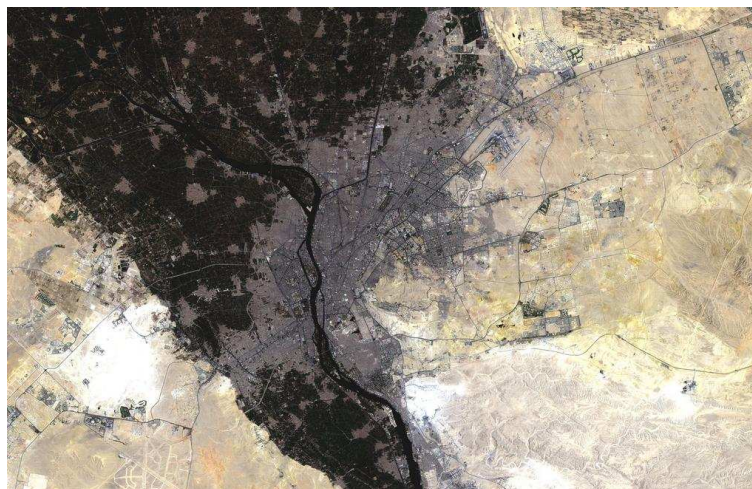


FIGURE 4.4 – Image Landsat TM sur la ville du Caire, ©ESA.

Le satellite LANDSAT-7 embarque un capteur ETM+ (Enhanced Thematic Mapper Plus) dont la bande IR thermique a une résolution améliorée (60m), et doté d'une bande panchromatique de résolution 15m. La capacité d'archivage à bord est de 375 Gb. Sa masse totale est de 2.2 tonnes.

LANDSAT-7 a été intégré au programme EO (Earth Orbiter, voir le paragraphe 4.3.2).

Le futur du programme Landsat avait été défini en 2003 sous l'appellation LDCM (Landsat Data Continuing Mission). Après quelques ultimes péripéties (initialement, le nouveau capteur devait être lancé et exploité dans le cadre d'un partenariat public-privé) et négociations entre la NASA et l'USGS, Landsat-8 a été lancé le 11/02/2013 et embarque le capteur OLI (qui est enfin un pushbroom) et un capteur IRT (TIRS).  
<http://ldcm.nasa.gov>

Instrument	Nom bande	Bande spectrale $\mu\text{m}$	Dimension du pixel m	Dynamique	Satellite
OLI	1 : CA	0.434 - 0.451	30 x 30	8	LDCM/Landsat-8
	2 : Blue	0.452 - 512	30 x 30	8	LDCM/Landsat-8
	3 : Green	0.533 - 0.590	30 x 30	8	LDCM/Landsat-8
	4 : Red	0.636 - 0.673	30 x 30	8	LDCM/Landsat-8
	5 : NIR	0.851 - 0.879	30 x 30	8	LDCM/Landsat-8
	6 : SWIR-1	1.566 - 1.651	30 x 30	8	LDCM/Landsat-8
	7 : SWIR-2	2.107 - 2.294	30 x 30	8	LDCM/Landsat-8
	8 : Pan	0.503 - 0.676	15 x 15	8	LDCM/Landsat-8
	9 : Cirrus	1.363 - 1.384	30 x 30	8	LDCM/Landsat-8
TIRS	10	10.6 - 11.2	100 x 100	8	LDCM/Landsat-8
	11	11.5 - 12.5	100 x 100	8	LDCM/Landsat-8

Site WEB : <http://geo.arc.nasa.gov/sge/landsat/landsat.html>  
[http://landsat.gsfc.nasa.gov/?page\\_id=5377](http://landsat.gsfc.nasa.gov/?page_id=5377)

### 4.3.2 Le programme NMP

Suite aux travaux menés sur les données LANDSAT, le programme NMP (New Millennium) avait placé comme priorité le développement de satellites EO (Earth Orbiter) permettant d'expérimenter de nouvelles technologies pour la télédétection.

Le programme EO1 s'est donné comme objectif de diminuer le coût des systèmes Landsat. Ce satellite a été lancé le 21 novembre 2000 (425 kg, 705 km, héliosynchrone, 1 minute derrière LANDSAT 7); il est équipé du capteur ALI (Advanced Land Imager) dont les performances sont les suivantes :

0.433 - 0.453	30 x 30	
0.450 - 0.510	30 x 30	
0.525 - 0.605	30 x 30	
0.630 - 0.690	30 x 30	
0.775 - 0.805	30 x 30	
0.845 - 0.890	30 x 30	
1.20 - 1.30	30 x 30	
1.55 - 1.75	30 x 30	
2.08 - 2.35	30 x 30	
0.480 - 0.680	10 x 10	panchromatique
.400 - 2.5	30 x 30	hyperspectral : 242 bandes

Il ne permet pas une couverture aussi exhaustive de la planète que les LANDSAT (seulement 16 images par jour en mode Panchro). La durée de vie d'un tel satellite devait être d'environ 1 an.

Le capteur hyperspectral Hyperion (voir paragraphe 4.5.2) a une fauchée limitée (256 pixels, soit environ 7,5 km), et semble n'avoir en pratique que 198 canaux utilisables.

Site WEB : <http://eo1.gsfc.nasa.gov> (comparaison avec Landsat : <http://geo.arc.nasa.gov/sge/landsat/l7eo1.html>)

EO2 devait tester le concept de SPARCLE (SPACE Readiness Coherent Lidar Experiment) pour la mesure des vents.

Le projet EO3 devait tester de nouvelles techniques pour les satellites météorologiques géostationnaires

<http://nmp.nasa.gov>

### 4.3.3 NASA's Earth Observing Systems

Pour faire suite au programme Landsat, la NASA a lancé un programme de grande envergure sur l'observation de la Terre : NASA's Earth Observing Systems, avec comme objectif de collecter des données sur 15 ans. La motivation de ce programme prend naissance dans le programme "Global Change" qui vise à apporter des réponses sur les grands changements climatiques de la planète. Ont ainsi été programmés le lancement de divers satellites : Terra (ex EOS-AM), Aqua (ex EOS-PM), Aura (ex EOS-CHEM), ICESat, Jason (successeur de TOPEX-Poseidon,

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Cadre privé } sans modifications  
 Voir page 177

pour mesurer la surface des océans, en collaboration avec le CNES), SAGE III (Stratospheric Aerosol and Gas Experiment III, instrument placé sur une plateforme Meteor 3M lancée le 10/12/2001), ... Notons que ce programme intègre aussi les capteurs Landsat (paragraphe 4.3.1) et SeaWifs (paragraphe 4.2.2).

- **Terra (ex EOS-AM)**, lancé le 18 décembre 1999, est un satellite de près de 5 tonnes et est doté de 5 instruments, dont
- le MODIS (Moderate-resolution Imaging Spectroradiometer) qui image sur 36 bandes (entre 0.4  $\mu\text{m}$  et 14.4  $\mu\text{m}$ ) des fauchées de 2330 km avec une résolution variant de 250m à 1Km au nadir. Il a un demi-angle d'ouverture de 55°.

1	620 - 670	13	662 - 672	25	4.482 - 4.549
2	841 - 876	14	673 - 683	26	1.360 - 1.390
3	459 - 479	15	743 - 753	27	6.535 - 6.895
4	545 - 565	16	862 - 877	28	7.175 - 7.475
5	1230 - 1250	17	890 - 920	29	8.400 - 8.700
6	1628 - 1652	18	931 - 941	30	9.580 - 9.880
7	2105 - 2155	19	915 - 965	31	10.780 - 11.280
8	405 - 420	20	3.660 - 3.840	32	11.770 - 12.270
9	438 - 448	21	3.929 - 3.989	33	13.185 - 13.485
10	483 - 493	22	3.929 - 3.989	34	13.485 - 13.785
11	526 - 536	23	4.020 - 4.080	35	13.785 - 14.085
12	546 - 556	24	4.433 - 4.498	36	14.085 - 14.385

Ce capteur permet une couverture journalière de la Terre.

- **ASTER (Advanced Sapeborne Thermal Emission and Reflection Radiometer)**, issu de la collaboration entre la NASA et le MITI (Japon), permet l'acquisition d'images haute résolution dans le visible et proche infrarouge (VNIR, 3 bandes, 15 m de résolution, 60 km de fauchée), l'infrarouge (SWIR, 6 bandes, 30 m de résolution, 60 km de fauchée) et l'infrarouge lointain (TIR, 5 bandes, 90 m de résolution, 60 km de fauchée). Sa capacité (VNIR) à viser à la fois au nadir et en arrière a permis la réalisation du MNE "ASTER" diffusé gratuitement sur le net (projet Japonais-américain).

VNIR		
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution
1	0.52-0.60	15 m
2	0.63-0.69	15 m
3 Nadir	0.76-0.86	15 m
3 Backward (27.6°)	0.76-0.86	15 m

SWIR		
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution
4	1.6-1.7	30 m
5	2.145 - 2.185	30 m
6	2.185 - 2.225	30 m
7	2.235 - 2.285	30 m
8	2.295 - 2.365	30 m
9	2.360 - 2.430	30 m

TIR		
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution
10	8.125 - 8.475	90 m
11	8.475 - 8.825	90 m
12	8.925 - 9.275	90 m
13	10.25 - 10.95	90 m
14	10.95 - 11.65	90 m

Il est placé en orbite héliosynchrone (705 km, cycle de 16 jours), le nœud descendant étant fixé à 10 :30 am (heure à laquelle statistiquement il y a la couverture nuageuse minimale sur les terres émergées).

- **Aqua (ex EOS-PM)** (lancé le 4 mai 2002) est placé sur une orbite identique, mais son nœud ascendant est à 1 :30 pm. Il est doté de 6 instruments, dont le MODIS.
- **ICESat** (lancé le 13 janvier 2003), a une orbite (LEO) d'altitude 600 km et d'inclinaison 94 ° (il n'est donc pas héliosynchrone). Il n'est doté que d'un seul instrument : l'altimètre GLAS ("Geoscience Laser Altimeter System", LIDAR doté de 2 longueurs d'onde : 532 et 1064 nm, échantillonnant la surface par des "spots" de 70m tous les 175 mètres.  
<http://icesat.gsfc.nasa.gov>

— **Aura** a été lancé le 15/07/2004 et est principalement dédié à l'analyse chimique de notre atmosphère. Il possède 4 instruments, principalement dédiés à l'ozone.

<http://aura.gsfc.nasa.gov/>

			période	inclinaison	Cycle		Nœud
Terra	18/12/1999	705 km	98,9'	98.8°	16	14 +19/16	Desc : 10h30
Acqua	4/05/2002	705 km	98,9'	98.8°	16	14 +19/16	Asc : 13h30
Icesat	12/01/2003 (02/2010)	600 km	96.6'	94.0°			
Aura	15/07/2004	705 km	98,9'	98.8°	16	14 +19/16	Asc : 13h45
Icesat-2	15/09/2018	480 km	94.2'	92.0°			

Icesat-2 embarque le lidar ATLAS (Advanced Topographic Laser Altimeter System).

Aqua et Aura ont été les deux premières composantes du A-train (voir 4.1.7).

site WEB : <http://terra.nasa.gov/>, <http://eospsa.gsfc.nasa.gov/>, <http://eos-pm.gsfc.nasa.gov/>

#### 4.3.4 Le programme RESURS-O

L'URSS, puis la Russie, se sont intéressés à la surveillance des ressources de la Terre par le biais du programme RESURS-O1, avec des satellites placés sur des orbites entre 500 km et 800 km d'altitude.

Kosmos 1689	3/10/1985	Resurs-O1	
Kosmos 1939	20/04/1988		
Resurs-O1 N3	4/11/1994	Resurs-O1	MSU-SK, MSU-E
Resurs-O1 N4	10/07/1998	Resurs-O1	MSU-SK, MSU-E

Les images produites par le capteur MSU-SK se placent entre les produits Landsat et les images AVHRR.

MSU-SK	
0.5 - 0.6	150m x 250m
0.6 - 0.7	150m x 250m
0.7 - 0.8	150m x 250m
0.8 - 1.1	150m x 250m
10.4 - 12.6	600 m

la fauchée est de 600 km. Les données sont commercialisées par Eurimage.

Le capteur MSU-E a 3 bandes spectrales et une résolution de 35m x 45 m. La fauchée est de 45 km. Les données ne sont pas commercialisées.

Resurs-O1 N4 était doté d'un MSU-SK et d'un MSU-E amélioré (résolution 30 m).

#### 4.3.5 Les satellites européens SPOT 1 à 7

SPOT, Satellite Pour l'Observation de la Terre, est historiquement un système européen associant trois pays d'Europe : la France, la Belgique et la Suède. 5 satellites ont ainsi été lancés dans ce contexte et sur la même orbite.

Pour assurer la continuité des données, EADS a récemment lancé les SPOT-6 et SPOT-7 : cependant l'orbite choisie est celle des capteurs submétriques Pléiades, afin d'assurer une meilleure couverture temporelle aux deux Pléiades actuels.

Famille SPOT-1 à SPOT-5		
SPOT 1	22/2/1986	28/11/2003
SPOT 2	22/1/1990	29/07/2009
SPOT 3	26/9/1993	14/11/1996
SPOT 4	24/03/1998	
SPOT 5	4/05/2002	
Famille SPOT-6 et SPOT-7		
SPOT 6	9/09/2012	
SPOT 7	30/06/2014	

Pour pallier à la défaillance de SPOT 3, SPOT 1, mis en hibernation le 31/12/1990, a été réactivé et a assuré un service tout à fait honorable jusqu'au lancement de SPOT 4. Il a été désactivé et placé en configuration de stockage juste avant le tir de SPOT 5 (la station sol SPOT ne pouvant gérer au plus que 3 satellites). Il a été finalement désorbité après 17 années de fonctionnement le 28 novembre 2003 (574km-804km) pour qu'il descende lentement vers les couches denses de l'atmosphère et s'y consume dans une quinzaine d'années. Sa durée de vie initiale, 3 ans, a donc été largement dépassée.

Les satellites SPOT 1 à SPOT 5 sont placés sur la même orbite :

SPOT	
altitude	832 km
inclinaison	98.7°
période	101,4 minutes
Durée du cycle	26 jours
Orbites par cycle	369
Orbites par jour	$14 + \frac{5}{26}$
nœud descendant	10h30
poids	1907 kg

Seule la phase orbitale diffère. Par exemple, courant 2007, SPOT4 précédait SPOT2 d'un quart d'orbite environ (97°) et SPOT5, depuis le 21 mai 2002, était placé 97° en avant de SPOT4 : de cette façon, tous les endroits de la planète pouvaient être atteints quotidiennement par l'un des 3 satellites.

#### SPOT 1 à 4

Le système imageur, "HRV" (High Resolution Visible Sensor), fournit des "scènes" couvrant une superficie de 60 km x 60 km. Il dispose de deux senseurs indépendants, programmables, chacun pouvant être utilisé selon deux modes : un mode panchromatique (P) et un mode multispectral (3 bandes : XS1, XS2 et XS3). La combinaison de ces 3 canaux permet la construction d'images composites de résolution 20 m (3000 pixels par ligne).

Le télescope (focale de 2086 mm) a un champ de vue de 4°, correspondant à une fauchée de 60 km et couvert par une barette de 6000 détecteurs.

SPOT HRV		
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Taille du pixel
P	0.51-0.73	10 m x 10 m
XS1	0.50-0.59	20 m x 20 m
XS2	0.61-0.68	20 m x 20 m
XS3	0.78-0.89	20 m x 20 m

Le capteur HRVIR de SPOT4 dispose en sus d'une bande moyen infrarouge MIR. Le mode P est légèrement modifié et travaille sur la même bande que la bande B2.

SPOT-4 HRVIR		
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Taille du pixel
P	0.51-0.73	10 m x 10 m
B1	0.50-0.59	20 m x 20 m
B2	0.61-0.68	20 m x 20 m
B3	0.78-0.89	20 m x 20 m
MIR	1.58-1.75	20 m x 20 m

Les acquisitions se font avec un angle de visée compris entre -27° et 27°, ceci permettant l'acquisition de données stéréoscopiques (voir figure 4.5). La technique employée (push-broom) garantit de très bonnes caractéristiques géométriques.

Deux enregistreurs de bord (disque) permettent d'acquérir 2x22 minutes de données (2x40 minutes pour SPOT4, soit 2x500 images), par exemple en vue de l'acquisition de données lors de survol de zones hors de vue des stations au sol. SPOT 4 est aussi doté d'une mémoire statique de masse de 9 Gbits<sup>3</sup>, implantée à titre probatoire et correspondant à 3 minutes de données.

Rappelons aussi que SPOT-4 est doté d'un instrument grand champ : le capteur Végétation (voir 4.1.8). Site

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Cadre privé } sans modifications  
 Voir page 177

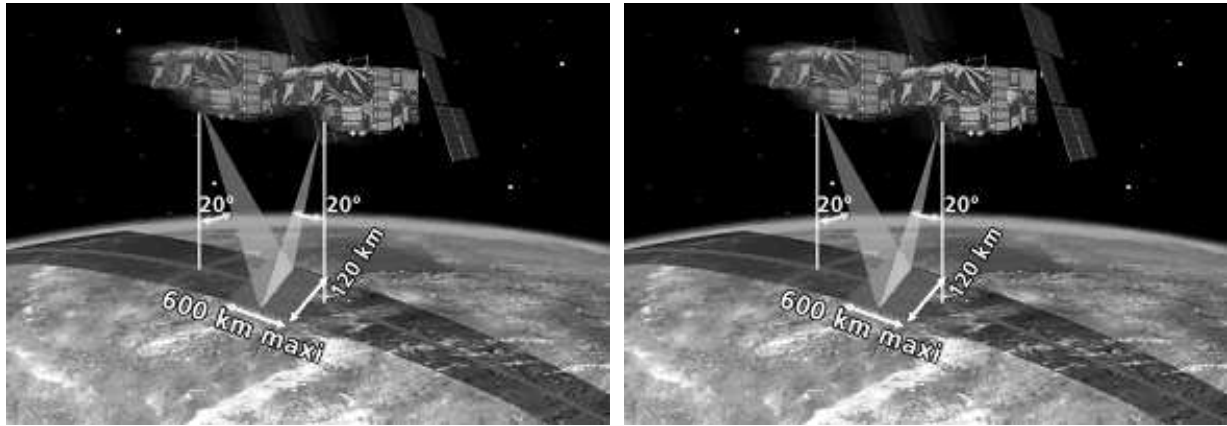


FIGURE 4.5 – A gauche : système HRV des Spot 1 à 5. Les deux capteurs prennent une fauchée de 60 km chacune, pouvant être dépointée latéralement jusqu'à 27°. A droite : système HRS de Spot5. Les deux capteurs sont dépointés longitudinalement de 20°, ce qui permet d'acquérir une zone commune jusqu'à 600 km de long. ©CNES

WEB : <http://www.spotimage.fr>, <http://spot4.cnes.fr>

## SPOT 5

La charge de SPOT5, lancé le 4 mai 2002, comprend :

- deux instruments HRG (Haute Résolution Géométrique), de focale 1.087 m, pouvant acquérir des données avec un angle de visée (en latéral) compris entre  $-27^\circ$  et  $27^\circ$  :

SPOT-5 HRG			
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Taille du pixel	nombre d'éléments de barrette
P	0.49-0.69	5 m x 5 m	2x12000
P	0.49-0.69	2,5 m x 2,5 m	
B1	0.50-0.59	10 m x 10 m	3x6000
B2	0.61-0.68	10 m x 10 m	
B3	0.79-0.89	10 m x 10 m	
MIR	1.58-1.75	20 m x 20 m	3000

SPOT 5 présente une amélioration sensible de la résolution (2.5 m en mode panchromatique) : ceci grâce à l'utilisation de deux barrettes de 12000 détecteurs parallèles, décalées d'un demi capteur élémentaire. Par ce nouveau concept d'échantillonnage, qui consiste à acquérir deux images au pas de 5m pour générer une image à 3 m de résolution, on dispose ainsi d'images dont la qualité est meilleure que celles des images classiques à 3 m de résolution.

- l'instrument HRS (Haute Résolution Stéréoscopique), constitué d'un télescope (focale de 0.580 m) permettant une visée de  $20^\circ$  en avant et une visée de  $20^\circ$  en arrière pour une largeur de scène de 120 km (voir figure 4.5). La taille du pixel au sol est de 10mx5m (temps d'intégration de 0.752 ms), et les images sont obtenues sur la même bande panchromatique ( $0.49-0.69\mu\text{m}$ ) que sur l'instrument HRG.

SPOT-5 HRS			
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Taille du pixel	
P	0.49-0.69	10 m x 5 m	$20^\circ$ en avant et $20^\circ$ en arrière

- un capteur Végétation identique à celui de SPOT4 (voir 4.1.8).

L'archivage à bord est effectué à l'aide d'une mémoire de 90 Gbits (environ 550 images) qui remplace l'enregistreur. L'orbite est connue à 5m (rms) près grâce au système de localisation Doris. La performance en localisation des images est de 50m.

3. Il est intéressant de se rappeler en 2019 ce que représentait comme prouesse technique le fait de disposer d'1 GOctet de mémoire en 1998.



## SPOT-6 et SPOT-7

Pour assurer la continuité des données SPOT, EADS a mis sur la même orbite que les deux Pléiades (voir 4.4.3) deux capteurs optiques de fauchée identique aux précédents SPOT (60 km). La résolution est de 1,5m en panchromatique et de 3m en multispectral. L'agilité nominale est un cône de 30°, mais est prévue pour aller jusqu'à un cône de 45°.

Le premier lancement (SPOT 6) a eu lieu le 9 septembre 2012, le second (SPOT 7) le 30 juin 2014.

			période	inclinaison	Cycle		Nœud descendant
SPOT 6	9/09/2012	695 km	98,78'	98.15°	26	14 +15/26	10h00
SPOT 7	30/06/2014	695 km	98,78'	98.15°	26	14 +15/26	10h00

Les orbites des SPOT-6 et SPOT-7 sont identiques à celles des Pléiades. Les deux satellites sont phasés à 180° entre eux, et à 90° par rapport aux Pléiades (voir paragraphe 4.4.3)..

Les capteurs sont de la famille NAOMI (New AstroSat Optical Modular Instrument)<sup>4</sup>.

SPOT 6 et 7		
résolution		
Multispectral		
1	455 - 525 nm	6 m
2	530 - 590 nm	6 m
3	625 - 695 nm	6 m
4	760 - 890 nm	6 m
Panchromatique		
5	455 - 745 nm	1.5 m

Les données sont aussi fournies en "Pan-sharpened" (1.5 m). Les acquisitions en tri-stéréo font partie des fournitures de base.

<http://www.astrium-geo.com/en/147-spot-6-7>

## 4.3.6 Les satellites européens Sentinel-2 et Sentinel-3

Dans le cadre du programme Copernicus<sup>5</sup>, l'ESA et la communauté européenne se sont donnés pour objectif de doter l'Europe d'outils de télédétection pour la surveillance et l'environnement : c'est le projet Sentinel.

Une de ses composantes est une paire de satellites RSO : les Sentinel-1 (voir la section 5.7) visant à assurer une continuité d'acquisition avec les satellites ERS et Envisat.

Pour la composante optique d'observation de la Terre, l'objectif de Sentinel-2 est d'assurer la continuité des capacités européennes d'observation optique de la Terre (SPOT 1 à 5). L'instrument génère des images optiques dans 13 bandes spectrales de la gamme du visible et de l'infrarouge proche, à raison d'une résolution décimétrique et de fauchées de 290 km de large. Deux satellites permettront alors de couvrir la Terre avec un temps de couverture de 5 jours.

			période	inclinaison	Cycle		Nœud descendant
Sentinel 2A	23/06/2015	786 km	100,7'	98.62°	10	14 +3/10	10h30
Sentinel 2B	7/03/2017	786 km	100,7'	98.62°	10	14 +3/10	10h30

L'instrument embarqué sur les Sentinel-2 est le MSI (MultiSpectral Instrument).

Résolution 10m			Résolution 20m			Résolution 60m		
	centre nm	largeur nm		centre nm	largeur nm		centre nm	largeur nm
2	490	65	5	705	15	1	443	20
3	560	35	6	740	15	9	945	20
4	665	30	7	783	20	10	1375	30
8	842	115	8b	865	20			
			11	1610	90			
			12	2190	180			

4. Ce type de capteur est aussi embarqué sur Alsat-2, VNREDSat et SSOT.

5. ex GMES *Global Monitoring for Environment and Security*



Pour la surveillance des cotes et des océans, Sentinel-3 (3A lancé le 16/02/2016 et 3B lancé le 25 avril 2018, altitude 814 km) a été conçu pour générer des données de radiométrie infrarouge, c'est-à-dire une lecture des températures de haute précision (capteur SLSTR –Sea and Land Surface Temperature Radiometer– qui est une version améliorée du capteur AATSR d'Envisat), des données altimétriques par radar (calcul de l'altitude, capteur SRAL –Sar Radar Altimeter–), ainsi que des images multi-spectrales d'une résolution de 500 à 1000 m (capteur OLCI –Ocean and Land Color Instrument–, qui est une version améliorée du capteur MERIS d'Envisat).

Les Sentinel 4 et 5 seront dédiés à l'analyse de l'atmosphère. Sentinel-5P a été lancé le 13/10/2017.

### 4.3.7 Le programme indien IRS

L'ISRO (Indian Space Research Organisation) est depuis 1988 un spécialiste de satellites dédiés à l'observation de la Terre en mettant en orbite ses IRS (*Indian Remote Sensing satellites*), d'abord avec l'aide de l'URSS (IRS-1A et IRS-1B), puis avec les lanceurs indiens PSLV.

Ce sont des satellites de type héliosynchrone. Principalement consacrés à l'Inde, les premiers IRS n'étaient opérationnels qu'en vue de la station au sol de Shadnagar (près d'Hyderabad) car ils ne disposaient pas d'enregistreur de bord. Une station américaine à Norman (Oklahoma) pouvait aussi recevoir les données lors du survol de ces satellites. IRS-1C a été le premier à disposer d'un enregistreur de bord permettant d'archiver 24 minutes de données.

IRS 1A	17/3/1988	1994	904 km	99.49	22	13+21/22	10h26	LISS I et LISS II
IRS 1B	29/8/1991		904 km	99.49	22	13+21/22	10h26	LISS I et LISS II
IRS 1C	26/12/1995		817 km	98.69	24	14+5/24	10h30	PAN, LIS III, WIFS
IRS 1D	23/09/1997							PAN, LIS III, WIFS
IRS P6 Resourcesat-1	17/10/03		813-836 km	98.8	24	14+5/24		LISS III et IV, WIFS
IRS P1	20/9/1993	échec						LIS II
IRS P2	16/10/1994		817 km	98.69	24	14+5/24	10h30	LIS II
IRS P3	21/03/1996		817 km	98.69	24	14+5/24	10h30	WIFS, MOS
Resourcesat-2	21/04/2011							
Resourcesat-2A	7/12/2016							

L'heure est celle du nœud descendant.

La couverture globale des deux satellites IRS-1A et IRS-1B (22 jours chacun) est en fait de 11 jours. IRS-1D a subi quelques problèmes au lancement et n'a semble-t-il pas atteint sa trajectoire initiale prévue.

Les différents capteurs ont les propriétés suivantes :

- **LISS I** (Linear Imaging Self Scanning System) est un senseur multispectral optique (matrice CCD) de résolution 72 m (focale 162.2 mm). Les données sont acquises dans 4 bandes spectrales. Les images couvrent une superficie de 148 km x 148 km.
- **LISS II** (Linear Imaging Self Scanning System) est un senseur multispectral optique (matrice CCD) de résolution 36.25 m (focale de 324.4 mm). Les données sont acquises dans 4 bandes spectrales. Les images couvrent une superficie de 74 km x 74 km.
- **LISS III** (Linear Imaging Self Scanning System) est un senseur multispectral optique (matrice CCD). Les données sont acquises dans 4 bandes spectrales. La résolution est de 23.5 m (70.5 m en proche IR).
- **LISS IV** (Linear Imaging Self Scanning System) propose 3 bandes à une résolution de 6m.
- **PAN** est une caméra panchromatique (CCD push-broom) de résolution 5.8 m, 6 bits, dans une bande spectrale comprise entre 0.50 et 0.75  $\mu\text{m}$ . L'angle de visée varie entre 0° et 26°
- **WIFS** (Wide Field Sensor) a une résolution de 188 m, 3 bandes spectrales (0.62-0.68  $\mu\text{m}$ , 0.77-0.86  $\mu\text{m}$  et 1.55-1.75  $\mu\text{m}$ ), la fauchée étant de 770 km.
- **MOS** (Modular Optoelectronic Scanner), capteur d'origine allemande, est un spectromètre dans le visible et le proche infrarouge (17 bandes entre 0.4 et 1.01  $\mu\text{m}$ ), permettant de construire des images de résolution 500m sur une fauchée de 200 km. Un capteur similaire a été embarqué sur le module PRIRODA (voir le paragraphe 4.10.1)

LISS I			LISS II		
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution	Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution
1	0.45-0.52	72 m x 72 m	1	0.45-0.52	36 m x 36 m
2	0.52-0.59	72 m x 72 m	2	0.52-0.59	36 m x 36 m
3	0.62-0.68	72 m x 72 m	3	0.62-0.68	36 m x 36 m
4	0.77-0.86	72 m x 72 m	4	0.77-0.86	36 m x 36 m

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin

LISS III			LISS IV		
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution	Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution
1	0.45-0.52	23.5 m x 23.5 m	1	0.52-0.59	6 m x 6 m
2	0.52-0.59	23.5 m x 23.5 m	2	0.62-0.68	6 m x 6 m
3	0.62-0.68	23.5 m x 23.5 m	3	0.77-0.86	6 m x 6 m
4	0.77-0.86	23.5 m x 23.5 m	4	1.55-1.70	6 m x 6 m
5	1.55-1.70	70.5 m x 70.5 m			

L'Inde a aussi mis en orbite des satellites THR de résolution submétrique pour des applications cartographiques : Cartosat-1 et Cartosat-2 (voir 4.4.7).

Sites WEB : <http://www.isro.org/>  
<http://www.spaceimage.com/home/overview/constell.html>  
<http://www.ba.dlr.de/NE-WS/ws5/irs-p3.html>

### 4.3.8 Les programmes japonais

Depuis 2003, la JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) a pour mission le développement et le lancement de satellites civils et militaires. Cette agence a entre autres intégré les activités de la NASDA (National Space Development Agency).

#### MOS

Le programme MOS (Marine Observation Satellite) est la première mission d'observation de la Terre de la NASDA (National Space Development Agency).

		altitude	inclinaison	cycle	
MOS-1	19/2/1987	908 km	99.1	17	13+16/17
MOS-1b	7/2/1990	909 - 940 km	99.	17	13+16/17

Les capteurs imageurs disponibles sont :

- **MESSR** (Multispectral Electronic Self Scanning Radiometer), de résolution spatiale 50 m, doté de 4 bandes spectrales (0.51 – 0.59  $\mu\text{m}$ , 0.61 – 0.69  $\mu\text{m}$ , 0.72 – 0.80  $\mu\text{m}$ , 0.80 – 1.10  $\mu\text{m}$ ). MESSR 1 vise à droite de la direction de vol, MESSR 2, à gauche. La fauchée est de 100 km pour chaque capteur.
- **VTIR** (Visible and Thermal Infrared Radiometer), une bande dans le visible (résolution 900 m), trois bandes dans l'infrarouge (résolution 2700m). Le balayage mécanique (miroir) transversal à la trace, donne une fauchée de 1500 km

Site WEB : <http://www.eoc.nasda.go.jp/guide/guide/satellite/satdata/mos.e.html>

#### JERS

Programme commun à la NASDA et au MITI (Ministry of International Trade and Industry), JERS (Japanese Earth Resources Satellite), appelé aussi Fuyo-1, a été le premier satellite doté de différentes fonctionnalités (optique et radar). Le capteur radar sera analysé au paragraphe 5.1.3.

	Début mission	fin mission	altitude	inclinaison	cycle	
JERS-1	02/1992	11/10/98	568 km	97.7	44	14 + 43/44

Le capteur optique **OPS** (Optical Sensor) disposait de 7 bandes spectrales :

OPS					
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution			
1	0.52 – 0.60	18m x 24m	visée en avant de 15.3° par rapport à la direction du vol		
2	0.63 – 0.69	18m x 24m			
3	0.76 – 0.86	18m x 24m			
4	0.76 – 0.86	18m x 24m			
5	1.6 – 1.71	18m x 24m			
6	2.01 – 2.12	18m x 24m			
7	2.13 – 2.25	18m x 24m			
8	2.27 – 2.40	18m x 24m			

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin

Il permettait la stéréovision grâce aux données de la bande 3 et la bande 4. la zone balayée est de 75 km.

Site WEB : [http://www.eorc.nasda.go.jp/guide/guide/satellite/satdata/jers\\_e.html](http://www.eorc.nasda.go.jp/guide/guide/satellite/satdata/jers_e.html)

## ADEOS I et ADEOS II

Le satellite ADEOS (Advanced Earth Observing Satellite), lancé le 17/08/1996 par la NASDA (mission qui impliquait aussi le capteur POLDER, voir 4.1.7), était doté du capteur **AVNIR** (Advanced Visible and Near-Infrared Radiometer). Ce capteur peut observer selon une direction pouvant varier de  $\pm 40^\circ$  le long de la trace<sup>6</sup>. Il fournit des données multispectrales (4 bandes) et panchromatique.

AVNIR		
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution
Panchromatique	0.52-0.69	8 m
Mu1	0.42-0.50	16 m
Mu2	0.52-0.60	16 m
Mu3	0.61-0.69	16 m
Mu4	0.76-0.89	16 m

Un dysfonctionnement électrique a interrompu l'expérience depuis le 30 juin 1997.

Site WEB : <http://www.eorc.nasda.go.jp/ADEOS/index.html>

	Début mission	fin mission	cycle			période	
ADEOS-1	17/08/1996	30/06/1997	797 km	98.7	41	14+11/41	98.61
ADEOS-2	14/12/2002	25/10/2003	804 km	98.64	4	14+1/4	98.64

ADEOS-2 a été lancé le 14 décembre 2002. Il embarquait seulement le capteur POLDER et le GLI (36 canaux, 250 m de résolution), ainsi qu'un sondeur AMSR (Advanced Microwave Scanning Radiometer), un spectromètre (ILAS) et SeaWinds (mesure radar de la vitesse du vent sur la mer). Quant au capteur AVNIR, qui équipait ADEOS-1, son emport était prévu sur ALOS. Malheureusement, tout contact a été perdu avec ce satellite le 25 octobre 2003.

## ALOS

AVNIR-2 est embarqué sur ALOS, satellite lancé le 24 janvier 2006. Il est aussi doté d'un RSO en bande L : PALSAR (voir paragraphe 5.3.1), et est donc à ce titre le successeur de JERS.

Site WEB : <http://www.eorc.nasda.go.jp/ALOS/>

	Début mission	fin mission	cycle			nœud descendant	
ALOS	24/01/2006	12/05/2011	692 km	98.2	46	14+27/46	10 :30
ALOS-2	24/05/2014		638 km	97.9	14		10 :30

Le futur d'ALOS-1 passera par le lancement de deux satellites : ALOS-2 spécifiquement radar (lancement effectué le 24 mai 2014) et Alos-3, spécifiquement optique (lancement prévu en 2020). Alos-3 sera doté de trois modalités :

- un capteur panchromatique de résolution 80cm et de dynamique 11 bits (contre 8 bits sur AVNIR-2),
- un capteur multispectral 5m, 50 km swath,  $\pm 60^\circ$  incidence angle, 4 bandes (visible, PIR)
- un capteur hyperspectral : 30m, 30km swath, 185 bandes (0.4 à 2.5  $\mu\text{m}$ )

### 4.3.9 Le programme Sino-brésilien CBERS (Ziyuan 0I)

Ce programme, fruit d'une collaboration entre le Brésil et la Chine, et ayant pour vocation la télédétection, s'est concrétisé par la programmation du lancement de trois satellites héliosynchrones :

CBERS-1 (Ziyuan I-01)	14/10/1999	778 km	98,504°	100.26'	26 jours
CBERS-2 (Ziyuan I-02)	21/10/2003	"	"	"	"
CBERS-2B (Ziyuan I-02b)	19/09/2007	"	"	"	"

6. Cela permet localement les mêmes modalités que SPOT5-HRG avec un capteur unique

CBERS-1 et les CBERS-2 ont été mis en orbite par une fusée chinoise Longue Marche 4B depuis le pas de tir de Tayuan.

CBERS-1 et CBERS-2 sont dotés de 3 capteurs : CCD, IR-MSS (tous deux de fauchée 120 km) et WFI (fauchée de 890 km).

CBERS-2B est doté du capteur CCD, WFI et d'une camera HRC de 2,5 m de résolution.

CCD			IR-MSS			WFI		
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution	Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution	Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution
1	0.51-0.73	20m	1	0.5-1.10	80 m	1	0.63-0.69	260 m
2	0.45-0.52	20m	2	1.5-1.75	80 m	2	0.76-0.90	260 m
3	0.52-0.59	20m	3	2.08-2.35	80 m			
4	0.63-0.69	20m	4	10.4-12.5	160 m			
5	0.77-0.89	20m						

CBERS3 (Ziyuan I-03) et CBERS4 (Ziyuan I-04) ont été conçus avec une résolution de 3 mètres. Le lancement de CBERS-3 (9/12/2013) a été un échec. Celui de CBERS-4 a été réussi le 7/12/2014.

Sites WEB :

<http://www.cbears.inpe.br/>

### 4.3.10 Les programmes chinois

#### Shiyuan

Shiyuan-1 (appelé aussi Tansuo-1) a été le premier satellite de télédétection civil numérique lancé par la Chine (18/04/2004). Suivirent ensuite :

- Shiyuan 2 (18/11/2004),
- Shiyuan-3 (15/11/2008),
- Shiyuan-4 (20/11/2011),
- Shiyuan-5 (25/11/2013).

Ils ont des capacités stéréoscopiques leur permettant de reconstruire le relief.

#### Huan Jing

La Chine a lancé le 6 septembre 2008 deux satellites optiques de télédétection (résolution de 30m à 100m) Huan Jing 1A et Huan Jing 1B, dédiés à la surveillance de l'environnement (Huan Jing signifiant justement environnement). L'orbite est héliosynchrone (altitude 650 km). Cette mini constellation est complétée par une composante radar Huan Jing 1C (lancé le 18 novembre 2012).

Cette composante optique permet une couverture totale de la Chine réactualisée tous les deux jours.

#### GaoFen : GF1

- GF-1 est un satellite optique de résolution 2m (en panchromatique), 8m ( en multispectral) et 16 m (grande ouverture, multispectral). Il a été placé en orbite basse le 26 avril 2013.
- GF-2, lancé le 19 août 2014 (placé en orbite basse), a une résolution submétrique en panchromatique (0.80 m), et de 3.2 m en multispectral (4 canaux)
- GF-4, lancé le 29 décembre 2015, est sur orbite géostationnaire. Ce serait le satellite optique le plus sophistiqué sur ce type d'orbite, sa résolution serait de 50m (au nadir). Il peut acquérir une image par minute.
- GF-5, lancé le 8 mai 2018 sur une orbite héliosynchrone (altitude 705 km), embarque 6 capteurs dont un imageur hyperspectral. Il est principalement destiné à étudier l'atmosphère.

Notons que GF-3, lancé le 9 août 2016 (placé en orbite basse), est un capteur radar de résolution métrique (voir paragraphe 5.3.8).

#### Tianhui

La Chine a lancé le 22 septembre 2010 le satellite Tianhui-1 (en anglais : Mapping Satellite 1) destiné à des missions de cartographie a priori militaires. L'altitude est de 500 km.

Tianhui-1B a été lancé le 6 mai 2012.

Le satellite TH1 est doté de deux cameras CCD (5 m de résolution), visée verticale et à 25°, fauchée de 60 km. Il y a aussi un système multispectral de résolution 10 m (0.43 $\mu$ -0.52 $\mu$ , 0.52 $\mu$ -0.61 $\mu$ , 0.61 $\mu$ -0.69 $\mu$ , and 0.76 $\mu$ -0.90 $\mu$ ).

## Ziyuan

Les capteurs Ziyuan I sont les CBERS, décrits au paragraphe 4.3.9.

Le capteur ZY-3 est dédié à la cartographie. C'est le premier satellite civil chinois de cartographie terrestre à très haute définition. Il a été lancé le 9 janvier 2012. Il est doté de trois caméras (nadir, avant, arrière) de résolution respectivement de 2.5m, 4.0m and 4.0m. La résolution du capteur multispectral est de 8m. L'orbite est héliosynchrone, inclinée à 97.421° et de 59 jours de cycle. Il est destiné à la cartographie, à l'étude des ressources terrestres et à la prévention des catastrophes naturelles.

Le second de la série a été lancé le 30 mai 2016.

<http://sasmac.sbsm.gov.cn/article//wxzh/200912/20091200059258.shtml>

### 4.3.11 RapidEye

Ce projet, qui associe le DLR (l'agence spatiale allemande : *Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt*) et VH (*Vereinigte Hagelversicherung*, un grand groupe allemand d'agroassurance, dont Allianz), a mis en orbite le 29 août 2008 une constellation de 5 satellites construits par SSTL sur la base de sa plateforme SSTL-150, et dotés d'un capteur de résolution 6,5m (pixel de 5m) permettant un suivi journalier des zones agricoles (ou tous les 5,5 jours au nadir).

La fauchée est de 77 km et les données sont sur 12 bits. L'orbite est héliosynchrone (altitude de 630km, nœud ascendant à 11h00). Une des spécificités du capteur de ces satellites est de proposer 5 bandes dans le visible et le proche infra rouge (voir tableau 4.4), dont le "Red Edge" (voir le tableau 2.4 page 51 pour l'utilisation des bandes spectrales).

RapidEye	
	( $\mu\text{m}$ )
Bleu	0.440 - 0.510
Vert	0.520 - 0.590
Rouge	0.630 - 0.685
<i>Red Edge</i>	0.690-0.730
NIR	0.760-0.850

TABLE 4.4 – Bandes du capteur RapidEye

<http://www.rapideye.de>

Les satellites ont reçu des noms grec : TACHYS (rapide), MATI (œil), CHOMA (Terre), CHOROS (espace), TROCHIA (orbite)

Depuis 2015, les satellites RapidEye font partie du groupe Planet Labs (voir paragraphe 4.8.1).

### 4.3.12 Alsat-2 (Algérie)

Après avoir participé au programme DMC (avec Alsat-1, voir le paragraphe 4.7.3), l'Algérie s'est doté de deux satellites identiques, Alsat-2A et Alsat-2B, conçu à partir de la structure Myriade<sup>7</sup> et doté d'un capteur imageur conçu par EADS-Astrium (résolution de 2.5 m en panchromatique et de 10m en multispectral –4 bandes–, fauchée de 17.5 km, FOR= $\pm 30^\circ$ ).

			période	inclinaison	Cycle	Nœud descendant
Alsat-2A	12/07/2010	670 km	98.0'	98.23°		21h30
Alsat-2B	26/09/2016	670 km	98.0'	98.23°		21h30

7. voir le satellite chilien SSOT conçu de manière identique, paragraphe 4.9.1.

NAOMI Alsat-2		
résolution		
Multispectral		
1	455 - 525 nm	10 m
2	530 - 590 nm	10 m
3	625 - 695 nm	10 m
4	760 - 890 nm	10 m
Panchromatique		
5	455 - 745 nm	2.5 m

#### 4.3.13 Egypte

Après le mini-satellite EgyptSat-1 (voir paragraphe 4.7.4), l'Égypte a conçu avec l'aide de l'Ukraine et fait mettre sur orbite le 16 avril 2014 MisrSat-2 (EgyptSat-2). La résolution est de 1m en panchromatique et de 4m en multispectral. L'orbite est assez particulière (périgée 436 km, apogée 703 km, inclinaison de l'orbite 51.6°) Il semble défaillant depuis le 15 avril 2015 (durée de vie 363 jours au lieu des 11 ans prévus).

#### 4.3.14 RazakSAT : le satellite d'observation de la Terre de Malaisie

La Malaisie a depuis le 14/07/2009 un satellite d'observation spécifique pour ce pays proche de l'équateur : RazakSAT. Son orbite est "NEqO" (*Near Equatorial Orbit*), d'altitude 685 km, avec une inclinaison de 9°, parfaitement adaptée à la surveillance de Singapour et du détroit de Malacca puisque Singapour est quasiment situé sur l'équateur.

Le système push broom MAC (Medium-sized Aperture Camera) fournit des images de 2.5m de résolution en panchromatique et de 5m de résolution en multispectral (rouge, vert, bleu et proche infrarouge). La fauchée est de 20 km.

RasakSAT	
(μm)	
Bleu	0.450 - 0.520
Vert	0.520 - 0.600
Rouge	0.630 - 0.690
NIR	0.760-0.890
Panchro	0.510-0.730

<http://www.atsb.my/>

#### 4.3.15 Le programme de la Thaïlande : Theos

Le satellite Theos (THai Earth Observation System), lancé le 1/10/2008 sous l'égide du GISTDA (Thai Ministry of Science and Technology's Space Agency), est un capteur conçu par EADS-Astrium pour acquérir des images géoréférencées à 2m de résolution (panchromatique) ou 15m de résolution (multispectral).

Theos	
altitude	822 km
inclinaison	98.7°
période	101,4 minutes
Durée du cycle	26 jours
Orbites par cycle	369
Orbites par jour	$14 + \frac{5}{26}$
nœud descendant	10h00
poids	715 kg

Sur ce tableau, on peut noter de grandes ressemblances avec les orbites SPOT (Theos passe 1/2 heure en avance par rapport à SPOT).

Deux capteurs (panchro et multispectral) sont embarqués sur Theos :

Theos			
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Taille du pixel (nadir)	fauchée au nadir
P	0.45 - 0.90	2 m x 2 m	22 km
B0	0.45 - 0.52	15 m x 15 m	90 km
B1	0.53 - 0.60	15 m x 15 m	90 km
B2	0.62 - 0.69	15 m x 15 m	90 km
B3	0.77 - 0.90	15 m x 15 m	90 km

Ils peuvent être orienté à  $\pm 30^\circ$ , ce qui permet un accès dans un couloir de 1900km et un temps de revisite moyen de 3 jours. Le dépointage avant-arrière permet des acquisitions stéréo (principe identique à SPOT-HRS).

<http://new.gistda.or.th/en/>

#### 4.3.16 VNREDSat 1A (Viet Nam)

VNREDSat 1A (Viet Nam), lancé le 7 mai 2013, est très proche d'Alsat-2. Il est lui aussi construit sur une plateforme Myriade du CNES et industrialisé par Airbus (plateforme Astrosat100). Il est doté du capteur imageur NAOMI (diamètre du miroir : 200 mm) conçu par EADS-Astrium (résolution de 2.5 m en panchromatique et de 10m en multispectral –4 bandes– fauchée de 17.5 km, FOR= $\pm 30^\circ$ ). L'orbite est héliosynchrone (altitude 690 km).

NAOMI VNREDSat 1A		
	résolution	
Multispectral		
1	455 - 525 nm	10 m
2	530 - 590 nm	10 m
3	625 - 695 nm	10 m
4	760 - 890 nm	10 m
Panchromatique		
5	455 - 745 nm	2.5 m

#### 4.3.17 Pakistan

Le Pakistan s'est doté de sa première composante d'observation de la Terre par satellite sous la forme du capteur PRSS-1 (Pakistan Remote Sensing Satellite) acheté à la Chine. La résolution serait de 1m en panchromatique, et de 4m en multispectral. L'orbite, d'altitude 700 km, est héliosynchrone.

### 4.4 Les systèmes imageurs haute résolution

L'idée de lancer des satellites de télédétection de résolution métrique s'était donc illustré à la fin des années 90 par des tentatives de type SSTI (Small Spacecraft Technology Initiative) soldées par des échecs.

A la même époque, l'entrée de sociétés commerciales (SpaceImaging, Orbview, EarthWatch) dans le monde de la télédétection leur a permis de prendre le créneau de l'imagerie métrique et submétrique avec une avance notable vis à vis des agences spatiales nationales.

Le débat est d'actualité : entre des images décimétriques couvrant régulièrement le globe terrestre, et des images haute résolution dont l'acquisition sur un site donné ne peut être tenu pour acquis, les utilisateurs ont à faire leurs choix.

Cette section relate donc l'apparition de programmes spécifiques visant à ce type de résolution, tant par le biais de sociétés commerciales que par le biais des agences spatiales.

#### 4.4.1 GeoEye : Orbview et Ikonos

Cette société a été fondée le 12 janvier 2006, lorsque Orbimage, détentrice des satellites Orbview, a racheté la société Space Imaging, détentrice des satellites Ikonos, créant ainsi un leader mondial en terme de satellites très haute résolution (sub métriques).

Cette saga s'achèvera en février 2013, quand les activités de GeoEye ont été reprises par WorldView.



## Orbview (Orbimage)

Société commerciale des USA, ORBIMAGE (Orbital Imaging Corporation) a fourni des images satellitaires à partir de capteurs et satellites propres à destination commerciale, la NASA conservant les droits de ces images pour des utilisation en recherche.

- **OrbView-1**, lancé le 3 avril 1995 (altitude : 740 km, inclinaison : 70°) dispose d'un système imageur monocanal (centrée sur 777 nm), de résolution 10 km et fournissant une scène de 1300 km. Il a pour but de détecter les éclairs par différenciation d'images.
- **OrbView-2**, lancé le 1 août 1997 en orbite polaire héliosynchrone (altitude : 705 km, inclinaison : 98.04°) embarque le capteur de la mission SeaWiFS de la NASA (voir paragraphe 4.2.2). La société ORBIMAGE commercialise les données correspondant aux images des terres émergées tandis que la NASA a l'exclusivité des données prises sur la mer.
- **OrbView-3** a été lancé le 26 juin 2003 et a proposé jusqu'au début 2007 des images dans le visible à la résolution de 1m en panchromatique, et de 4m en multispectral. L'orbite avait une altitude de 470 km (nœud ascendant : 10 :30 AM). L'angle d'incidence était compris entre -45° et 45°. Le cycle était de 16 jours

	( $\mu\text{m}$ )	Résolution
Panchromatique	0.450 - 0.900	1 m
Multispectral	0.450 - 0.520	4 m
	0.520 - 0.600	4 m
	0.625 - 0.695	4 m
	0.760 - 0.900	4 m

La fauchée était de 8 km au nadir, avec temps de revisite inférieur à 3 jours.

- Le projet **OrbView-4** (échec au lancement le 21 septembre 2001) devait être doté du même capteur qu'OrbView3 et proposer, en sus, des images en hyperspectral (200 canaux, fauchée de 5 km, résolution 8m pour l'US, 20 m pour les autres).

			altitude	période	inclinaison	Cycle		Nœud descendant
Orbview 3	26/06/2003	4/03/2007	470 km		97.3	16	15+5/16	10 :30 am
Orbview 4	21/09/2001	échec						

Site WEB : <http://www.orbimage.com>

## Ikonos (Space Imaging)

Fondée en 1994, Space Imaging EOSAT collecte et diffuse des images d'origines diverses (principalement LANDSAT et IRS), mais va mettre en orbite ses propres satellites (Ikonos) sur orbite héliosynchrone (680 Km d'altitude) dont la résolution annoncée est de 1 m en panchromatique et 4 m en multispectral (images de 11kmx11km).

Le capteur a été construit par Eastman Kodak. Le miroir primaire du télescope a 70 cm de diamètre et 10m de focale (soit une ouverture de 14,3). La barette CCD comporte 13500 éléments pour le capteur panchro (3375 pour le multispectral). Les données sont acquises sur 11 bits.

			altitude	période	inclinaison	Cycle		Nœud descendant
Ikonos 1	27/04/1999	échec						
Ikonos 2	24/09/1999		681 km	98'	98.1°	14	14+9/14	10 :30 am

	( $\mu\text{m}$ )	Résolution
Panchromatique	0.445 - 0.900	0.82 m au nadir, 1m à 30°
Multispectral	0.45 - 0.52	4 m
	0.52 - 0.60	4 m
	0.63 - 0.69	4 m
	0.76 - 0.90	4 m

La fauchée est de 11.3 km au nadir et de 13.8 km à 26°.

On a longtemps parlé d'un futur satellite, sur une orbite plus basse, et qui aurait une résolution de 50cm en panchromatique, et de 2 m en multispectral. Ce projet a été modifié après le rachat par Orbimage d'EOSAT.

## GeoEye-1

Initialement baptisé Orbview-5, ce capteur a été placé le 6/09/2008 en orbite héliosynchrone (altitude de 684 km). Il est doté d'un capteur panchromatique de 0.41 m de résolution (ramené à 0.50m pour les utilisateurs non américains) et d'un capteur multispectral de 1.64 m de résolution. La géolocalisation est assurée avec une précision de 3m. La fauchée est de 15,2 km au nadir. Le temps de revisite a été soigneusement étudié.

Résolution garantie	Angles possibles	temps de revisite
0,42 m	+10° -10°	8,3
0,50 m	+28° -28°	2,8
0,59 m	+35° -35°	2,1

Son successeur GeoEye-2 (horizon 2016) visait une résolution de 24 cm : suite au rachat de GeoEye par DigitalGlobe, il sera finalement appelé WorldView-4 (voir paragraphe 4.4.2).

## 4.4.2 DigitalGlobe : Quickbird, Worldview

DigitalGlobe distribue des images de la Terre au travers d'un réseau mondial et d'alliances multiples (par exemple Eurimage, Radarsat, ...). La provenance des données est variée (par exemple, produits militaires déclassifiés).

### EarlyBird

Dans les années 90, DigitalGlobe (anciennement EarthWatch) avait décidé de se doter de ses propres satellites d'observation de la Terre en mettant en orbite une constellation initialement composée de 4 satellites : 2 "EarlyBird" (3 m de résolution) et 2 "QuickBird" (0.82 m de résolution).

Visant une orbite héliosynchrone à 470 km d'altitude (inclinaison de 97.3°), EarlyBird était doté d'une matrice CCD 2-D 1000 x 1000.

EarlyBird		
	( $\mu\text{m}$ )	Résolution
Panchromatique	0.445 - 0.650	3 m
Multispectral	0.490 - 0.600	15 m
	0.615 - 0.670	15 m
	0.790 - 0.875	15 m

Les scènes prévues étaient de 3km x 3 km (Panchromatique) ou de 15 km x 15 km (multispectral).

EarlyBird 1, lancé le 24 décembre 1997, a été rapidement considéré comme perdu (problèmes électriques). Cet échec, ainsi que la mainmise des images de résolution de 2m par le projet TerraServer (voir section 4.4.12), a convaincu EarthWatch de renoncer aux capteurs EarlyBirds et de se focaliser sur les QuickBirds.

### QuickBird

De technologie Pushbroom, les QuickBird visent une résolution submétrique. Le capteur construit par Kodak (barettes de 14 000 éléments) codé sur 11 bits. Le débattement angulaire est de  $\pm 25^\circ$ .

QuickBird		
	( $\mu\text{m}$ )	Résolution
Panchromatique	0.445 - 0.900	0.61 m
Multispectral	0.450 - 0.520	2.44 m
	0.520 - 0.600	2.44 m
	0.630 - 0.690	2.44 m
	0.760 - 0.900	2.44 m

Les scènes sont de 16,5 km x 16,5 km.

Il était prévue que QuickBird 1 soit lancé à 600 km d'altitude sur une orbite inclinée à 66° (et donc non héliosynchrone) et que QuickBird 2 soit placé sur une orbite héliosynchrone à 600 km d'altitude. Les aléas des mises en orbite ont modifié ces objectifs. Suite à l'échec de QuickBird 1, EarthWatch a décidé de changer l'altitude nominale de QuickBird2 en le plaçant à 450 km (inclinaison de 97,2°), ce qui leur permet de commercialiser des images à une résolution de 0,61 m.

			période	inclinaison	Cycle		Nœud descendant
Quickbird 1	20/11/2000	échec					
Quickbird 2	18/10/2001	450 km	93,5'	97,2°	18	15+7/18	10 :30

Quickbird-2			
	Résolution	Agilité angulaire	Fauchée
Panchromatique	60 cm	±30°	16,5 km
Multispectral	2,4 m		

## Worldview

Le capteur Worldview-1, panchromatique fournit des images à 50 cm de résolution. Worldview-2 est panchromatique et multispectral (8 canaux), avec une résolution encore améliorée (46cm en panchromatique, 1,84m en multispectral).

					Nœud descendant
Worldview 1	18/09/2007	496 km	94.6'	97,5°	10 :30
Worldview-2	8/10/2009	770 km		97,2°	10 :30
Worldview-3	13/08/2014	617 km		98,0°	13 :30
Worldview-4	11/11/2016	617 km		98,0°	10 :30

Worldview 1 a un cycle de 234 jours.

C'est la diminution du temps de revisite qui a été une des priorités de cette nouvelle génération de capteurs optiques. La stabilité de la plateforme permet une géolocalisation à 6,5m.

Worldview-1					
	Résolution	Agilité angulaire	Fauchée	Revisite à 1m	Revisite à 59 cm
Panchromatique	50 cm,	±45°	17,6 km	1,7 jour	5,4 jours
Worldview-2					
	Résolution	Agilité angulaire	Fauchée	Revisite à 1m	Revisite à 59 cm
Panchromatique Multispectral	50 cm (46cm), 2m (1,84m)	±45°	16,4 km	1,1 jour	3,7 jours
Worldview-3					
	Résolution	Agilité angulaire	Fauchée	Revisite à 1m	
Panchromatique Multispectral SWIR CAVIS	50 cm (31cm), 1,24m (1,24m) 3,70 30 m	±45°	16,4 km	< 1 jour	
Worldview-4					
	Résolution	Agilité angulaire	Fauchée	Revisite à 1m	
Panchromatique Multispectral	50 cm (31cm), 1,24m (1,24m)	±65°	13,1 km	< 1 jour	

Pour se plier aux lois américaines actuelles, les produits Worldview-2 sont distribués avec une résolution de 50 cm en panchromatique et 2m en multispectral, alors que ses performances annoncées en résolution sont légèrement meilleures (46 cm en panchromatique, 1,86m en multispectral). Ce respect des lois américaines s'applique bien entendu à ses successeurs : Worldview-3 et Worldview-4.

	Bande en nm
Worldview-1 Panchromatique	400-900
Worldview-2&3 Panchromatique	450-800
Worldview-2&3 Coastal (MS7)	400 450
Worldview-2&3 Blue (MS4)	450 510
Worldview-2&3 Green (MS3)	510 580
Worldview-2&3 Yellow (MS6)	585 625
Worldview-2&3 Red (MS2)	630 690
Worldview-2&3 Red Edge (MS5)	705 745
Worldview-2&3 NIR-1 (MS1)	770 895
Worldview-2&3 NIR-2 (MS8)	860 1040

	Bande en nm
Worldview-4 Panchromatique	450-800
Worldview-4 Blue	450 510
Worldview-4 Green	510 580
Worldview-4 Red	655 690
Worldview-4 NIR	770 895

	Bande en nm
Worldview-3 SWIR-1	1195 - 1225 nm
Worldview-3 SWIR-2	1550 - 1590 nm
Worldview-3 SWIR-3	1640 - 1680 nm
Worldview-3 SWIR-4	1710 - 1750 nm
Worldview-3 SWIR-5	2145 - 2185 nm
Worldview-3 SWIR-6	2185 - 2225 nm
Worldview-3 SWIR-7	2235 - 2285 nm
Worldview-3 SWIR-8	2295 - 2365 nm

Worldview-3 CAVIS	
	Bande en nm
Desert Clouds	405 - 420 nm
Aerosol-1	459 - 509 nm
Green	525 - 585 nm
Aerosol-2	635 - 685 nm
Water-1	845 - 885 nm
Water-2	897 - 927 nm
Water-3	930 - 965 nm
NDVI-SWIR	1220 - 1252 nm
Cirrus	1365 - 1405 nm
Snow	1620 - 1680 nm
Aerosol-1	2105 - 2245 nm
Aerosol-2	2105 - 2245 nm

Notons quelques points caractéristiques innovants de ces capteurs :

- Il faut environ 10 secondes aux capteurs WorldView pour se dépointer d'environ 300 km au sol (OrbView nécessitait plus d'une minute).
- la capacité d'acquisition de WorldView3 se chiffre à 5,7 TPixels par jours.
- Pour WorldView3 et WorldView4, le codage du panchro et du multispectral se fait sur 11 bits ; celui du SWIR (WorldView3) se fait sur 14 bits.

Avec la constellation des trois premiers satellites submétriques, DigitalGlobe peut acquérir des données HR à raison de 2 millions de km<sup>2</sup> par jour. Le nouveau WorldView4 peut acquérir 685 000 km<sup>2</sup> par jour.

Depuis 2013, par le rachat de GeoEye, cette constellation incorpore aussi GeoEye-1.

Site WEB : <http://www.digitalglobe.com>

#### 4.4.3 Pléiades : la composante optique d'ORFEO

Le concept 3S : "Satellite Successeur de Spot", est parti des les conclusions que les experts ont tirées ces dernières années sur le gigantisme croissant des programmes (comme Envisat) et le concept de petits satellites à moindre coût. Plutôt que de concevoir des satellites très performants, avec un grand nombre d'appareils, il est apparu plus sain de lancer de petits satellites dotés de senseur unique, ce qui permet d'avoir pour un prix identique des constellations de satellites et de ne pas être pénalisé par l'échec d'un lancement ou la défaillance de la plateforme. De plus, après analyse des besoins des utilisateurs (cartographie, agriculture, forêts, hydrologie, Prospection géologique, géologie dynamique, applications marines), il est apparu qu'un unique satellite ne pouvait couvrir tous ces besoins.

Comme ce programme avait de fortes ressemblances conceptuelles avec le projet Cosmo-Skymed (voir 5.3.2), il a été possible d'engager une coopération entre la France et l'Italie pour concevoir un système complet (optique et

radar) à vocation duale (*i.e.* à la fois civile et militaire), concrétisé par la signature d'un accord intergouvernemental le 29 janvier 2001 à Turin<sup>8</sup>, citant l'accord de Schwerin ratifié en septembre 2004.

Les composants radar (satellites CSK-1 à CSK-4) ont été lancés entre 2007 et 2010. Suite au lancement réussi de la composante optique (17 décembre 2011), le système ORFEO (Optical and Radar Federated Earth Observation) s'appuie donc :

- sur une composante optique Pleiades-HR, constituée de deux satellites "agiles" (résolution 70cm au nadir en panchromatique, 2.8m en multispectral, champ de vue de 20km, 980 kg) dont le corps de véhicule est piloté pour pointer la ligne de visée dans n'importe quelle direction à l'intérieur d'un cône de 30° (voire 47°) centré sur le nadir. Ce basculement est très rapide (25 secondes pour un basculement de 60°).
- sur une composante radar, constitué 4 imageurs radar RSO (constellation Cosmo-Skymed, bande X), nœud ascendant à 6h (voir 5.3.2).

			période	inclinaison	Cycle		FOR	Nœud descendant
Pléiades HR 1A	17/12/2011	695 km	98,78°	98.15°	26	14 +15/26	$\pm 30^\circ$	10h15
Pléiades HR 1B	02/12/2012	695 km	98,78°	98.15°	26	14 +15/26	$\pm 30^\circ$	10h15

Les données Pléiades HR sont multispectrales (case sol de 50 cm) et panchromatiques (case sol de 2m)

1	430 - 550 nm
2	490 - 610 nm
3	600 - 720 nm
4	750 - 950 nm
P	480 - 830 nm

<http://smc.cnes.fr/PLEIADES/Fr/index.htm>  
<http://www.cnes.fr/web/CNES-fr/3227-pleiades.php>

#### 4.4.4 KOMPSAT-2, KOMPSAT-3 et KOMPSAT-3A (Corée)

Le KARI (Korea Aerospace Research Institute) s'est doté, le 28 juillet 2006, d'un satellite de télécommunication KOMPSAT-2 (Korean Multi-purpose Satellite, appelé aussi Arirang-2), doté par ailleurs d'un capteur optique de résolution métrique.

		altitude	période	inclinaison	Cycle		Nœud descendant
KOMPSAT-2	28/07/2006	685	98.1°	98.5°	28	14+17/28	10 :50
KOMPSAT-3	17/05/2012	685	98.1°	98.5°	28	14+17/28	10 :50
KOMPSAT-3A	23/03/2015	528	98.5°	97.51°	28		13 :30

KOMPSAT 2, 3 et 3A		
	( $\mu\text{m}$ )	Résolution
Panchromatique KOMPSAT-2	0.50 - 0.90	1 m
Panchromatique KOMPSAT-3	0.45 - 0.90	1 m
Multispectral	0.45 - 0.52	4 m
	0.52 - 0.60	4 m
	0.63 - 0.69	4 m
	0.76 - 0.90	4 m

Les scènes sont de 15 km x 15 km. L'agilité gauche-droite est de  $\pm 30^\circ$ . L'image panchromatique est acquise simultanément avec les données multispectrales. La caractéristique originale de ce capteur est de pouvoir acquérir jusqu'à 20 minutes consécutives d'image par orbite, ce qui correspond à une bande d'environ 8000 km de long.

KOMPSAT-3A est identique à KOMPSAT-3, mais est plus performant dans le proche infrarouge.

Les images civiles de ce satellite sont diffusées par Spotimage.

Notons que le KARI possède depuis 2013 un satellite RSO (KOMPSAT-5, voir 5.3.6).

8. Notons que cet accord franco-italien illustre la nécessité d'une collaboration européenne en terme de radar militaire satellitaire : en effet, il fait suite à la décision allemande de ne pas donner suite au projet Osiris-Horus de coopération franco-allemande sur ce thème et de planifier le lancement de la constellation radar SAR-Lupe par l'Allemagne seule. Voir aussi le rapport Fioraso [8] page 64 (repris au paragraphe 5.5.3, page 156).

#### 4.4.5 DubaïSat 1 et 2 ( Emirats arabes unis)

Ce sont deux satellite de télédétection construits par les Emirats arabes unis.

- DubaïSat-1 a été lancé le 29/07/2009 à une altitude d'environ 670 km. La résolution est de 2.5 m en panchromatique et de 5m en multispectral.
- DubaïSat-2 a été lancé le 21/11/2013 à une altitude d'environ 600 km. La résolution est de 1m en panchromatique et de 4m en multispectral.

#### 4.4.6 Deimos-2 (Espagne)

L'Espagne dispose depuis le 19/06/2014 d'un capteur imageur submétrique : Deimos-2. De facture coréenne, il est doté d'un capteur panchromatique à 1m de résolution (annoncé aussi à 75 cm de résolution) et d'un multispectral à 4m de résolution. Il est considéré comme un minisatellite (voir Deimos-1, paragraphe 4.7.3).

#### 4.4.7 Cartosat (Inde)

Les Cartosat sont des satellites principalement dédiés à des applications cartographiques.

- Cartosat-1 est doté de deux caméras panchromatiques, de résolution 2,5m, permettant une acquisition sur une fauchée d'environ 30km. L'une des caméras vise en avant (26°) et a une fauchée de 30 km, l'autre vise en arrière (-5°) et a une fauchée de 27 km. L'acquisition peut s'effectuer en mode stereo, ou en "swath mode".
- Cartosat-2 a une résolution inférieure au mètre (0.8m au nadir). Sa camera est agile aussi bien le long de la fauchée ( $\pm 45^\circ$ ) que le long de la trace ( $\pm 45^\circ$ ). La fauchée est légèrement inférieure à 10 km. Notons que Cartosat-2A a vite remplacé Cartosat-2, victime de problèmes divers. Les Cartosat 2D et 2E ont été placés sur une orbite moins élevée pour améliorer la résolution des capteurs.

IRS P5 Cartosat-1	5/05/2005	618 km	97.12	116	14+95/116	10h30	2 caméra PAN
IRS Cartosat-2	10/01/2007	629-644 km	98.0	4	14+3/4	9h30	Système submétrique
IRS Cartosat-2A	28/04/2008	629-644 km	98.0	4	14+3/4	9h30	Système submétrique
IRS Cartosat-2B	12/07/2010	629-644 km	97.91°	4	14+3/4	9h30	Système submétrique
IRS Cartosat-2C	22/06/2016	629-644 km	97.91°	4	14+3/4	9h30	Système submétrique
IRS Cartosat-2D	15/02/2017	505 km	97.44°	26	15.192 ~ 15+5/26	9h30	Système submétrique
IRS Cartosat-2E	23/06/2017	505 km	97.44°	26	15+5/26	9h30	Système submétrique
IRS Cartosat-2F	12/01/2018	505 km	97.44°	26	15+5/26	9h30	Système submétrique

Les Cartosat-3 auront une résolution de l'ordre de 25 cm.

<http://www.isro.gov.in>

#### 4.4.8 EROS (Israël)

Selon une philosophie identique au programme SPIN-2 (voir paragraphe 4.4.12), West Indian Space, Joint Venture d'Israel Aircraft Industries et de Core Software Technology (qui est un grand distributeur d'images aériennes et satellitaires, dont des images ex-URSS acquises par les Resurs et autres Kosmos) se lance dans la définition et le lancement de satellites d'observation Haute Résolution : le programme EROS (Earth Remote Observation System). Initialement était prévu le lancement de 8 satellites : 2 EROSA+ et 6 EROSB, sur plateforme Ofeq et pesant de l'ordre de 300 kg. Il semble finalement que la série se compose seulement de 3 satellites : ERS-A, EROS-B et EROS-C.

EROS A+ est une caméra CCD de 7000 pixels, donnant une résolution de 1.8 m, placé à 480 km d'altitude, à 97.3° d'inclinaison (héliosynchrone). La fauchée est de 12.5 Km. Le cycle est de 7 jours.

		altitude	période	inclinaison	Cycle		Nœud descendant
EROS A	5/12/2000	480		97.3°	7	15+2/7	
EROS B	25/04/2006	600					

EROS B est une caméra CCD de 20000 pixels, donnant une résolution de 0.70m, placé à 600 km d'altitude (héliosynchrone). La fauchée est de 16 Km. L'incidence varie de -45° à 45°.

EROS C (prévu en 2018) sera doté en plus d'un capteur multispectral.

La société ImageSat International a repris les activités de West Indian Space début 2001.

Site WEB : <http://www.imagesatintl.com>

#### 4.4.9 ASNARO (Japon)

Le Japon a mis sur orbite le 6/11/2014 un petit satellite (500 kg), ASNARO (Advanced Satellite with New system Architecture for Observation), dont la résolution est de l'ordre de 50 cm en panchromatique et de 2m en multispectral (6 bandes spectrales). Un de ses objectifs était de montrer qu'un petit satellite peut donner des performances comparables à des systèmes beaucoup plus gros (WorldView-1).

Notons que le même concept a été appliqué au RSO (voir Asnaro-2 lancé le 18 janvier 2018, paragraphe 5.4.1).

#### 4.4.10 KazEOSat-1 (Kazakhstan)

KazEOSat-1 (Kazakhstan), lancé le 30 avril 2014, est construit sur la plateforme Astrosat-250 d'Airbus. Il est doté du capteur imageur NAOMI d'Airbus en version améliorée (diamètre du miroir : 640 mm), ce qui lui permet d'atteindre des résolutions métriques (résolution de 1 m en panchromatique et de 4m en multispectral –4 bandes–fauchée de 10 km en résolution métrique,  $FOR = \pm 35^\circ$ ). L'orbite est héliosynchrone (altitude 690 km).

NAOMI KazEOSat-1		
		résolution
Multispectral		
1	45 - 52 nm	4 m
2	53 - 60 nm	4 m
3	62 - 69 nm	4 m
4	76 - 89 nm	4 m
Panchromatique		
5	45 - 75 nm	1 m

#### 4.4.11 Le programme du Pérou : Perusat-1

Perusat-1 est un satellite construit par Airbus et mis sur orbite le 16/09/2016.

Perusat	
altitude	704 km
inclinaison	98.2°
période	98,7 minutes
poids	430 kg

Le capteur est l'instrument optique de la famille des NAOMI (*New AstroBus Optical Modular Instrument*). La résolution est de 0,7 m en panchromatique et de 2m en multispectral (4 canaux).

#### 4.4.12 Les programmes RESURS-F, SPIN-2 et RESURS-P (Russie)

Il est globalement difficile d'avoir des informations exactes et précises de ces différents programmes, le dernier, RESURS-P, fournissant des données métriques. En effet les liens entre imagerie civile et imagerie militaire sont parfois complexes dans l'ex-URSS (voir les satellites militaires de l'ex URSS au paragraphe 4.9.10).

##### RESURS-F

L'ex-URSS a excellé dans l'utilisation de satellites à très basse altitude et dotés de chambre photographique d'excellente qualité. Ces satellites (en fait des capsules Vostok analogues aux Kosmos/Zenit militaires –voir paragraphe 4.9.10–) sont parfois impossibles à programmer à l'avance, leur faible altitude (200 km à 300km) empêchant toute prédiction correcte de trajectoire. De plus, étant donnée la faible altitude, leur durée de vie est de l'ordre de la semaine ou du mois. Ils sont programmés pour retourner sur terre, permettant ainsi de récupérer capteurs et films. Les programmes Resurs (une trentaine de lancements entre 1986 et 1993), considérés comme civils depuis 1991, offrent une grande ressemblance avec les Kosmos militaires de troisième génération (plusieurs centaines entre 1968 et 1991).

Les Resurs-F1 sont prévus pour rester deux semaines en orbite. Ils sont dotés d'une chambre KFA 1000 (ouverture 16°, film de 300 mm x 300 mm, environ 1800 vues par film, 0.57 - 0.86  $\mu\text{m}$ ). La résolution est de l'ordre de 5 mètres. Leur durée de vie est de 2 semaines. L'orbite peut être abaissée à 200 km. Il y aurait eu 23 lancement de tels satellites entre 1986 et 1993.



A partir de la fin 1987 sont apparus les Resurs-F2, dotés d'une chambre MK4, et dont la durée de vie était de l'ordre du mois (voire un mois et demi). Lancés de Plesetsk (une dizaine de lancement entre 1988 et 1995), leur masse atteignait 6.3 tonnes. Ils étaient aussi dotés d'un capteur KATE 200 (3 bandes, résolution de 15-30 m).

Quelques Resurs F3 , dotés d'une chambre KFA-3000, ont permis l'acquisition de données à une résolution de l'ordre de 2 mètres, grâce à une orbite temporairement encore plus basse (170 km).

(nm) Les produits sont distribués –entre autres– par Eurimage, ainsi que par la société *Resurs F Worldmap* qui commercialise également des données dégradées obtenues par des Kosmos militaires (chambre KVR-1000, dotée d'une optique de 1m de diamètre). D'autres sociétés de l'ex-URSS commercialisent ce type de données, comme Interbranch Association Sovinformspoutnik (IASIS, qui est partie prenante du programme SPIN-2, voir paragraphe 4.4.12), Kiberso, ...

Site WEB : <http://www.sovinformspoutnik.com/>

Il faut noter que les informations sur ces satellites (ex-militaires, rappelons le) sont parfois contradictoires. Par exemple, on ne sait quels instruments embarque un des derniers lancés (Resurs F21, le 17 novembre 1997, dont la durée de vie n'a pas excédé 25 jours).

## SPIN-2

A la fin des années 1990, Interbranch Association Sovinformspoutnik (Moscou), Aerial Images Inc. (Raleigh, NC), et Central Trading Systems Inc. (Huntington Bay, NY) se sont associés pour commercialiser des images haute résolution (2m). Ces images correspondent aux données déjà acquises entre 1980 et 1997 par des Kosmos (probablement dégradées). Les données ont été incorporées dans le projet "Terra-Server" de Microsoft.

Leurs efforts s'étaient concrétisés le 17 février 1998 par le lancement d'un satellite embarquant une chambre KVR-1000 (résolution 2m) et d'une chambre TK-350 (résolution 10m) : l'orbite est à 212 km d'altitude (Kosmos 2349).

Plusieurs autres lancements, initialement programmées environ tous les 6 mois, étaient prévus pour compléter la couverture de la Terre déjà disponible. D'autres sources de données ont été exploitées (images aériennes, voire Landsat et QuickBird).

Site WEB : <http://www.terra-server.com/>

## Resurs-P

Inspiré du capteur militaire Yanktar-4 (Resurs DK, lancé le 15/06/2006), le Resurs-P (P pour *prospecting*) est un satellite héliosynchrone de télédétection civil d'environ 7 tonnes et doté de 3 capteurs optiques. Deux derniers lancements de Resurs-P4 sont prévus pour 2018 et 2019.

L'orbite est héliosynchrone (altitude 475 km, inclinaison 97.3°) et son cycle est de 3 jours.

Resurs-P1	25/06/2013
Resurs-P2	26/12/2014
Resurs-P3	13/03/2016

Resurs-P : capteur Geoton-L		
Fauchée 39 km. Agilité : 900 km.		
Visée avant-arrière : $\pm 30^\circ$		
Bande	( $\mu\text{m}$ )	Résolution
Panchromatic	0.58-0.80	1 m
"blue"	0.45-0.52	3-4 m
"green"	0.52-0.60	3-4 m
"red"	0.61-0.68	3-4 m
	0.67-0.70	3-4 m
	0.70-0.73	3-4 m
"Red Edge"	0.72-0.80	3-4 m
(nm) "NIR"	0.80-0.90	3-4 m

Il possède aussi un capteur grand champ (résolution de 12 m en panchromatique et 24m en multispectral, fauchée d'environ 100m).

Il est enfin doté d'un capteur hyperspectral (96 à 216 bandes, largeur de bande de 5nm à 10 nm), d'environ 30 m de résolution et de 30 km de fauchée.

Les trois capteurs peuvent faire des acquisitions simultanées sur la même zone.

On associe souvent le satellite Aist-2D aux Resurs-P. C'est un satellite expérimental principalement conçu par des étudiants de l'université de Samara (héliosynchrone, altitude 510 km). Il embarque :

- la caméra hyperspectrale "Aurora" (résolution de 1.5 m dans le visible, 4.5 m dans le multispectral, 120 m en IRT. La fauchée est de l'ordre de 40 km.
- un radar RSO en bande P, qui semble n'avoir que très peu fonctionné.

#### 4.4.13 Le programme de Singapour : Teleos-1

Singapour possède depuis le 16 décembre 2016 d'un satellite commercial optique de résolution métrique au nadir ( $\pm 45^\circ$ ), placé sur une orbite inclinée à  $15^\circ$ . La fauchée est de 12 km. Le temps de revisite moyen est de 12 à 16 heures.

			période	inclinaison	Cycle		Nœud descendant
Teleos-1	16/12/2015	550 km	96.0'	$15^\circ$			21h30

#### 4.4.14 Formosat-2 et Formosat-5 (Taiwan)

Le NSPO (National Space Program Office de Taïwan) a mis sur orbite le 20 mai 2004 un satellite de télédétection, ROCSAT2, rebaptisé Formosat-2. L'orbite est héliosynchrone et son altitude : 891 km permet un temps de revisite égal exactement à 1 jour (la couverture n'est cependant pas assurée sur la totalité de la Terre, mais couvre les besoins de Taïwan puisque l'île de Taïwan, la mer de Chine et la plus grande partie de la Chine sont ainsi couverts tous les jours !!) Le capteur optique de 2m de résolution en panchromatique, et 4m de résolution en multispectral. Ce capteur possède aussi une agilité intéressante (+/-  $45^\circ$  tant en visée droite-gauche qu'avant-arrière). Les scènes sont de 24km×24km.

Formosat-5 est de facture locale et reprend quasiment les caractéristiques opérationnelles de Formosat-2 (excepté la résolution en multispectral, donnée pour 8m).

			altitude	période	inclinaison	Cycle		Nœud descendant
Formosat-2	20/05/2004	19/08/2016	888	102.74'	$99.00^\circ$	1	14	9h30
Formosat-5	24/08/2017		720		$98.28^\circ$			

Les bandes spectrales des Formosat 2 et 5 sont les suivantes :

P	0,45 - 0,90 $\mu\text{m}$	
B1	0,45 - 0,52 $\mu\text{m}$	(Blue)
B2	0,52 - 0,60 $\mu\text{m}$	(Green)
B3	0,63 - 0,69 $\mu\text{m}$	(Red)
B4	0,76 - 0,90 $\mu\text{m}$	(Near-infrared)

Les images civiles de Formosat-2, satellite à vocation duale, ont été diffusées par Spotimage.  
 Site WEB : <http://www.nspo.org.tw/e60/menu0400.html>, <http://www.spotimage.com>

## 4.5 Capteurs superspectraux et hyperspectraux

Certains des satellites précédemment cités sont dotés de capteurs hyperspectraux. D'autres types de satellites, comme le capteur MERIS (qui sera décrit en 4.5.3) embarqué sur ENVISAT (satellite doté de 10 appareils scientifiques et dont une description globale sera donnée au paragraphe 5.1.5), sont aussi dotés de ce type de capteur.

Certains capteurs n'entrent pas à priori dans cette catégorie, par exemple le multispectral ASTER (sur Terra, voir 4.3.3) avec –seulement– 13 bandes fixes (3 dans le visible, 6 dans le MIR, 5 dans le thermique).

### 4.5.1 Modis

Capteur embarqué sur Terra et Aqua, déjà décrit au paragraphe 4.3.3, il peut acquérir 36 bandes avec une résolution hectométrique. Le tableau suivant reprend les caractéristiques des 36 bandes acquises.

1	620 - 670	13	662 - 672	25	4.482 - 4.549
2	841 - 876	14	673 - 683	26	1.360 - 1.390
3	459 - 479	15	743 - 753	27	6.535 - 6.895
4	545 - 565	16	862 - 877	28	7.175 - 7.475
5	1230 - 1250	17	890 - 920	29	8.400 - 8.700
6	1628 - 1652	18	931 - 941	30	9.580 - 9.880
7	2105 - 2155	19	915 - 965	31	10.780 - 11.280
8	405 - 420	20	3.660 - 3.840	32	11.770 - 12.270
9	438 - 448	21	3.929 - 3.989	33	13.185 - 13.485
10	483 - 493	22	3.929 - 3.989	34	13.485 - 13.785
11	526 - 536	23	4.020 - 4.080	35	13.785 - 14.085
12	546 - 556	24	4.433 - 4.498	36	14.085 - 14.385

#### 4.5.2 Hyperion

Il est embarqué sur le satellite EO-1 (voir 4.3.2) Le capteur Hyperion est un imageur hyperspectral à haute résolution - 30 m - dans 220 bandes spectrales (allant de 400nm à 2500 nm ). Il est doté de deux spectromètres, un VNIR (380 à 1000nm) et un SWIR (short wave infrared, 900 to 2500nm)

L'instrument peut ainsi produire des images couvrant une superficie au sol de 7,5 km par 100 km, et permettre la cartographie spectrale détaillée dans les 220 bandes, avec une grande précision radiométrique.

Il semble qu'en pratique, seuls 198 canaux soient disponibles.

#### 4.5.3 Meris (satellite ENVISAT)

Embarqué sur le satellite ENVISAT (qui sera vu au paragraphe 5.1.5), Meris (MEDIUM-spectral Resolution Imaging Spectrometer) est un capteur hyperspectral dans le visible et le proche infrarouge (entre 390 nm et 1040 nm). doté de 15 bandes programmables (position et largeur). Sa résolution est de 300m au Nadir et la fauchée est de 1150 km.

Le temps de revisite est de trois jours.

Voici un exemple d'application de ce capteur :

Nr.	Bandcentre (nm)	Bandwidth (nm)	Potential Applications
1	412.5	10	Yellow substance and detrital pigments
2	442.5	10	Chlorophyll absorption maximum
3	490	10	Chlorophyll and other pigments
4	510	10	Suspended sediment, red tides
5	560	10	Chlorophyll absorption minimum
6	620	10	Suspended sediment
7	665	10	Chlorophyll absorption and fluo. reference
8	681.25	7.5	Chlorophyll fluorescence peak
9	708.75	10	Fluo. Reference, atmospheric corrections
10	753.75	7.5	Vegetation, cloud
11	760.625	3.75	Oxygen absorption R-branch
12	778.75	15	Atmosphere corrections
13	865	20	Vegetation, water vapour reference
14	885	10	Atmosphere corrections
15	900	10	Water vapour, land

#### 4.5.4 Chris (satellite Proba-1)

Le capteur CHRIS ( Compact High Resolution Imaging Spectrometer) embarqué sur Proba-1 est un capteur hyperspectral de 19 bandes spectrales programmables (entre 415 et 1050 nm, avec des largeurs de bandes de 5 à 12 nm), de résolution 20 m au nadir sur une zone de 13 km x 13 km. Capable de prendre 5 acquisitions à 5 angles d'incidence différents dans un cône de  $\pm 55^\circ$ , ce capteur permet de donner des informations sur la BRDF. Il peut aussi être reconfiguré pour donner 63 bandes spectrales avec une résolution de 34m.

Il a été embarqué sur le satellite Proba-1 (paragraphe 4.7.2).

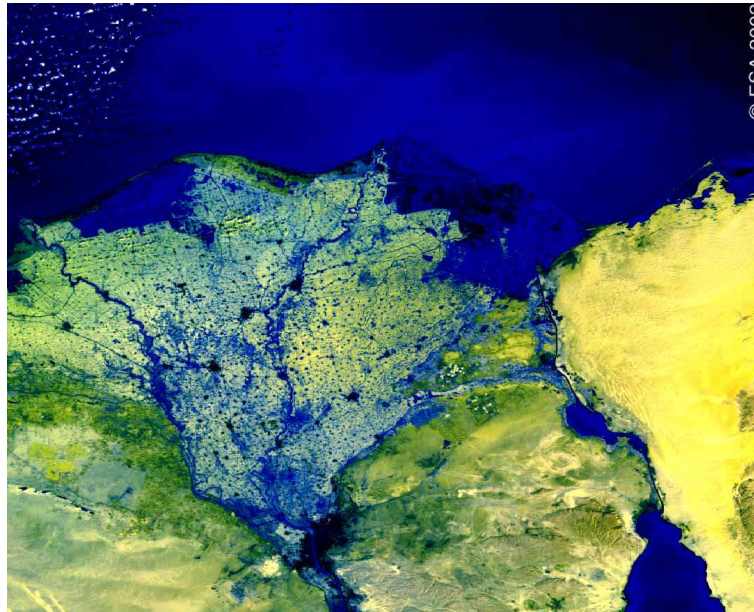


FIGURE 4.6 – Image Meris sur le delta du Nil, ©ESA.

#### 4.5.5 VIIRS (satellite Suomi)

Ce capteur est doté de 22 bandes (résolution hectométrique) et est décrit au paragraphe 4.1.4. Il est actuellement embarqué sur le satellite expérimental Suomi.

#### 4.5.6 Venµs

Lancé le 2 août 2017, Venµs (Vegetation and Environment monitoring on a New Micro-Satellite) est un satellite d'observation de la Terre franco-israélien<sup>9</sup>. Le capteur (caméra multispectrale VSSC : Venµs Superspectral Camera) fournit des images sur 12 bandes spectrales étroites avec une résolution spatiale de 5 m (l'ouverture optique est de 25 cm).

Le dépointage de la caméra (tant avant-arrière que gauche-droite) est de 30°. Les zones acquises sont de 27km×27km ou de 27km×54km

Centre bande spectrale (nm)	Largeur (nm)	Objectif associé
420	40	Correction atmosphérique
443	40	Aérosols, nuages
490	40	Correction atmosphérique
555	40	Surfaces continentales
620	40	Surfaces continentales
620	40	MNE, qualité image
667	30	Surfaces continentales
702	24	Surfaces continentales
742	16	Surfaces continentales
782	16	Surfaces continentales
865	40	Surfaces continentales
910	20	Vapeur d'eau

			altitude	période	inclinaison	Cycle		Nœud descendant
Venµs	2/08/2017	(2 ans)	720 km	99.65	98.27°	2	14 + 1/2	10h30

Il est à noter que l'aspect "satellite imageur" n'est que l'un des trois objectifs de la mission, les deux autres étant la validation des propulseurs à effet Hall (de facture israélienne), et le maintien sur orbite basse (410 km, 15 + 1/2 orbites par jour) avec ces mêmes propulseurs. Ceci fera l'objet de la seconde année de la mission de Venµs.

9. Son lancement avait été programmé initialement pour 2010.

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin

## 4.6 L'acquisition video en orbite : SkySat

Le 21 novembre 2013 a été mis en orbite le microsatellite SkySat-1 (environ 100 kg) : c'est le premier d'une constellation qui devait comporter une quinzaine de satellites.

Le capteur embarqué peut fournir deux modalités d'imagerie :

- des images submétriques (90cm au nadir en panchromatique, 2m en multispectral) de fauchée de 8 km,
- une vidéo (GSD=1,1m) de 90 secondes à 30 images/seconde, de dimension 2km x 1,1 km. La donnée est fournie en MPEG-4 (H.264).

Les deux premiers satellites lancés sont des prototypes

SkySat-1	21/11/2013
SkySat-2	8/07/2014
SkySat-3	22/07/2016
SkySat-4 à 7	16/09/2016
SkySat-8 à 13	31/10/2017

Une filiale de Google, Terra Bella, a repris les activités de Skysat et a mis sur orbite Skysat 3 le 22 juillet 2016 et les Skysat 4 à 7 le 16 septembre 2016. Le lancement des Skysat 8 à 13 est prévu pour octobre 2017.

Panchromatic	450 - 900 nm	0,90 m
Blue	450 - 515 nm	2m
Green	515 - 595 nm	2m
Red	605 - 695 nm	2m
NIR	740 - 900 nm	2m

C'est donc le premier capteur à acquérir des flux video en orbite, ce qui présente un intérêt certain pour le suivi de mouvements (panaches de fumée, véhicules, voire avion).

La société Terra Bella a été rachetée en février 2017 par Planet Labs (voir 4.8.1).

<http://www.skyboximaging.com/>

Sur ce site, une video est disponible

<http://www.firstimagery.skybox.com/hd-video/>

## 4.7 Mini, micro, nano satellites

Le souhait d'avoir des coûts réduits ont conduit certains organismes à lancer des mini satellites (<100 kg), des microsatellites, voire des nanosatellites (1kg) . En particulier la NASA avait élaboré à la fin des années 90 le programme SSTI, malheureusement inabouti (voir paragraphe 4.4).

A l'heure actuelle, ce domaine est en plein essor grâce à de multiples expériences universitaires ainsi que grâce au développement assez exceptionnel d'une société anglaise, SSTL (Surrey Satellite Technology Limited). Créée en 1985 à l'université du Surrey, elle a été reprise par EADS Astrium en 2008. SSTL propose des plateformes de différentes tailles destinées à tout type de satellite (télédétection, télécommunication, ...) dont la SSTL 100 (100 kg, 15kg utile), la SSTL 150 (150 kg, 50 kg utile) et la SSTL 300 (350 kg, 100 kg utile).

Le CNES est partie prenante de ce domaine avec sa plateforme Myriade dont la charge utile atteint 80 kg. Ont ainsi été mis sur orbite les capteurs de télédétection Parasol, Alsat-2 (Algérie), Vn RedSat (Vietnam) et SSOT (Chili).

Enfin, la notion de nanosatellites est apparue avec le concept du Cubesat, de taille 10cmx10cmx20cm (dimension d'un U1), dont la masse est de l'ordre du kilogramme. Le premier de la liste a été conçu par l'université d'Aalborg (mis en orbite le 30/06/2003). Et pour couronner le tout, la notion de PocketQube (cube de 5 cm de coté, masse inférieure à 180 g) a vu le jour en 2009.

La mise en orbite de ces satellites passe souvent par le vaisseau cargo spatial Cygnus lors de ses opérations de ravitaillement de la navette ISS.

### 4.7.1 SSTI (Small Spacecraft Technology Initiative)

Le SSTI (Small Spacecraft Technology Initiative) développe le concept "faster, better, cheaper" dans le domaine de la télédétection. Le but est de mettre en orbite des satellites pour moins de 60 million de dollar avec le



lanceur Pegasus. Deux satellites ont été initialement prévus : LEWIS (capteur hyperspectral) et CLARK (résolution de 3m), mais l'échec du premier a amené la NASA à renoncer au lancement du second.

Cette approche semblait être une alternative intéressante aux programmes lourds, comme peut être le programme SPOT.

### Capteur hyperspectral : la mission LEWIS

Le capteur HSI est un système hyperspectral de 384 canaux ( $0.4 \mu\text{m}$  à  $2.5 \mu\text{m}$ , de largeur 5 à 6.25 nm) et de résolution 30m. Il permet aussi des images panchromatiques de 5 m de résolution.

Le capteur pèse 81 kg, la structure 195 kg. Doté de 12 kg de propergols, il nécessite donc de mettre sur orbite (523 km, héliosynchrone) une masse totale de 288 kg.

Il a été lancé le 23 août 1997, mais est réentré dans l'atmosphère le 28 septembre 1997.

Ancien site WEB : <http://crsphome.ssc.nasa.gov.ssti/SSTI.HTM>

### la mission Clark

Le capteur Earthwatch est un capteur panchromatique de 3 m de résolution, et multispectral (3 bandes) avec 15 m de résolution : il devait être embarqué sur la mission Clark (dotée en outre d'autres capteurs : spectromètre X, tomographe atmosphérique, ...) et la masse totale à mettre en orbite était de 278 kg (476 km, héliosynchrone).

Le lancement avait été prévu au printemps 1998, mais a été finalement repoussé *sine die*.

## 4.7.2 Les Proba : Proba-1 et Proba-V

Dans le cadre du programme général de soutien technologique (GSTP) de l'ESA, le minisatellite Proba-1 (PROject for On Board Autonomy) a été mis en orbite héliosynchrone le 22 octobre 2001 (inclinaison  $97,9^\circ$ , orbite de 681km x 561 km, période de 97', 94 kg). il est doté de deux imageurs :

- un capteur hyperspectral Chris ( *Compact High Resolution Imaging Spectrometer*, 19 bandes programmables), décrit au paragraphe 4.5.4.
- un imageur HRC (High Resolution Camera) de résolution 8m, fournissant des images N/B de 1026 x 1026 pixels.



FIGURE 4.7 – Image Proba-1 HRC sur les pyramides, ©ESA.

La réussite du concept “Proba” s’est concrétisée par :

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Cadre privé } sans modifications  
Voir page 177

- le satellite Proba-2, lancé le 2 novembre 2009 (en même temps que SMOS). Il embarque une charge scientifique constituée de deux instruments destinés à observer le Soleil.
- le satellite Proba-V (V pour Végétation), lancé le 7 mai 2013 et destiné à prolonger le programme Spot-Végétation (voir 4.1.8). Il acquiert donc des images grand champ (fauchée de 2250 km) sur 5 bandes identiques à celles de Spot-Végétation.

### 4.7.3 Les plateformes SSTL

mis en orbite

Présent depuis 1983 dans le créneau des mini/micro satellites, SSTL a validé son concept sur un premier satellite imageur. Lancé le 21 avril 1999, le satellite UoSAT-12 (plateforme SSTL400) était doté<sup>10</sup> d'une camera Kodak (CCD 1024x1024) 4 canaux de résolution 30m, et panchro de résolution 10m.

A l'heure actuelle, il dispose de plusieurs plateformes sur lesquelles on peut monter des missions spécifiques<sup>11</sup>.

#### DMC : Disaster Monitoring Constellation (SSTL)

La constellation DMC consiste en un certain nombre de mini satellites de télédétection (environ 90 kg), construits par SSTL (Surrey Satellite Technology) pour divers gouvernements, et dédiés à la surveillance des désastres naturels. Il est d'usage de différencier plusieurs générations de ces satellites.

DMC 1 (plateforme SSTL-100)					
					Agilité
AISAT-1	Algérie	28/02/2002		multispectral (32 m)	600 km
Bilsat-1	Turquie	27/09/2003 (fin : 08/2006)	panchro (12 m)	multispectral (32m)	
NigeriaSat-1	Nigeria	27/09/2003		multispectral (32m)	
UK-DMC1	UK	27/09/2003 (fin : 11/2011)		multispectral (32m)	
Beijing-1	Chine	28/10/2005	panchro (4 m)	multispectral (32m)	600 km
Alsats-1B	Algérie	26/09/2016	panchro (12 m)	multispectral (24m)	

A ces satellites de première génération se sont ajoutés au fil de années les DMC-2 et DMC-3 :

DMC-2 (plateforme SSTL-150)					
					Agilité
Deimos-1	Espagne	29/07/2009		multispectral (22 m)	
UK-DMC2	UK	29/07/2009		multispectral (22 m)	
NigeriaSat-2	Nigeria	17/08/2011	2.5 m (Pan)	5 m (MS)	
NigeriaSat-X	Nigeria	17/08/2011		multispectral (32 m)	

DMC-3 (plateforme SSTL-300)					
					Agilité
UK-DMC3, 3 satellites	UK	10/07/2015	Pan : 1m ( $\pm 45^\circ$ )	multispectral (4m)	650 km
SSTL 1 à 4, 4 satellites	UK	16/09/2018	Pan : 1m ( $\pm 45^\circ$ )	multispectral (4m)	650 km

Avec l'UK-DMC3, SSTL est entré dans le domaine très convoité des capteurs à résolution métrique qui était jusqu'à présent l'apanage des "gros" satellites.

Les images sont distribuées par DMCII (DMC International Imaging)

<http://www.sstl.co.uk/>

<http://www.dmcii.com/>

#### Autres satellites SSTL

Certains pays ont effectué des lancements n'entrant pas dans la constellation des DMC, bien que ces satellites soient parfois très proches (amélioration de certains DMC-1).

10. entre autres, car il a aussi été pionnier en diverses techniques satellitaires. Notons aussi qu'il a été le premier satellite à être doté d'une adresse internet.

11. La plus surprenant est peut être RemodeDEBRIS, prévue pour ramasser les débris spatiaux en orbite



					Fauchée	Agilité
Tsinghua-1	Chine	28/06/2000	SSTL-42	optique		
TopSat	GB	28/10/2005	SSTL-150	panchro (2.5 m), multispectral (5m)	7 km	
Rasat	Turquie	17/08/2011		panchro (7.5 m), multispectral (15m)	30 km	
Kanopus-V-N1	Russie	22/07/2012	SSTL-100	panchro (2.1 m)	20 km	510 km
Belka-2	Biélorussie			multispectral (10.5m, 25m)	20 km, 250 km	
KazEOSat 2	Kazakhstan	19/06/2014	SSTL-150	multispectral 5 canaux (6.5m)	78 km	
Kanopus-V-IK	Russie	14/07/2017	SSTL-100	panchro (2.5 m) multispectral (12m) et IRT (200m)	20 km, 2000 km	
Kanopus-V-3	Russie	1/02/2018				
Kanopus-V-4	Russie	1/02/2018				
Kanopus-V-5	Russie	27/12/2018				
Kanopus-V-6	Russie	27/12/2018				

Le Belka-2 est une copie conforme de Kanopus-V-N1.

Le capteur de KazEOSat 2 est inspiré de celui des RapidEyes (même bandes spectrales, voir tableau 4.4 page 118).

#### 4.7.4 Autres nano, mini et microsattellites

Les expérimentations de SSTL (à l'époque où c'était une émanation de l'université du Surrey) ayant montré l'intérêt de ce type de satellites beaucoup moins onéreux que les satellites traditionnels, on peut relever d'autres expérimentations du même type venant parfois du monde académique (la famille des TUBSAT de l'université de Berlin, dont le premier lancement remonte à 1991).

On peut ainsi noter plusieurs TUBSAT dédiés à l'imagerie satellitaire :

- DLR-Tubsat le 25/05/1999 (collaboration de TU Berlin et du DLR) qui embarquait une camera (résolution 6m).  
<http://www.ilm.tu-berlin.de/RFA/index.htm>
- Maroc-TUBSAT le 10/12/2001, très similaire au DLR-Tubsat
- LAPAN Tubsat le 10/01/2007 (collaboration de TU Berlin et du National Institute of Aeronautics and Space of Indonesia), catalogué aussi sous le nom LAPAN-A1
- LAPAN-A2 le 28/09/2015 qui a une orbite NEqO (altitude 650 km, inclinaison de l'orbite 8°). Le capteur a une résolution de 5m.
- LAPAN-A3 le 22/06/2016 qui a une orbite héliosynchrone. Il a un capteur pushbroom pour le multispectral (20 m de résolution, fauchée de 100 km) et une caméra 2000x2000 en panchromatique (résolution de 5m, image 10kmx10km).

Toujours dans la catégorie des mini ou micro satellites, signalons :

- Kitsat-3 (26/05/1999) du South Korean Advanced Institute of Science and Technology . Doté du capteur MEIS –Multispectral Earth Imaging System– (3 canaux, résolution 14m, fauchée 50 km). il a été opérationnel jusqu'en décembre 2003.  
<http://satrec.kaist.ac.kr/>
- le 17 avril 2007, l'Egypte a fait mettre sur orbite MisrSat-1 (Egypsat-1, 8m de résolution en panchromatique et en multispectral, 40m en infra rouge, conçu avec l'aide de l'Ukraine)
- le 17 avril 2007, l'Arabie Séoudite a fait mettre sur orbite Saudisat-3 (capteur optique, 200 kg).
- le 20 avril 2011, X-Sat (Singapour) sur une orbite héliosynchrone (altitude 817 km) avec un capteur IRIS qui est une version améliorée du capteur de Kitsat-3 (3 canaux, résolution 12m, fauchée 50 km, agilité de 500 km).
- enfin notons l'apparitions des nanosatellites, initiés par l'université d'Aalborg le 30/06/2003 avec une camera de 100m de résolution dans un nanosatellite de 1kg!  
<http://www.cubesatkit.com/>

Ce domaine des micro/nanosatellites est en pleine explosion et ouvre de nouvelles perspectives : par exemple deux importantes compagnies américaines (Planet –paragraphe 4.8.1– et Spire –paragraphe 4.8.3–) ont pour objectif le lancement régulier de plusieurs dizaines (voire centaines) de satellites par an, ce qui ouvre un nouveau concept, celui des “hyper”-constellations”

Aussi il est très difficile de suivre la multitude de satellites de ce type mis en orbite très régulièrement<sup>12</sup>.

Les universités ne sont pas en reste et leurs expérimentation diverses mériteraient un paragraphe spécifique. Cet engouement est d'ailleurs encouragé, voire subventionné par les agences spatiales, : l'ESA a par exemple un programme dédié “Cubesats - Fly your satellite”.

12. Ce document est probablement assez incomplet dans ce domaine



Sur ce thème, la France n'est pas en reste puisque l'on peut noter :

- le projet X-cubesat de l'École Polytechnique, qui a conçu un nanosatellite dans le cadre du projet QB50, piloté par le Von Karman Institute for Fluid Dynamics à Bruxelles. Ce Double-Cubesat a été lancé le 18/04/2017 à bord d'un Cygnus et déployé le 18 mai 2017.
- L'Université de Montpellier (Centre spatial universitaire de Montpellier-Nîmes), qui a déjà mis sur orbite les CubeSats Robusta-1A et Robusta-1B en 2012 et 2017 et qui, avec le CubeSat Celesta (issu d'un partenariat avec le Cern), a été retenu dans le cadre du programme "Fly Your Satellite" de l'ESA.

## 4.8 Les "hyper"-constellations : Planet, Aleph-1 et Spire

Grâce à la miniaturisation des satellites et la grande diversité dans les possibilités de leur mise en orbite (à partir de la station orbitale ou lors de lancements groupés –avec Cartosat-2D, l'Inde a mis au total 104 satellites en orbite), des industriels se sont lancés dans des "hyper"-constellations, palliant éventuellement par le nombre les échecs possibles.

Planet et Aleph-1 se sont ainsi placés sur ce type de produit pour les données image. Notons que Spire propose une hyperconstellation dans le domaine des capteurs atmosphériques, ce qui pourrait avoir un impact possible sur l'exploitation des données images.

### 4.8.1 Planet

La société Planet Labs a lancé une série de micro-satellites inspirés des CubeSat (de l'ordre de 5 kg et de taille très réduite –10cm sur 30cm–) pour imager quotidiennement la Terre.

	lancement	nombre de satellites	altitude (km)	inclinaison	
Flock 1	9/01/2014	28	400	52°	
Flock 1b	07/2014	28	400	52°	
Flock 1c	19/06/2014	11	620	97.98°	
Flock 1d	28/10/2014	26	échec		
Flock 1d'	10/01/2015	2			
Flock 1e	14/04/2015	14			
Flock 1f	28/06/2015	8	échec		
Flock 2b	19/08/2015	14	500	97.5°	
Flock 2e	6/12/2015	12			
Flock 2e'	23/03/2016	20			
Flock 2p	22/06/2016	12			
Flock 3p	14/02/2017	88	505	97.44°	héliosynchrone
Flock 2k	14/07/2017	49			

Une grande partie de ces satellites, en orbite basse, ne sont actuellement plus opérationnels.

Planet Labs s'est faite remarquer aussi par le rachat en 2015 des 5 satellites RapidEye.

En février 2017, la société Planet Labs rachète les activités Terra Bella à Google. Très peu de temps après, le 14 février 2017, Planet annonce la mise en orbite en un seul lancement<sup>13</sup> de 88 satellites, dénommés "Flock 3p", chacun étant capable d'imager 2 millions de km<sup>2</sup> par jour.

Affichant la capacité d'acquérir quotidiennement 150 millions de km<sup>2</sup> par jour (c'est à dire la superficie des terres émergées) avec une constellation d'au moins 150 capteurs opérationnels, Planet se positionne dans un créneau très porteur, et se dote de moyens à la hauteur de ses ambitions (un lancement tous les 3/4 mois).

<https://www.planet.com>

### 4.8.2 Ñusat et la constellation Aleph-1

La constellation Aleph-1 sera constituée de 25 satellites (37 kg) de la société Satellogic (Argentine) en orbite héliosynchrone (altitude 490 km). La résolution visée est le mètre. Trois satellites ont été déjà lancés (2 le 30/05/2016 et un le 15/06/2017).

13. Ce lancement, correspondant à la mise en orbite de Cartosat-2D, a vu l'Inde placer au total 104 satellites en orbite en un seul tir !!

Aleph-1 1	30/05/2016
Aleph-1 2	30/05/2016
Aleph-1 3	15/06/2017
Aleph-1 4	02/02.2018
Aleph-1 5	02/02.2018

### 4.8.3 Spire

Spire Global, Inc. a été fondé en 2012 à San Francisco. Elle a pour objectif de mettre 125 satellites opérationnels en orbite. Très petits (5 kg), ce sont des capteurs de température, de pression et de précipitations, très complémentaires des données d'imagerie de Planet (voir par exemple Sentinel-3, 4 et 5).

Après trois expérimentation avec des 1U CubeSat ArduSat-1 et ArduSat-X (3/08/2013, déploiement depuis l'ISS : 19/11/2013) et un 2U CubeSat ArduSat-2 (0/01/2014, déploiement depuis l'ISS : 28/02/2014), un premier satellite expérimental 3U CubeSat, Lemur-1, a été lancé le 19/06/2014.

Lemur-2 1 à 4	28/09/2015	ISS :
Lemur-2 5 à 8	23/03/2016	ISS : 18/05/2016
Lemur-2 9 à 13	23/03/2016	échec au déploiement
Lemur-2 14 à 17	18/10/2016	ISS : 25/1//2016
Lemur-2 18 à 21	9/12/2016	
Lemur-2 22 à 29	15/02/2017	
Lemur-2 30 à 33	18/04/2017	ISS : 07/2017
Lemur-2 34 à 41	23/06/2017	
Lemur-2 42 à 49	14/07/2017	

Il serait intéressant de voir si les données de profil atmosphérique pouvaient avoir un intérêt en imagerie satellitaire (information de couverture nuageuse pour les capteurs optiques, information sur le canal de transmission pour les données radar).

## 4.9 Quelques programmes militaires ou duaux

Il est bien évident que peu d'informations circulent sur de tels programmes. Durant la guerre froide, ce sont des dizaines de tirs annuels que les grandes puissances (USA et URSS) effectuaient chaque année. Cependant, des informations circulent, liées par exemple aux orbites (que l'on peut observer dès lors que les satellites ne sont pas furtifs), aux déclassifications des données, voire à de la désinformation savamment agencée. Les informations de ce paragraphe se trouvent dans certains ouvrages de la littérature ouverte (comme [2]) et sur internet.

### 4.9.1 Chili

Le Chili s'est doté d'un système satellitaire dual d'observation terrestre (SSOT) ("Sistema Satelital para Observación de la Tierra") fabriqué par EADS Astrium sur plateforme Myriade (mise en orbite le 17/12/2011 par le même Soyuz guyanais que Pléiades-1A). Le satellite offre une résolution de 1,45 m en Panchromatique, performance inégalée d'après EADS pour un satellite de seulement 117kg.

### 4.9.2 Chine

La série des Yaogan recouvre des satellites militaires tant optique que radar. Ils sont considérés comme des senseurs dédiés aux applications civiles, mais sont en réalité opérés par l'armée.

Pour la composante optique, on note les lancements suivants :

- Yaogan-2 le 25 mai 2007
- Yaogan-4 le 1 décembre 2008
- Yaogan-5 le 15 décembre 2008
- Yaogan-7 le 9 décembre 2009
- Yaogan-9A le 5 mars 2010 (sur la même orbite que Yaogan-9B qui est un RSO)
- Yaogan-11 le 22 septembre 2010
- Yaogan-12 le 9 novembre 2011
- Yaogan-14 le 10 mai 2012
- Yaogan-15 le 29 mai 2012
- Yaogan-16A, 16B et 16C le 25 novembre 2012
- Yaogan 19 le 20/11/2013

- Yaogan 21 le 8/09/2014
- Yaogan 22 le 20/10/2014
- Yaogan 24 le 20/11/2014
- Yaogan 26 le 27/12/2014
- Yaogan 28 le 8/11/2015
- Yaogan 29 le 26/11/2015
- Yaogan 30 le 15/05/2016

Les autres Yaogan sont des satellites radar (voir paragraphe 5.5.4).

On ne sait que peu de chose sur le Kuaizhou-1, lancé le 25/09/2013 et qui serait doté d'un capteur optique métrique.

### 4.9.3 Emirats arabes unis

Deux satellites de type Pléiades devraient être mis en orbite en 2018 pour le compte des Emirats arabes unis sous le nom "Falcon Eye". Les caractéristiques sont très semblables aux systèmes marocains "Moroccan EO Sat".

### 4.9.4 France

Les satellites militaires Helios 1-A (7 juillet 1995) et 1-B (3 décembre 1999) sont placés à 678 km (inclinaison 98.1°, 14+17/27 orbites par jour). La résolution telle qu'elle a été annoncée à l'assemblée nationale par M. JM Boucheron est métrique<sup>14</sup>. L'utilisation du satellite est coordonné par les états-majors français(78.9 %), italiens (14.1 %), et espagnols (7 %).

Le lancement d'Helios-2A (4 tonnes!!), qui est en sus doté de capacités multispectrales et infrarouge, a été effectué le 18/12/2004, suivi d'Helios 2B le 18/12/2009. Les participations de l'Espagne (2,5 %) et de la Belgique (2,5 %) sont du domaine symbolique. ... Notons que le coût du programme Helios II était annoncé pour plus de 1,7 Milliards d'Euros (projet de loi des finances 2003).

Helios 1 : <http://www.defense.gouv.fr/actualites/dossier/d38/index.html>

Helios 2 : <http://www.defense.gouv.fr/actualites/dossier/d104/index.htm>

Helios 1-A	7/07/1995
Helios 1-B	3/12/1999
Helios 2-A	18/12/2004
Helios 2-B	18/12/2009

TABLE 4.5 – La famille des Helios

Toujours dans le domaine de l'observation optique, on peut noter les expérimentations Spirale (Système Préparatoire Infra-Rouge pour l'ALerte), deux micro satellites (117 kg) mis en orbite le 11 février 2009 (600 km x 36 000 km). Ils sont doté d'un télescope IRT.

Le futur d'Helios passe par le programme MUSIS (Multinational space-based imaging system), qui proposera un cadre beaucoup plus large, intégrant diverses composantes images (optique, radar) dans un consortium européen (France, Allemagne Belgique, Espagne, Grèce et Italie). Il remplacera, à terme, l'ensemble des composantes militaires ou duales actuelles : les systèmes optiques français Hélios et Pléiades, et les systèmes radar allemand SAR-Lupe (voir le paragraphe 5.5.3) et italien Cosmo SkyMed (voir le paragraphe 5.3.2).

Une composante de MUSIS, le capteur CSO-1 (3.5 tonnes), a été placé sur orbite héliosynchrone (800 km) le 19 décembre 2018. A noter que CSO-3 sera placé sur la même orbite, alors que CSO-2 sera placé sur une orbite beaucoup plus basse (450 km) afin de fournir des images dites EHR (Extrêmement Haute Résolution).

### 4.9.5 Israël

Depuis le lancement d'Ofeq-3 (1995), Israël dispose de satellites de reconnaissance militaire. Ces satellites, lancés la plupart depuis Israël, ont des orbites rétrogrades pour ne pas avoir –entre autres– à survoler la Jordanie lors du lancement. Il y aurait eu ainsi 3 lancements réussis (Ofeq-3 en 1995, Ofeq-5 en 2002 et Ofeq-7 en 2004). La résolution est submétrique.

Ont suivi Ofeq-9 (22 juin 2010) et Ofeq-11 (13 septembre 2016).

14. 4 juillet 2001, n°3219, rapport d'information déposé en application de l'article 146 du règlement par la commission des finances, de l'économie générale et du plan, sur le renseignement par l'image, disponible sur le site WEB de l'Assemblée Nationale.

#### 4.9.6 Italie

En mettant en orbite le 2 aout 2017 le satellite OPTSAT-3000<sup>15</sup>, de facture israélienne, l'Italie s'est doté d'un capteur optique militaire dont la résolution pourrait être inférieure à 50 cm (l'altitude est basse : 450 km). Il serait intéressant d'opposer ce lancement avec les quelques lignes du rapport Fioraso (datant de 2016) reprises au paragraphe 5.5.3.

#### 4.9.7 Japon

Le Japon s'est doté d'une constellation de satellites militaires de surveillance optiques IGS (Information Gathering Satellite) de résolutions initialement métrique, puis submétrique :

IGS 1a (IGS-Optical 1)	28/03/2003	
IGS 2a	29/11/2003	(échec)
IGS 3a (IGS-Optical 2)	11/09/2006	
IGS 4v (IGS-Optical 3V)	24/02/2007	(prototype)
IGS 5a (IGS-Optical 3)	28/11/2009	
IGS 6A (IGS-Optical 4)	22/09/2011	
IGS-Optical 5V	27/01/2013	(prototype)
IGS-Optical 5	25/03/2015	

TABLE 4.6 – La famille des IGS (Information Gathering Satellite, Japon)

L'orbite d'IGS-1a est inclinée à 97.4° et a une altitude d'environ 495 km.

Cette constellation de satellites optiques est associée à une constellation de satellites radar (voir 5.5.2).

#### 4.9.8 Maroc

Le Maroc s'est doté de deux satellites optiques, placés sur une orbite à 694 km d'altitude (lanceur Vega). Ce serait un capteur de la gamme Pléiade (70 cm de résolution en panchromatique). Son exploitation est duale.

Mohammed VI-A	8/11/2017
Mohammed VI-B	20/11/2018

#### 4.9.9 Turquie

Le satellite dual Göktürk-2 a été mis sur orbite le 18/12/2012. La résolution de son capteur optique panchromatique est de 2.5m (10m en multispectral).

#### 4.9.10 L'URSS et la Russie

Les premiers satellites de reconnaissance militaire de l'URSS appartiennent à la famille Zenit. Ce sont des capsules d'environ 6 tonnes inspirés des vaisseaux Vostok/Voskhod, contenant une camera. On peut relever plusieurs générations de ce type de satellite, caractérisées par leur durée de vie (une à deux semaines) et leur manœuvrabilité. Les images sont acquises sur support argentique. Les dernières générations sont des capteurs numériques. Il y aurait eu près de 700 lancements de ce type de satellites entre 1961 et 1994<sup>16</sup>.

Une version améliorée est apparue en 1974. Le passage au numérique s'est faite avec le Yantar-4KS1 (1990). Il y aurait eu près de 180 lancements de ce type de satellite entre 1983 et 2015. La dernière génération, Yantar-4K2M, est connue sous le nom de Kobalt-M.

Une autre génération de ces capteurs argentiques (Orlets) a donné lieu à dix lancements entre 1989 et 2006. Les données retournaient sur Terre par des capsules spéciales.

La dernière génération d'imageurs optiques militaires russes est celle des "Persona" (échec pour Persona-1, mise en orbite de Persona-2 le 7 juin 2013 et de Persona-3 le 23 juin 2015). La résolution serait de l'ordre de 30 cm.

Par ailleurs le ministère de la défense russe a lancé le programme Bars-M de cartographie par satellites optiques. Deux satellites sont actuellement en orbite : Kosmos 2503 (27 février 2015, en orbite héliosynchrone, 571 x 586 km x 97.8 deg.) et Kosmos 2515 (24 mars 2016, en orbite héliosynchrone, 542 x 594 km x 97.6 deg.).

15. le même lanceur Vega qui a mis en orbite *Venus*, voir 4.5.6

16. d'après Wikipedia

## 4.9.11 Les USA

Les programmes les plus connus sont les KH américains (KH = Key Hole) dont la résolution serait meilleure que le décimètre. Leurs altitudes peuvent être très basses. Leurs orbites peuvent aussi être très particulières (citons l'USA-245, doté du capteur KH-13, périégée à 276 km, apogée à 1000 km).

Certaines données ont été déclassifiées et sont accessibles depuis le site internet de l'USGS [16] sur lequel on trouve les informations "officielles" sur ces capteurs. Le tableau 4.7 en reprend les valeurs (auxquelles ont été rajoutées des informations sur KH-11 et KH-12 de [2]).

Code	Série		résolution		nombre missions
Corona	KH-1	1960	13 m	argentine	1
Corona	KH-2	1961	10 m	argentine	3
Corona	KH-3	1961	8 m	argentine	5
Corona	KH-4	1962-1963	8 m	argentine	20
Corona	KH-4A	1963-1969	3 m	argentine	49
Corona	KH-4B	1967-1972	2 m	argentine	16
Argon	KH-5	1961-1964	150 m	argentine	5 (12)
Lanyard	KH-6	1963	2 m	argentine	2 (3)
Gambit	KH-7	1963-1967	60 cm à 1.2 m	argentine	34 (38)
Gambit-3	KH-8	1966-1984	50 cm	argentine	64
Hexagon	KH-9	1971-1986	60 cm et 6 m	argentine	19 (20)
Crystal	KH-11	1976-1988	10 cm	numérique	9 (10)
Ikon	KH-12	1990-1996	10 cm	numérique	3
EIS ?	KH-13	1999-2013	10 cm	numérique	4

TABLE 4.7 – Missions et capteurs militaires (d'après [16] et [2]). Le nombre de missions réussies (ainsi que, entre parenthèses, le nombre total de missions) est celui fourni par Wikipedia.

Les premiers Key Holes (KH-1 à KH-9) étaient équipés de caméras argentiques, les films retournant sur la Terre par le biais de capsules récupérées en vol par des avions spéciaux. Ce n'est qu'à partir des KH-11 (1976) que le numérique a fait son apparition, après Landsat-1 (1972), premier capteur numérique (whiskbroom).

Les KH-4 comportaient deux caméras pour avoir des acquisitions avant-arrière (30°, [16]).

Un KH-11 a aussi été lancé le 22 mai 1999 (satellite USA-144) et apparaît catalogué sous le nom Misty-2.

Le dernier KH-13 (USA-245) a été lancé le 28 août 2013 (l'avant dernier ayant eu lieu en 2005).

Il est intéressant de noter que depuis l'apparition de sociétés commerciales (comme Space Imaging et la mise en orbite d'Ikonos en 1999), le nombre de ces satellites militaires optiques mis en orbite a prodigieusement chuté : en pratique, l'armée américaine utilise ces données dites civiles avec un certain droit d'utilisation exclusive (lors de l'attaque américaine en Afghanistan suite à la chute des Twin Towers en 2001, Space Imaging a informé ses clients civils qu'ils ne pourraient avoir de données pendant un certain temps, l'armée américaine utilisant la totalité des capacités de Space Imaging).

Les successeurs des KH-13 sont prévus pour 2018.

## 4.10 Utilisation de la navette spatiale, de Mir et de l'ISS

De manière sporadique, des acquisitions de données de télédétection ont été effectuées à partir des navettes américaines et de la station soviétique MIR.

Les exemples cités dans ce paragraphe sont ceux qui ont donné lieu à l'acquisition de données commerciales disponibles.

### 4.10.1 Expérimentations sur les navettes américaines

Ce paragraphe ne traite que des expérimentations ayant conduit à l'acquisition de données optiques : le chapitre dédié aux données Radar traitera des missions des navettes dédiées à ce type d'imagerie (section 5.2).



MOMS-01		STS-7	18-24 juin 1983	Challenger	28.5 °	292 km
575-625 nm	20 m	STS-41-B	3-11 février 1984	Challenger	28.5 °	289-330 km
825-975 nm	20 m					

TABLE 4.8 – MOMS-01 et missions associées

### MOMS-1 : Modular Optoelectronic Multispectral Stereo Scanner

Le capteur MOMS-1 a été embarqué sur deux missions de la navette (tableau 4.8).

Le vol STS-41-B est parfois répertorié sous le label STS-11

MOMS-01 a été le premier système “CCD push-broom” européen spatial. Il travaillait sur deux bandes spectrales (voir tableau 4.8).

### MOMS-2 : Modular Optoelectronic Multispectral Stereo Scanner

Installé dans le vol STS-55 (26 avril 1993 au 6 mai 1993, navette Columbia, inclinaison de l'orbite de 28.45°, altitude 296 km), MOMS-2 utilisait 3 caméras stereo linéaires. Le système, construit par la DASA, opérait en panchromatique et sur 4 canaux (voir tableau 4.9). La combinaison de ces canaux permet d'avoir 7 modes de fonctionnement différents (stereo, multispectral, ...)

MOMS-02				MOMS-2P			
bande		résolution		bande		résolution	
Multispectral				Multispectral			
1	440-505 nm	13.5 m		1	440-505 nm	18 m	
2	530-575 nm	13.5 m		2	530-575 nm	18 m	
3	645-680 nm	13.5 m		3	645-680 nm	18 m	
4	770-810 nm	13.5 m		4	770-810 nm	18 m	
Panchromatique				Panchromatique			
5	520-760 nm	4.5 m		5	520-760 nm	6 m	
6	520-760 nm	13.5 m	21.4° en avant	6	520-760 nm	18 m	21.4° en avant
7	520-760 nm	13.5 m	21.4° en arrière	7	520-760 nm	18 m	21.4° en arrière

TABLE 4.9 – MOMS2 (navette Columbia, altitude 296 km) et MOMS-2P (station MIR, altitude 400 km)

Site WEB : <http://www.dfd.dlr.de>

## 4.10.2 Mir

### KFA

Deux chambres KFA-1000 ont été embarquées sur Mir en 1990 sur le module Kristall (on nomma parfois ces 2 cameras “Priroda-5”). La résolution est de l'ordre de 7 m.

### Priroda

Le programme international PRIRODA, module d'observation de la Terre monté sur la station MIR le 26 avril 1996, et doté de divers capteurs (SAR “Travers” travaillant en bande L et S, visible, IR, MOS ...). Des expérimentations ont débuté début 1997, mais un incendie (le 23 février 1997), puis une collision avec un cargo Progress (le 23 juin 1997)) les interrompit brutalement. La station MIR acheva d'ailleurs sa mission en rentrant dans l'atmosphère le 23 mars 2001 sans que le module PRIRODA refonctionne correctement.

Site WEB : <http://www.ire.rssi.ru/priroda>,  
<http://www.ba.dlr.de/NE-WS/ws5/priroda.html>

Le MOMS-2P, version améliorée de MOMS-2, était embarqué sur le module PRIRODA. Etant donné l'altitude de MIR (400 km), les performances (voir tableau 4.9) étaient légèrement différentes que pour le cas du MOMS-2 embarqué sur Columbia (altitude 296 km).

Site WEB : <http://www.nz.dlr.de/moms2p/index.html>



### 4.10.3 ISS : UrtheCast

Cette société canadienne commercialise actuellement les données issues du capteur Theia, monté sur la station ISS. Il faut noter qu'UrtheCast dispose aussi des images issues des deux mini-satellites Deimos-1 et Deimos-2.

## 4.11 Les projets en cours et les projets abandonnés

### 4.11.1 Futurs Projets d'observation de la Terre

- le successeur de Pléiades : "Pleiades Neo", sera une constellation de 4 satellites dotés d'un miroir de 1.35 m de diamètre (utilisant le principe de l'optique adaptative), de résolution 30cm en panchromatique. Les lancements pourraient débuter en 2020.
- La constellation Optisar (compagnie UrtheCast, voir le paragraphe 4.10.3) se composera de 16 satellites : 8 optiques et 8 radar. Ces satellites formeront des tandems : un satellite optique (GSI 50 cm) et un satellite radar (1m en bande X et 5m en bande L), sur la même orbite et séparés de quelques minutes. Il y aura deux orbites différentes ( 4 tandems par orbite) : une de type NPO héliosynchrone et une autre inclinée d'environ 45 °. Les lancements pourraient commencer en 2022.

### 4.11.2 Projets abandonnés

- Dans le cadre du projet e-Corce (e-Constellation d'observation récurrente cellulaire), le CNES avait envisagé de lancer, à l'horizon 2014, 13 satellites de résolution métrique pour assurer une réactualisation hebdomadaire de la couverture de la Terre. La diffusion de ces données devait s'effectuer par le biais d'un opérateur appelé *Blue Planet*.
- Ressources 21, consortium impliquant Boeing, Agrium US, . . . , envisageait de placer en orbite héliosynchrone (743 km) 4 satellites de résolution décimétrique. Ce projet, initialement prévu pour 2004, a été repoussé régulièrement à une date ultérieure pour devenir totalement obsolète.

# Chapitre 5

## Les satellites radar



L'imagerie radar est très complémentaire des données optiques. L'écueil de l'acquisition de telles données réside dans la dimension des antennes qui peuvent être embarquées sur un satellite. Un système RAR (Real Aperture Radar) ne donne alors que des résolutions kilométriques, à l'instar des capteurs radar embarqués sur les sondes Meteor (voir 4.1.6), mais aussi du très récent SMAP (voir 5.6). C'est le principe de la synthèse d'ouverture qui a permis d'obtenir des résolutions décimétriques, puis métriques, avec de tels systèmes : on parle alors de RSO (Radar à Synthèse d'Ouverture).

Ce chapitre détaille principalement les systèmes RSO satellitaires existants et à venir, ainsi que ceux dont les images sont commercialisés et disponibles. Schématiquement, on peut distinguer deux grandes catégories de RSO : ceux qui sont embarqués sur des satellites généralement héliosynchrones et ceux qui ont été embarqués sur la navette américaine ou sur Mir (plus faible altitude, plus faible inclinaison d'orbite, non héliosynchrone).

Notons au passage que la Lune (Apollo 17 en 1992) et Venus (Venera 15 et 16 en 1983) ont déjà été l'objet d'imagerie RSO. Plus récemment, la mission indienne Chandrayaan-1 (lancé le 22 octobre 2008) a cartographié la Lune à l'aide d'un mini système RSO américain (7 kg !).

Rappelons qu'un système RSO a une résolution dictée par les aspects "signal" selon la direction de la fauchée (voir la relation 3.16 du chapitre 3 qui met en jeu la bande passante du signal émis) et par les aspects "antenne" et "antenne synthétique" selon la direction de la trace (voir la relation 3.17 du chapitre 3 qui met en jeu la dimension de l'antenne). Bande passante et dimension d'antenne sont donc les deux caractères majeurs décrivant de tels systèmes.

## 5.1 Les satellites RSO de première génération

ERS	European Remote Sensing satellite	ESA
ENVISAT	ENVironmental SATellite	ESA
JERS	Japanese Earth Ressource Satellite	NASDA
RADARSAT	RADAR SATellite	CSA (Canadian Space Agency)
SEASAT	SEA SATellite	NASA
ALMAZ	diamant	NPO

TABLE 5.1 – Les six satellites de premières génération

Historiquement, c'est SEASAT qui, en 1978, fut le premier satellite mis en orbite autour de la Terre et permettant l'acquisition de données RSO en vue d'une diffusion dans le monde scientifique. Malheureusement une panne a interrompu très vite cette expérimentation. Il a fallu attendre plus de 10 ans pour trouver des systèmes européens (ERS), japonais (JERS) et canadiens (Radarsat) permettant des études approfondies sur ce type d'images.

Le tableau récapitulatif 5.1 donne les acronymes des 6 principaux satellites dits de première génération, dotés de système RSO de résolution en général décimétrique, et dont les images ont été disponibles sur le plan commercial. Le tableau 5.2 en donne les caractéristiques essentielles.

Notons que les capteurs RSO embarqués sur des satellites en orbite polaire visent en général à droite du satellite : étant donné l'inclinaison de l'orbite, ces capteurs à visée latérale permettent d'imager le pôle Nord (à quelques km<sup>2</sup> près) mais non le pôle Sud (sauf retournement du satellite, voir 5.1.4).

### 5.1.1 Particularités d'Almaz-1 (1991-1992)

Le capteur RSO Almaz-1 a été monté sur une structure disponible de la station spatiale militaire habitée ALMAZ (diamant en russe) dont ont été dérivées les stations "Salyut" des années 70. Ceci explique sa masse (20 tonnes) et ses capacités à emporter des quantités importantes d'ergols, ce qui lui permettait de changer d'orbite.

En 1987, un prototype du radar d'Almaz-1 a fonctionné sur Kosmos 1870 (appelé aussi Almaz-T car c'était aussi une station Almaz), et, durant 2 ans, a fourni des images radar en bande S et de résolution 30 m.

Almaz-1 a surtout marqué les esprits par son mode d'émission : en effet, son signal d'émission n'était pas un *chirp*, mais un signal de type impulsif (70 ns). Ce type d'émission ne requiert donc pas d'étape de filtrage adapté à la réception. En revanche, la puissance crête émise atteignait les 270 kW (à comparer avec des valeurs de l'ordre de quelques kW pour les systèmes classiques), ce que permettait l'énergie disponible sur cette structure assez particulière.

	ERS-1 (ERS-2)	ENVISAT	Radarsat-1	JERS-1	SEASAT	Almaz-1
	AMI	ASAR		SAR		
Bande	C	C	C	L	L	S
Polarisation	VV	VV ou HH VV/HH, VV/VH ou HH/HV	HH	HH	HH	HH
Fréquence	5.3 GHz	5.331 GHz	5.3 GHz	1.275 GHz	1.275 GHz	3.125 GHz
$\lambda$	5.66 cm		5.66 cm	23.53 cm	23.5 cm	9.6 cm
Antenne	10m x 1m	10m x 1,3 m	15 m x 1.5 m	12m x 2.5 m	10.74m x 2.16m	15m x 1.5m (x2)
$K$				0.4286 $10^{12}$		***
$\tau$	37.12 $\mu$ s		20 $\mu$ s	35.0 $\mu$ s	33.4 $\mu$ s	70 ns
$BW = K\tau$	15.55 MHz	200 kHz-16 MHz	11.6, 17.3, 30.0	15 MHz	19 MHz	
Echantillonnage	18.96 MHz	19.208 MHz	14-32 MHz	17.076 MHz	45 MHz	
PRF	1640-1720 Hz	1650-2100 Hz	1200-1400 Hz	1506-1606 Hz	1463-1640 Hz	1500 Hz
angle d'incidence	23°		20° à 49°	35°	23°	32° à 50°
Fauchée	100 km		100 km à 400 km	75 km	100 km	40 à 280 km
Nlook (PRI)	3		4		4	
Résolution	20m	30 m	28m, 7.5m	18m	25m	15m
Altitude	781 km	781 km	797,9 km	568 km	800 km	270 à 380 km
Période	100.6'	100.6'	100.7'	96'	101'	92'
Orbites par jour	14 + $\frac{11}{35}$	14 + $\frac{11}{35}$	14 + $\frac{7}{24}$	14 + $\frac{43}{44}$	14	
Inclinaison	98.516°	98.516°	98.594°	98°	108°	72.7°
Héliosynchrone	oui	oui	oui	oui	non	non
Passage ascendant	22h30	22h00	18h00	22h45	***	***
Passage descendant	6h30	10h00	6h00	10h45	***	***
Couverture	35 jours	35 jours	24 jours	44 jours	17, 3 jours	1-4 jours
(nombre d'orbites)	501	501	343	659	***	***
Poids (tonne)	2.4	8.2	2.75	1.4	2.29	18.5
dont ergols			57 kg			1300 kg
Lancement	1 : 17/07/1991 2 : 20/04/1995	01/03/2002	4/11/1995	11/02/1992	28/06/1978	31/03/1991
Fin des émissions	1 : 10/03/2000 2 : 4/07/2011	04/2012	29/03/2013	11/10/1998	10/10/1978	11/10/1992

TABLE 5.2 – Caractéristiques des satellites RSO de première génération.  $BW$  représente la bande passante. Pour les satellites comportant plusieurs senseurs, est donné le nom usuel de l'imager radar.

### 5.1.2 Particularités d'ERS (1991-2011)

Les satellites ERS (2400 kg) étaient dotés de 6 instruments, dont un RSO : AMI (Active Microwave Instrument).

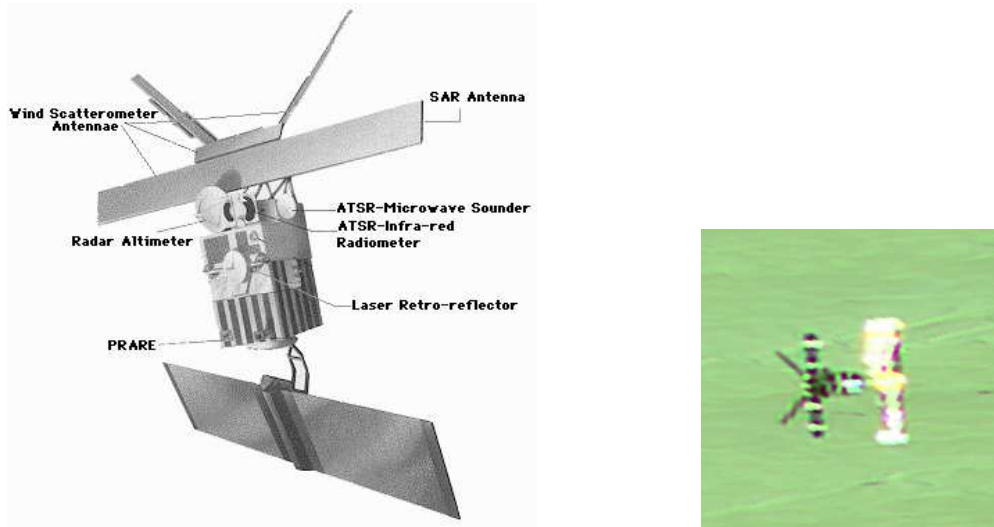


FIGURE 5.1 – A gauche : Le satellite ERS-1 ©ESA. A droite : Image d'ERS-1 prise par SPOT-4 le 6 mai 1998 au-dessus du désert du Ténéré ©CNES (Source WEB : [http://spot4.cnes.fr/spot4\\_fr/images/1ereimag/ers-cor1.jpg](http://spot4.cnes.fr/spot4_fr/images/1ereimag/ers-cor1.jpg)).

#### Phase Tandem

L'ESA a disposé du 20 avril 1995 au 10 mars 2000 de deux RSO en orbite : ERS-2 –clone d'ERS-1– avait été placé sur la même orbite qu'ERS-1, à 30 minutes de distance : ceci permettait le survol d'un point de la Terre d'abord par ERS-1, puis le lendemain par ERS-2.

#### Limitations pour les acquisitions

La durée d'acquisition d'ERS1-2 était limitée à 12 minutes par orbite (une image nécessite environ 15 secondes d'acquisition pour sa construction par synthèse RSO) dans la mesure où le satellite est illuminé par le soleil. Dans le cas contraire (passage de nuit) cette durée était limitée à 4 minutes.

#### Les “Phases” ERS et les problèmes ERS-2

Le capteur ERS ne disposant pas en particulier de focalisation électronique permettant de faire varier l'angle d'émission, l'ESA a défini des “Phases” pour le satellite ERS-1 détaillées au tableau 5.3 et permettant de tester diverses configurations d'expérimentations. Ces tests ont porté entre autre sur une réorientation du système pour obtenir un angle d'émission proche de 35° (Roll-Tilt Mode) et sur un changement d'orbite (altitude) pour permettre des survols à 3 jours (pour des zones déterminées de la planète) et à 168 jours.

ERS-2 a été mis sur l'orbite correspondant à la phase “multidiscipline” d'ERS-1, pour permettre des acquisitions tandem avec ERS-1. En juillet 1997, ERS-2 a perdu 3 de ses 6 gyromètres, rendant alors impossible le pilotage fin de ce satellite, ce qui n'a pas empêché néanmoins de continuer le mode tandem avec ERS-1 jusqu'à l'arrêt d'ERS-1 (10 mars 2000). De nouveaux logiciels de pilotage ont été téléchargés (2000 et 2001) permettant de poursuivre la mission de manière assez réaliste.

En fin de mission (mars 2011 à juillet 2011), ERS-2 a adopté le mode “Ice” (cycle de 3 jours) qu'ERS-1 avait testé en 1991 et 1993, ce qui a permis des comparaisons sur une période de près de 20 ans.

### 5.1.3 JERS (1992-1998)

JERS (Japanese Earth Resource Satellite), appelé aussi Fuyo-1, a été lancé un an après ERS-1. Il opérait en bande L comme SEASAT(23 cm). Son antenne est différente de celle d'ERS (plus large, mais à peu près de même longueur), son incidence moyenne est de 35 °et son altitude est plus faible (568 km); le tout se traduit par une fauchée plus réduite (70km) et un cycle plus long (44 jours).

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Cadre privé } sans modifications  
Voir page 177

Phases	Début	Fin	Couverture (jours)	Altitude (km)	Inclinaison	Orbites
A "Commissioning"	25/07/1991	10/12/1991	3	785	98.516°	43
B Ice	28/12/1991	1/04/1992	3	785	98.516°	43
R Roll Tilt	2/04/1992	14/04/1992	35	782	98.543°	501
C Multidiscipline	14/04/1992	23/12/1993	35	782	98.543°	501
D Ice	23/12/1993	10/04/1994	3	785	98.516°	43
E Geodetic	10/04/1994	28/09/1994	168	770	98.491°	2411
F Geodetic	28/09/1994	21/03/1995	168	770	98.491°	2411
G Multidiscipline	21/03/1995	20/03/2000	35	782	98.543°	501

TABLE 5.3 – Les différentes “phases” d’ERS-1. L’orbite d’ERS-2 correspond à la phase multi-discipline.

A bord du satellite était aussi installé le capteur optique OPS.

Très complémentaire d’ERS (la bande L pénètre à travers la canopée, voire à travers le sable sec), il a eu malheureusement une durée de vie plus réduite (fin des émissions en 1998).

### 5.1.4 Particularités de Radarsat-1 (1995-2013)

Le système Radarsat-1 est constitué d’une antenne de 15 m (azimut) sur 1,5 m (élévation) : celle-ci est composé en fait de 8 panneaux identiques (selon la direction azimutale), chaque panneau étant en fait subdivisé en 32 sous antennes, ceci permettant, par le contrôle de la phase, d’ajuster la direction de l’émission. Ce contrôle électronique de l’angle d’émission est en fait l’originalité de Radarsat-1 : il faut néanmoins remarquer que les valeurs de déphasage ne sont pas les mêmes en émission et en réception, ce qui nécessite un changement des valeurs de déphasage entre chaque mode (l’électronique garantit un changement en moins de 20  $\mu$ s). 7 valeurs d’angles sont disponibles en mode standard (mode 1). Globalement, l’antenne est pointée à 30° (à peu près le faisceau 3 du mode 1). Cette focalisation électronique permet d’autre part des modes spécifiques (“Wide”, ScanSAR, ...).

La dimension en élévation ( $D = 1,5$  m) donne, en absence d’apodisation, une ouverture angulaire de  $\frac{\lambda}{D} = 0,0377 = 2,16^\circ$  pour un pouvoir séparateur à 3,92 dB (au mieux 4,32° si l’on considère les deux premiers zéros de la fonction pupille). Or les données du faisceau 3 (mode 1), pour lequel il n’y a quasiment pas de correction angulaire électronique, montrent que l’image fournie s’étale sur 5,5°. On en déduit, comme pour ERS-1, que l’antenne est apodisée, à la fois pour augmenter l’ouverture et pour diminuer les lobes secondaires. Cette apodisation est plus forte que sur ERS-1 (donc meilleure atténuation des secondaires).

Par ailleurs, on peut aussi calculer la taille équivalente de l’antenne selon l’angle de focalisation électronique adopté : on voit qu’en mode standard, la dimension de l’antenne équivalente est quasiment la dimension de l’antenne réelle.

Le choix d’une dimension en azimut plus grande qu’ERS-1 (15 m au lieu de 10 m) pénalise la résolution azimutale (qui est donnée pour 28 m en 4-looks). En pratique, il autorise une PRF plus faible (1200 à 1400 Hz au lieu de 1640 à 1720 Hz), donc une analyse plus longue des trains reçus : la fauchée peut alors être plus grande (ce qu’autorise par ailleurs la focalisation électronique de l’antenne en élévation), sa valeur théorique étant de l’ordre de 125 km au maximum (pour 1200 Hz), mais il faut noter que la durée de signal utile doit être diminuée du temps d’émission (20  $\mu$ s) et du temps nécessaire à passer les lois d’antenne du mode émission au mode réception (20  $\mu$ s).

#### Le mode Antarctique de Radarsat-1

Le satellite Radarsat-1 a été conçu pour permettre un retournement du satellite à 180° permettant d’observer le continent antarctique. Ce mode imageur a été opérationnel du 12 septembre 1997 au 4 novembre 1997 et a permis une cartographie de ce continent. Il faut noter que ce retournement s’est avéré extrêmement périlleux et a failli causer la perte du satellite. Aussi la seconde opération en mode antarctique initialement prévue six mois plus tard a été annulée.

#### Modes d’acquisitions

Radarsat-1 est doté d’une antenne à focalisation électronique, ce qui lui autorise un nombre important de modes d’acquisition.

Les produits disponibles (par choix spécifiques d’angle d’incidence et d’autres paramètres) sont regroupés dans le tableau 5.4.

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Mode	Elévation x Azimuth (m x m)	Nombre de vues	Fauchée (km)	incidence (degrés)
Standard	25 x 28	4	100	S1 : 22 S2 : 27 S3 : 33 S4 : 36 S5 : 39 S6 : 44 S7 : 47
Wide - 1	48-30 x 28	4	165	20 - 31
Wide - 2	32-25 x 28	4	150	31 - 39
Fine resolution	11-9 x 9	1	45	37 - 48
ScanSAR narrow	50 x 50	2 - 4	305	20 - 40
ScanSAR wide	100 x 100	4 - 8	510	20 - 49
Extended (H)	22-19 x 28	4	75	50 - 60
Extended (L)	63-28 x 28	4	170	10 - 23

TABLE 5.4 – Modes d'acquisition de Radarsat-1

La bande passante est variable, soit pour s'adapter à l'incidence locale : 11.58 MHz (S3 à S7) et 17.28 MHz (S1 et S2), soit selon le mode : 30 MHz (mode "Fine").

### 5.1.5 ENVISAT (2002-2012)

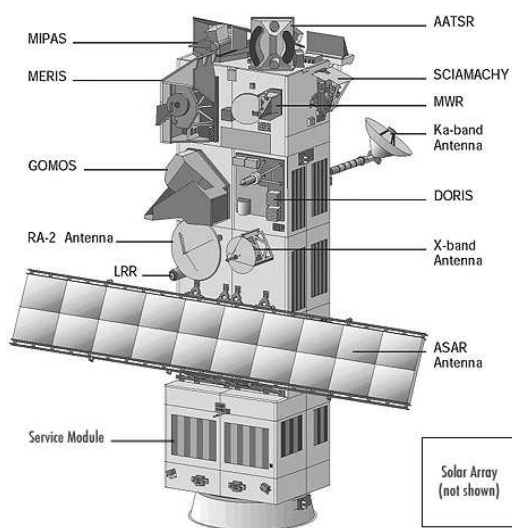


FIGURE 5.2 – A gauche : le satellite ENVISAT ©ESA. Sur ce dessin, les panneaux solaires ne sont pas représentés. A droite : le satellite ENVISAT observé par le satellite Pleiades le 15 avril 2012 ©CNES.

L'Europe a lancé le 1 mars 2002 le satellite ENVISAT (figure 5.1.5), d'environ 8 tonnes, doté de 10 instruments scientifiques, dont le capteur "ASAR" (*Advanced Synthetic Aperture Radar*).

#### Les capteurs d'ENVISAT

- AATSR : radiomètre (passif) de résolution kilométrique
- ASAR : radar à synthèse d'ouverture (page 149)
- DORIS (Détermination d'Orbite et Radiopositionnement Intégrés par Satellite) : voir page 56
- GOMOS : spectromètre (visible et infra-rouge) et télescope
- MERIS : spectromètre de résolution kilométrique, 15 bandes (page 130)



- MIPAS : Spectromètre (infra-rouge) qui fournit des profils de pression, de température et de gaz à l'état de traces (NO<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>O, CH<sub>4</sub>, HNO<sub>3</sub>, O<sub>3</sub>, H<sub>2</sub>O) dans la stratosphère.
- MWR : radiomètre
- RA-2 : Radar altimètre
- SCIAMACHY : spectromètre imageur dont l'objectif principal est de cartographier les concentrations des gaz traces et des aérosols dans la troposphère et la stratosphère.

Il faut noter que si la fréquence centrale de l'ASAR d'ENVISAT n'était pas celle de l'AMI des ERS, c'est à cause d'une incompatibilité avec l'un de ces capteurs.

### Le capteur ASAR d'ENVISAT

L'ASAR (*Advanced Synthetic Aperture Radar*) d'ENVISAT est un RSO en bande C (5.331 GHz). Il permettait une focalisation électronique (sur le même principe que Radarsat-1), le choix de polarisation (HH ou VV), et la possibilité, sur une résolution double, d'obtenir une double polarisation (par exemple émission V et réception H et V). Les modes d'acquisition permettaient différentes valeurs d'incidence, ainsi que des modes "Scan-SAR" (voir figure 5.1.5). Son fonctionnement a duré presque 10 ans (fin de vie officielle : avril 2012)

Il est à noter que l'ASAR d'ERS a une fréquence très légèrement différente, ce qui exclut toute possibilité d'interférogrammes "tandem" entre Envisat et ERS-2.

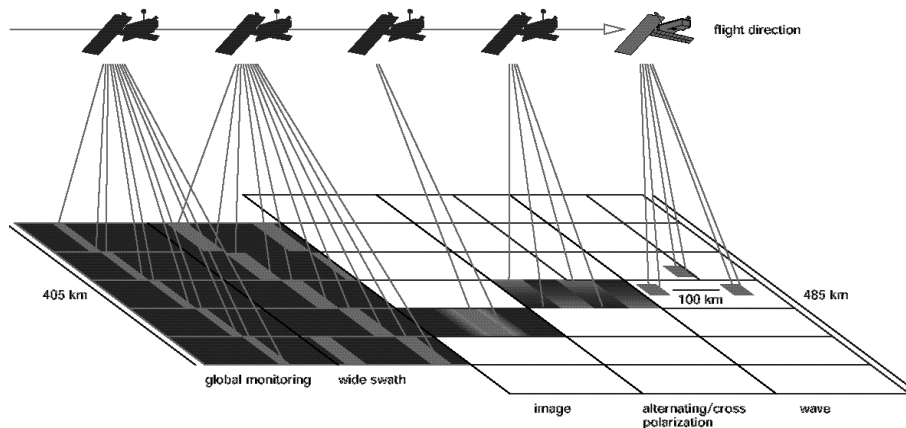


FIGURE 5.3 – Les modes d'acquisition du satellite ENVISAT ©ESA.

Mode	Fauchée	"Near Range Incidence Angle"	"Far Range Incidence Angle"
IS1	108.4 - 109.0	14.1 - 14.4	22.2 - 22.3
IS2	107.1 - 107.7	18.4 - 18.7	26.1 - 26.2
IS3	83.9 - 84.3	25.6 - 25.9	31.1 - 31.3
IS4	90.1 - 90.6	30.6 - 30.9	36.1 - 36.2
IS5	65.7 - 66.0	35.5 - 35.8	39.2 - 39.4
IS6	72.3 - 72.7	38.8 - 39.1	42.6 - 42.8
IS7	57.8 - 58.0	42.2 - 42.6	45.1 - 45.3

L'antenne est composée de 20 tuiles (disposés sous forme de matrice 10x2), chacune composée de 16 modules T/R (Transmit/Receive Module).

L'orbite d'Envisat était contrôlée afin que l'heure du passage au nœud ascendant soit garanti à 1 minute près, et que l'altitude ne varie au plus que de 1 km. Ce contrôle s'effectuait globalement toutes les semaines (contrôle fin, sans interruption des systèmes) et, pour les corrections plus importantes, plusieurs fois dans l'année (avec arrêt des systèmes d'acquisition).

Ce capteur a été considéré comme "perdu" par l'ESA le 9 mai 2012, suite à une perte de contact depuis le 8 avril 2012. Entre ces deux dates, beaucoup de moyens ont été mis en œuvre pour sauver ce satellite en perdition, dont des images Pleiades en date du 15 avril 2012 (figure 5.1.5).

Site WEB : <http://www.dfd.dlr.de/PROJECT/ENVISAT>

<http://envisat.esa.int/>

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



### 5.1.6 Autres systèmes

Parmi les autres systèmes imageurs RSO mis en orbite dans le passé, on peut relever les suivants :

- Kosmos 1870 (désigné aussi comme Almaz-T), lancé le 25 juillet 1987, et doté d'un RSO en bande S (9.6 cm, 30 m de résolution), considéré comme un précurseur d'Almaz-1. Il est rentré dans l'atmosphère le 29 juillet 1989.
- les programmes Resurs-O1 N2 (1988) et Resurs-O1 N3 (1994), disposant d'un RSO en bande L (résolution 50 m), orbitant entre 650 et 670 km (inclinaison 98°). Ce sont des radar en bande L (1.286 GHz) émettant à 35°.
- Le RSO "TRAVERS" sur le module Priroda de la station Mir, en bande L (23 cm) et en bande S (9.3 cm), de résolution 150 m (angle d'observation 35 °), 50 km de fauchée, qui a fourni ses premières images le 9 septembre 1996. Ce fut semble-t-il une des rares jamais acquises par ce système, étant données les turbulences qui ont définitivement compromis l'avenir de MIR (voir paragraphe 4.10.2), même si lors d'une réunion scientifique du projet Priroda (16-17 juin 1998), des recommandations aient été faite sur la nécessité de réparer ce capteur.
- Le satellite Meteor-M1 (mis en orbite le 17/09/2009) possédait à son bord un système RSO de résolution hectométrique pour l'étude de la glace (voir 4.1.6).

## 5.2 Expérimentations sur les navettes américaines

Entre 1982 et 2000, la navette américaine a emporté des expérimentations intéressantes sur l'imagerie RSO : en particulier, l'expérience SIR-C/X-SAR, multicapteurs multipolarisations, et finalement la mission SRTM qui, par l'usage de deux antennes, a fourni une couverture interférométrique de 80% des terres émergées afin d'établir sur ces zones un modèle numérique de terrain de qualité. La limitation de ces programmes tient en sa couverture temporaire réduite par la durée de la mission (nécessairement plus courte que celle d'un satellite) ainsi qu'aux latitudes explorées (limitées à environ 60° Nord et Sud).

### 5.2.1 Columbia : le programme SIR-A (1982)

La navette Columbia, lancée le 12 novembre 1982, embarquait le capteur SIR-A (Shuttle Imaging Radar A). Les caractéristiques globales du système sont données dans le tableau 5.5.

	SIR-A	SIR-B
Altitude	259 km	360, 257, 224 km
Inclinaison	57°	57°
Bande	L	L
Polarisation	HH	HH
Fréquence	1,275 GHz	1,275 GHz
$\lambda$	23,5 cm	23,5 cm
Bande passante	6 MHz	6 MHz
Angle d'incidence	50° +/- 3°	15° à 65°
Résolution	40 m	20 à 30 m (4-vues)
Fauchée	50 km	20 à 40 km
Antenne	9,4 m x 2,16 m	10,7 m x 2,16 m
$\tau$	30,4 $\mu$ s	30,4 $\mu$ s
PRF	1464 à 1824 Hz en 200 .	
Look équivalent		4

TABLE 5.5 – Caractéristiques principales des capteurs SIR-A et SIR-B.

La mission n'a duré que 2,5 jours. Néanmoins, elle a montré le potentiel d'un tel capteur, en particulier de son utilisation dans les zones désertiques sur lesquelles la pénétration des ondes radar (bande L :  $\lambda = 23,5$  cm) permet de découvrir les lits d'anciennes rivières.

### 5.2.2 Challenger : le programme SIR-B (1984)

La navette Challenger, lancée le 5 octobre 1984 (mission STS-41-G), embarquait le capteur SIR-B (*Shuttle Imaging Radar B*), élaboré en prenant en compte les missions SIR-A et SEASAT. Ses caractéristiques majeures

sont reprises dans le tableau 5.5. Son antenne pouvait être inclinée mécaniquement avec un angle d'incidence compris entre 15° et 65°. La mission s'est déroulée en trois phases, avec trois altitudes différentes : la dernière a permis une répétitivité d'environ 1 jour. La mission a duré environ 8 jours.

### 5.2.3 Endeavour : le programme SIR-C (1994)

La navette spatiale *Endeavour* a effectué deux vols de 10 jours (mission SRL-1 sur STS-59 en avril 1994 et SRL-2 sur STS-68 en octobre 1994) avec, dans sa soute, un système SAR multifréquences et multipolarisations. Étaient opérationnels le radar SIR-C (Spaceborne Imaging Radar-C, développé par les USA, en bandes C et L) et le radar X-SAR travaillant en bande X et développé par une équipe germano-italienne (DLR et ASI). Les deux vols ont été effectués à la même altitude (225 km), sur une orbite inclinée à 57°.

Le principe d'acquisition se fondait sur un archivage à bord (200 cassettes numériques permettant d'archiver au total 93 Terabits). Le système radar (11 tonnes au total) occupe les trois quarts de la soute de la navette.

	SIR-C	SIR-C	X-SAR
Bande	L	C	X
Fréquence	1,250 GHz	5,3 GHz	9,6 GHz
Longueur d'onde	23,5 cm	5,8 cm	3,1 cm
Dimension	12 m x 2,9 m	12 m x 0,75 m	12m x 0,4 m
Polarisation	HH HV VH VV	HH HV VH VV	VV
Focalisation	électronique	électronique	mécanique
$\tau$	33,8, 16,9, 8,5 $\mu$ s	33,8, 16,9, 8,5 $\mu$ s	40 $\mu$ s
PRF	1395 à 1736 Hz	1395 à 1736 Hz	1395 à 1736 Hz
Angle d'incidence	20° à 55°	20° à 55°	20° à 55°
Bande passante	10 ou 20 MHz	10 ou 20 MHz	

TABLE 5.6 – La famille des systèmes SIR.

### 5.2.4 Endeavour : le programme SRTM (2000)

Du 11 au 22 février 2000 s'est déroulée la mission SRTM *Shuttle Radar Topography Mission* à bord de la navette Endeavour (mission STS-99) en orbite à environ 233 km d'altitude et inclinée de 57°. A son bord, outre un système analogue à celui de la mission SIR-C (les capteurs correspondant à la bande L ont néanmoins dû être déposés pour respecter des contraintes de masse), est embarquée une seconde antenne uniquement réceptrice, placée à l'extrémité d'un mât de 60 m déployable en orbite et formant un angle de 45° par rapport à la verticale. Grâce à ce système, il est alors possible d'effectuer l'acquisition de données interférométriques simultanées, le radar embarqué sur la navette émettant et les deux antennes recevant. La couverture assurée par la mission SRTM concerne les surfaces émergées entre les latitudes -56° et 60°, ce qui représente environ 80% des terres de la planète. Cette mission a permis l'élaboration d'un MNE global d'accès gratuit sur le web.

Par ailleurs, la bande C utilisait un mode Scansar qui, par sa fauchée élargie, a permis une couverture mondiale, ce que ne permettait pas la bande X.

Cette mission a reçu le soutien du NIMA (*National Imaging and Mapping Agency*, naguère DMA : *Defense Mapping Agency*), du DLR (*Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt*) et de l'ASI (*Agenzia Spaziale Italiana*) pour les aspects liés à la bande X.

<http://southport.jpl.nasa.gov/scienceapps/SIRCdesc.html>  
<http://www-radar.jpl.nasa.gov/srtm/index.html>

## 5.3 Les capteurs de seconde génération (2006-....)

Si les années 90 ont vu un foisonnement intéressant de capteurs RSO décimétriques en bande C et L, le milieu des années 2000 a vu la conception et la mise en orbite de systèmes plus performants, soit sur le plan de la résolution (qui est alors métrique), soit sur le plan du mode d'acquisition, avec des données polarimétriques *full polar*. De plus, grâce à l'amélioration des connaissances en orbitographie, la trajectoire associée à l'acquisition est fournie dans les métaparamètres, ce qui permet une géolocalisation des données très facile (voir par exemple [14] pour un recalage Terrasar-X/CSK).

### 5.3.1 ALOS (2006-2011)

Le satellite japonais ALOS, lancé le 24 janvier 2006, (voir paragraphe 4.3.8) est doté d'un RSO en bande L "PALSAR" (1,27 GHz). Il propose deux modes d'imagerie :

- imagerie *high resolution*, 10 m de résolution, en diverses polarisations *full polar* (HH, VV, HH-HV et VV-VH), avec une fauchée de 70 km
- un mode Scansar, 100 m de résolution, fauchée de 250km à 350 km

Une particularité des acquisitions d'ALOS est de réserver les passes descendantes au mode SCANSAR, permettant ainsi un archivage systématique dans ce mode.

Ce satellite a subi de gros problèmes électrique et est devenu inopérant le 21 avril 2011.

<http://alos.jaxa.jp/2/palsar-e.html>

### 5.3.2 Cosmo-Skymed (2007-)

Alcatel, MMS et Alénia ont proposé naguère différents projets de SAR (Climacs pour Alcatel, Mariah pour MMS, enfin Cosmo-Skymed – *Constellation of Small Satellite for Mediterranean basin Observation* – pour Alénia). Finalement, c'est le projet Cosmo-Skymed qui a vu le jour dans le cadre d'une coopération bilatérale Franco-Italienne (Orfeo : constellation de 2 satellites optiques et de 4 satellites radar bande X, 9,6 GHz, multipolarisation, altitude 619 km, période de  $14 + \frac{13}{16}$ , voir le paragraphe 4.4.3 dédié à la composante optique). Cette constellation de 4 satellites permet un temps de revisite de 12h à l'équateur. Le choix d'un plan orbital unique pour les 4 satellites autorise aussi des configurations diverses (interférométrie à 1 jour, mode tandem, ...).

	Début mission	altitude	inclinaison	orbites par jour	cycle	nœud ascendant
CSK-1	07/06/2007	619 km	97.86	$14 + \frac{13}{16}$	16	18 :00
CSK-2	09/12/2007					
CSK-3	24/10/2008					
CSK-4	5/11/2010					

Mode	résolution	Fauchée
Spotlight	≤ 1m	10 km x 10 km
HIMAGE (Stripmap)	3-15 m	40 km
ScanSAR	30 m	100 km
ScanSAR (Huge)	100 m	200 km

Les données peuvent être acquise dans une polarisation au choix : HH, VV, HV, or VH.

L'antenne présente une configuration originale en 5 panneaux (selon le sens de la trace), le tout ayant une dimension de 5,7m x 1,4m. Chaque panneau est composé (comme sur les Radarsat et Envisat) de 8 éléments permettant une focalisation électronique, ce qui permet de faire varier l'angle d'incidence (de 20° à 60°).

L'originalité réside dans le pilotage séparé des panneaux (ce qui n'était pas prévu pour Radarsat) qui conduit au concept de "multi faisceaux". On dispose ainsi de 14 modes possibles, dont voici quelques exemples (pour un panneau, 1 signifie que la sous antenne reçoit, 0 signifie que l'on ne prend pas en compte les données venant de cette sous antenne) :

- standard : 11111
- Split Antenna SPAN2a : 10001
- Split Antenna SPAN3a : 10101

On peut aussi diviser l'antenne en deux grandes antennes horizontales ("vertical split antenna", mode SPAN 2V).

En 2012, la position respective des 4 satellites sur l'orbite commune permettait d'avoir une image tous les 16 jours, associée avec une image à 1 jour, une image à 4 jours et une image à 8 jours.

CSK est en fait un capteur dual : il peut acquérir aussi bien des données civiles que militaires

[http://www.asi.it/sito/programmi\\_cosmo.htm](http://www.asi.it/sito/programmi_cosmo.htm)

[http://directory.eoportal.org/pres\\_COSMOSkyMedConstellationof4SARSatellites.html](http://directory.eoportal.org/pres_COSMOSkyMedConstellationof4SARSatellites.html)

### 5.3.3 Terrasar-X (2007-) et Tandem-X (2011-)

Le projet Terrasar, issu d'une collaboration entre EADS et le DLR (l'agence spatiale allemande : *Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt*), a placé en orbite le 15 juin 2007 un satellite avec un capteur en bande X polarimétrique (antenne de 4.8mx0.8m, 9.65 GHz, bande jusqu'à 300 MHz, polarisation duale) qui a donc une résolution métrique (financement DLR-EADS).

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



L'orbite est située à 514 km, l'inclinaison est de 97.44°.

	Début mission	altitude	inclinaison	orbites par jour	cycle	nœud ascendant
TERRASAR-X1	15/06/2007	514.8 km	97.444	$15 + \frac{2}{11}$	11	18 :00
TANDEM-X	21/06/2010	514.8 km	97.444	$15 + \frac{2}{11}$	11	18 :00
PAZ	22/02/2018	514.8 km	97.444	$15 + \frac{2}{11}$	11	18 :00

	Spotlight	Stripmap	ScanSar
Résolution	1 m	3 m	16 m
Fauchée	10 km	30 km	100 km
incidence	20° à 45°	20° à 55°	

Une seconde plateforme identique a été mise en orbite le 21 juin 2010 et permet des acquisitions "tandem" entre autres : c'est la mission TanDEM-X (TerraSAR-X add-on for Digital Elevation Measurements). Dans la configuration Tandem la plus classique, une seule antenne émet et les deux antennes reçoivent : la synthèse RSO effectuée par le DLR fournit alors deux données directement dans la même géométrie. Ceci a permis l'élaboration d'un MNE global d'excellente précision, commercialisé par Airbus sous le nom de WorldDEM.

Enfin l'Espagne s'est doté d'un satellite dual radar : PAZ (paix en espagnol). Produit par EADS, ses caractéristiques sont très proches de celles de Terrasar-X (et Tandem-X) au point qu'un accord a été signé en vue d'exploiter ces trois satellites en stratégie de constellation. Après quelques problèmes de choix de lanceur (le contrat de lancement pour 2017 par la société ukrainienne Kosmotras ayant été annulé), il a été finalement mis sur orbite le 10 février 2018 à Vanderberg.

- <http://www.infoterra-global.com/terrasar.html>
- [http://www.astrium-space.com/corp/programs/index\\_earth\\_ob.htm](http://www.astrium-space.com/corp/programs/index_earth_ob.htm)
- <http://www.dlr.de/sc/projekte/TerraSAR-X/>
- [http://www.weblab.dlr.de/rbrt/FlightDyn/FutureProjects/TSX/TSX\\_FD.html](http://www.weblab.dlr.de/rbrt/FlightDyn/FutureProjects/TSX/TSX_FD.html)
- <http://www.infoterra.de/terrasar-x/tandem-x-mission.html>

### 5.3.4 Radarsat-2 (2007-)

Le successeur de Radarsat : Radarsat 2 a été finalement lancé le 14 décembre 2007, sur une orbite identique à celle de Radarsat-1 (altitude : 797 km).

Radarsat-2 : caractéristiques de l'orbite		Radarsat-2 : caractéristiques du RSO	
Orbite	héliosynchrone	Fréquence	5.405 GHz
Altitude	798km	Bande passante	11.6, 17.3, 30, 50, 100 MHz
Inclinaison de l'orbite	98.6°	Polarisation	HH, HV, VH, VV
Periode	100.7 minutes	Dimensions de l'antenne	15m x 1.5m
Cycle	24 jours		
Orbites par jour	14 + 7/24		

Il offre encore plus de modalités que son prédécesseur, une meilleure résolution (3m en mode "ultra-fine", bande passante jusqu'à 100 MHz) ainsi que des modes polarimétriques *full polar*. L'antenne est placée horizontalement par rapport au sol, ce qui fait que les acquisitions s'effectuent indifféremment à droite ou à gauche.

Mode	Fauchée	angle d'incidence	Nombre de visées	Résolution
Standard	100 km	20-50	1x4	25 m x 28 m
Large	150 km	20-45	1x4	25 m x 28 m
Faible incidence	170 km	10-20	1x4	40 m x 28 m
Incidence élevée	70 km	50-60	1x4	20 m x 28 m
Fin	50 km	37-48	1x1	10 m x 9 m
ScanSAR large	500 km	20-50	4x2	100 m x 100 m
ScanSAR étroit	300 km	20-46	2x2	50 m x 50 m
Standard, quadruple polarisation	25 km	20-41	1x4	25 m x 28 m
Fin, quadruple polarisation	25 km	30-41	1	11 m x 9 m
Fin à triple visée	50 km	30-50	3x1	11 m x 9 m
Ultra-fin large	20 km	30-40	1	3 m x 3 m
Ultra-fin étroit	10 km	30-40	1	3 m x 3 m

<http://www.radarsat2.info>  
 Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Cadre privé } sans modifications  
 Voir page 177

### 5.3.5 Programme indien : RISAT-1 (2012-)

RISAT-1 a été lancé le 26/04/2012. C'est un satellite civil radar bande C de résolution métrique full-polar. L'orbite a une altitude de 610 Km et une inclinaison de 97.88° Plusieurs résolutions et fauchées sont offertes :

CRS	<i>Coarse Resolution ScanSAR</i>	50 m	240 km	
MRS	<i>Medium Resolution ScanSAR</i>	25 m	120 km	
FRS2	<i>Fine Resolution Stripmap</i>	9-12 m	30 km	quad-pol
FRS1	<i>Fine Resolution Stripmap</i>	3-6 m	30 km	

Le mode HRS a la bande passante la plus élevée (225 MHz) et offre une résolution presque métrique.

### 5.3.6 Corée : KOMPSAT-5 (2013-)

Le KARI (Korea Aerospace Research Institute) a, depuis le 22 août 2013, un satellite RSO (développé par Alcatel Alenia Space) de 3m de résolution en spotlight, 3m en stripmap et 20m en scansar. La polarisation est sélectionnable (HH,HV, VH, VV). L'incidence varie entre 20° et 45°.

### 5.3.7 Sentinel-1A (2014-) et Sentinel-1B (2016-)

Pour doter l'Europe de successeurs aux ERS et à ENVISAT, l'ESA propose le programme Sentinel. Parmi ces satellites, les deux Sentinel-1 sont dotés d'un SAR en bande C, pouvant opérer dans un mode spécial ScanSar permettant d'associer dimension de grande fauchée (400km) et de résolution décimétrique. La paire de satellite est sur la même orbite et placé de façon à avoir globalement un cycle de 6 jours. Le but est d'assurer un archivage global et le plus complet possible de la Terre, ce qui est par exemple requis dès lors que l'on étudie les mouvements de la croûte terrestre (séismes, volcanologie).

Selon la position sur la Terre, les modes d'acquisition peuvent varier. En pratique, pour l'étude des terres émergées, les données sont acquises dans le mode ScanSar tous les 6 jours, tant en passe montante que descendante<sup>1</sup> donnant ainsi un moyen d'étude inégalé pour les thématiciens d'autant que ces données sont gratuites et accessibles assez simplement sur le serveur WEB de l'ESA.

	Début mission	altitude	inclinaison	orbites par jour	cycle	nœud ascendant
Sentinel-1A	3/04/2014	693 km	98.18	$14 + \frac{7}{12}$	12	18 :00
Sentinel-1B	25/04/2016	693 km	98.18	$14 + \frac{7}{12}$	12	18 :00

La fréquence est de 5.405 GHz et la bande est programmable (jusqu'à 100 MHz) ainsi que la longueur du pulse (entre 5 et 100 μs). La polarisation est simple (au choix HH ou VV) ou en dual-pol (VV+VH ou HH+HV). La dimension de l'antenne est de 12.3 m x 0.84 m.

Mode	résolution	Fauchée	incidence
Stripmap	5m x5m	80 km	19.9-46.1
Interferometric Wide Swath Mode	5m x 15m	250 km	30.9-46.1
Extra wide swath mode	25m x 100 m (3 vues)	400 km	20.8-46.9

Comme pour les ERS et ENVISAT, il y a aussi un wave mode.

Les autres Sentinel (paragraphe 4.3.6) auront des tâches analogues aux Terra et autres Cryosat du programme EO.

Accès aux données :

<https://scihub.copernicus.eu/dhus/#/home>

### 5.3.8 Programme chinois (civil)

La Chine s'est dotée d'une petite constellation de satellites de télédétection : deux satellites optiques Huan Jing 1-A et 1-B (voir 4.3.10) et un satellite radar Huan Jing 1-C (en bande S) le 18 novembre 2012 (Huan Jing signifie "environnement").

Notons que la Chine a mis sur orbite le 9/08/2016 un autre satellite civil radar : Gaofen-3, de résolution métrique (voir les Gaofen optiques au paragraphe 4.3.10).

1. du moins en théorie : pour certaines zones terrestre, seule une des deux passes est disponible



### 5.3.9 Programme russe (civil) : Aist2-D

Le satellite Aist2-D (voir paragraphe 4.4.12) embarque un RSO en bande P qui semble malheureusement n'avoir jamais fonctionné correctement.

### 5.3.10 Programme argentin : SAOCOM (2018)

SAOCOM (Satellites for Observation and Communications) est un programme argentin (en collaboration avec la Belgique et l'Italie) et a prévu une constellation de deux satellites polarimétriques RSO en bande L (cycle 16 jours<sup>2</sup>, résolution décimétrique), associé à un capteur thermique infrarouge. Le lancement de SAOCOM-1A a été effectué le 7 octobre 2018.

<http://www.conae.gov.ar/index.php/english/satellite-missions/saocom/introduction>

## 5.4 Les systèmes RSO "légers"

### 5.4.1 Asnaro-2 (Japon)

C'est un satellite radar conçu pour montrer qu'un petit satellite peut donner des performances comparables à des systèmes beaucoup plus gros. Lancé le 18 janvier 2018, c'est un capteur en bande X de résolution métrique en mode spotlight. La masse totale est de 570 kg.

### 5.4.2 Novasar (UK)

Proposé par Surrey Technology et Airbus comme système léger et à bas coût (comme les DMC optiques), Novasar est une plateforme de 400 kg avec une antenne en bande S. Cette plateforme a pour vocation de valider le concept et de servir de plateforme de tests pour différentes expérimentations.

L'antenne à focalisation électronique (micro-strip) est de 3m×1m.

La fréquence centrale est autour de 3.2 GHz. Les modes d'acquisition sont le ScanSar (résolution 20m), le ScanSAR wide (résolution 30m), le Stripmap (résolution 6m). Une quatrième modalité, destinée à la surveillance maritime, a une fauchée de 750 km (incidences entre 48° et 73°, résolution 30m). Le système pouvant émettre et recevoir à la fois en polarisation horizontale et en polarisation verticale, les modes polarimétriques sont très riches.

Vu la faible masse de ce satellite, la gestion de l'énergie est critique, ce qui fait que le système ne peut acquérir que 2 à 3 minutes de données par orbite (environ 800 km).

Le premier système, NovaSAR-S (orbite héliosynchrone d'altitude 580 km, nœud ascendant 10h30), a été lancé le 16/09/2018<sup>3</sup>. C'est le premier radar en bande S en orbite depuis Almaz.

<http://www.sstl.co.uk/Missions/NovaSAR-S/NovaSAR-S/NovaSAR-S-Small-satellite-Synthetic-Aperture-Radar>

## 5.5 Les systèmes militaires

A côté de systèmes duaux (comme les Cosmo-Skymed, dont les données militaires sont accessibles à la France dans le cadre de l'accord de Turin (voir la genèse du programme ORFEO page 124), des systèmes imageurs radar spécifiquement militaires ont été mis en orbite depuis les années 80 (le premier étant probablement Kosmos 1870 en 1987, voir page 144).

Il est intéressant de noter que la Russie et Israël ont fourni des systèmes RSO militaires à l'export (respectivement pour l'Afrique du Sud et l'Inde).

### 5.5.1 USA : Les Lacrosses/Onyx et les Topaz

Les "Lacrosse" (appelé aussi Onyx pour certains d'entre eux) sont des RSO militaires américains, dont on peut penser que la résolution est métrique, voire sub-métrique (d'après [2]). Cinq systèmes Lacrosse ont été lancés :

- \* Lacrosse 1, lancé le 2 décembre 1988 sur une orbite inclinée à 57°, d'altitude 650-700 km
- \* Lacrosse 2, lancé le 2 mars 1991 sur une orbite inclinée à 68°, d'altitude 650-700 km
- \* Lacrosse 3 ("Indigo"), lancé le 24 octobre 1997 sur une orbite inclinée à 57°, d'altitude 650-700 km (probablement en remplacement du Lacrosse 1), et dont la masse approcherait les 14 t.
- \* Lacrosse 4, le 17/08/2000, appelé aussi Onyx-1 et dont la rumeur attribue une résolution décimétrique.

2. compatible avec les CSK

3. en même temps que les SSTL-1 à 4



\* Lacrosse 5, appelé aussi Onyx2, lancé le 30/04/2005

Notons que le satellite USA-144, lancé le 22 mai 1999 et déclaré comme un satellite d'imagerie radar, n'était finalement pas un satellite RSO mais un satellite optique Crystal (KH-11) assez spécial et catalogué dans les satellites de série Misty.

Les successeurs des Lacrosse sont les Topaz. Ils ont la caractéristique d'être placés sur une orbite rétrograde (inclinaison 123.0°, altitude supérieure à 1000 km). Ont été déjà lancés :

- \* Topaz 1 (USA 215), lancé le 21/09/2010
- \* Topaz 2 (USA 234), lancé le 3/04/2012.
- \* Topaz 3 (USA 247), lancé le 5/12/2013.
- \* Topaz 4 (USA 267), lancé le 10/02/2016.
- \* Topaz 5, lancé le 12/01/2018.

Comme pour tout satellite "espion", les informations obtenues sur le WEB sur de tels systèmes semblent sujets à cautions : voir par exemple le site [http : //www.fas.org/spp/military/program/imint/lacrosse.htm](http://www.fas.org/spp/military/program/imint/lacrosse.htm).

Notons aussi que désormais, ces satellites deviennent furtifs, ce qui limite encore plus l'accès à des informations fiables sur leurs systèmes.

On peut néanmoins remarquer qu'entre 1988 et 2016, les USA ont mis en orbite une dizaine d'imageurs radar militaires tandis que l'URSS (et ensuite la Russie) n'en mettait officiellement que 2 (1987 et 2013).

### 5.5.2 Japon : IGS

Le Japon s'est doté d'une constellation de capteurs RSO :

IGS 1b (IGS-Radar 1)	28/03/2003
IGS 2b	29/11/2003 (échec)
IGS 3b (IGS-Radar 2)	24/02/2007
IGS-Radar 3	12/12/2011
IGS-Radar 4	27/01/2013
IGS Radar "Spare"	01/02/2015
IGS-Radar 5	17/03/2017

Fabriqués par Misubishi Electric, ils auraient une résolution de 1m (la dernière génération étant submétrique). L'orbite d'IGS-1b est inclinée à 97.4° et a une altitude d'environ 495 km. Une constellation composée de 4 satellites radar associés avec 4 satellites optiques (voir 4.11.2) était initialement prévue. (IGS : Information Gathering Satellite).

### 5.5.3 Allemagne : La constellation Sar Lupe

L'Allemagne a mis sur orbite une constellation de SAR militaires, SAR-LUPE, avec 5 satellites placés sur 3 orbites différentes (consortium industriel composé de OHB TELEDATA AG, ALCATEL SPACE, BOSCH SATCOM, RST, SAAB ERICSSON et EADS DORNIER). Les orbites sont quasi-polaires (périgée de 468 km, apogée de 505 km, inclinaison de l'orbite 98.2°, période 94.3 minutes).

La France a accès aux données Sar-Lupe dans le cadre de l'accord de Schwerin<sup>4</sup> signé en 2002.

Sar Lupe 1	21/12/2006
Sar Lupe 2	3/07/2007
Sar Lupe 3	1/11/2007
Sar Lupe 4	27/03/2008
Sar-Lupe 5	22/07/2008

[http : //www.ohb-system.de/Satellites/Missions/sarlupe.html](http://www.ohb-system.de/Satellites/Missions/sarlupe.html),

[http : //www.weblab.dlr.de/rbrt/FlightDyn/FutureProjects/SLP/SLP\\_FD.html](http://www.weblab.dlr.de/rbrt/FlightDyn/FutureProjects/SLP/SLP_FD.html)

4. Extrait du rapport Fioraso [8] page 64, accessible sur le site [www.gouvernement.fr](http://www.gouvernement.fr) (2016) : *La France a décidé il y a plus de quinze ans de ne pas produire de charges utiles d'observation radar et elle s'appuie donc sur les capacités allemande et italienne en la matière. Dans le domaine de la défense, des accords de mutuelles dépendances existent avec ces pays (accords de Schwerin et de Turin) que la France n'a pas intérêt à rompre, sauf si l'un de ses partenaires avait des velléités de se développer dans l'observation optique qui reste son domaine d'expertise et d'excellence reconnu.*

### 5.5.4 Chine : Yaogan

La Chine a lancé le 26 avril 2006 le satellite militaire Remote Sensing Satellite 1 (YaoGan WeiXing-1). Il embarque un SAR en bande L de résolution 5mx5m. Un second satellite radar du même type, Yaogan-3, a été lancé le 11 décembre 2007.

Une seconde génération de satellites radar ont été depuis mis sur orbite :

- Yaogan-6 le 22 avril 2009
- Yaogan-8 le 15 décembre 2009
- Yaogan-9B le 5 mars 2010 (même orbite que Yaogan-9A, qui possède un capteur optique)
- Yaogan-10 le 10 août 2010
- Yaogan-13 le 29/11/2011, qui fonctionnerait conjointement avec le Yaogan-6
- Yaogan 18 le 29/10/2013
- Yaogan 23 le 14/11/2014
- Yaogan 29 le 26/12/2015

Ces satellites sont des compléments aux Yaogan optiques (voir paragraphe 4.9.2).

### 5.5.5 Israël : Tecsar

Israël a fait placer en orbite par l'Inde le 20 janvier 2008 un RSO en bande X : Tecsar (appelé aussi Ofeq-8). Son orbite est elliptique (altitude entre 450 et 580 kilomètres) et a une inclinaison de 41°.

Un second Tecsar (Ofeq-10) a été lancé le 9 avril 2014 depuis Israël. Son orbite est elliptique (altitude entre 384 et 609 kilomètres) et a une inclinaison de 141°.

### 5.5.6 Inde : RISAT-2

L'Inde a placé en orbite le 20 avril 2009 son satellite RISAT-2 dans des délais extrêmement courts puisque ce système a été acheté à Israël en mars 2009. Il semble qu'il soit très proche du Tecsar israélien.

### 5.5.7 Russie/Afrique du sud

La Russie a renoué avec les satellites militaires RSO (initiés par l'URSS avec Kosmos 1870 en 1987) avec le lancement de Kondor 1 le 27/06/2013 (Kosmos 2487). C'est un capteur en bande S (9,7 cm, 3.13 GHz) de résolution métrique/décamétrique. Son antenne est un disque parabolique de 6m × 6m.

Selon certaines sources, un second Kondor aurait été lancé le 19 décembre 2014 : le Kondor-E 1. Version export du Kondor, il est exploité par les militaires d'Afrique du Sud.

## 5.6 Les RAR : SMAP

Le 31/01/2015, la NASA a placé sur orbite le satellite SMAP, doté d'un radar à ouverture réelle utilisant plusieurs faisceaux polarisés en bande L dans la bande de fréquence 1.20-1.41 GHz.

Sa mission est d'analyser l'humidité des sols avec un temps de revisite de l'ordre de 2 à 3 jours. La résolution est de l'ordre de 3 km.

## 5.7 Les projets en cours et les projets abandonnés

### 5.7.1 Les lancements programmés

- Le programme "Constellation Radarsat" aura pour but d'assurer la pérennité des données acquises en bande C par les précédents systèmes Radarsat. Ce sera en fait une constellation de trois petits satellites, pouvant évoluer jusqu'à 6 satellites. Les orbites seront héliosynchrones (cycle de 12 jours, 14+11/12 orbites par jour), auront une altitude de 593 km (période de 96.4', inclinaison de 97.74°), et seront définies dans un tube orbital de 100m.

La fréquence est de 5.405 GHz. Différents modes d'acquisition sont envisagés :

Mode d'acquisition	Angle d'incidence	largeur de fauchée	Résolution
Base résolution	19° - 54°	500 km	100 x 100 m
Moyenne résolution (Maritime)	19° - 58°	350 km	50 x 50 m
Résolution moyenne (Terre)	20° - 47°	30 km	16 x 16 m
Résolution moyenne (Terre)	21° - 47°	125 km	30 x 30 m
Haute résolution	19° - 54°	30 km	5 x 5 m
Très haute résolution	18° - 54°	20 km	3 x 3 m
Glace/Hydrocarbures bas niveau de bruit	19° - 58°	350 km	100 x 100 m
Mode de détection de navires	19° - 58°	350 km	variable

La configuration à trois satellites assurera une couverture complète des terres et des eaux territoriales du Canada par le biais d'une réobservation qui aura lieu en moyenne tous les jours à une résolution de 50 m ainsi qu'une importante couverture de zones internationales au profit des utilisateurs canadiens et internationaux.

Le lancement est prévu en février 2019

Site WEB : <http://www.asc-csa.gc.ca/asc/fr/satellites/radarsat/>

- Les successeurs des Cosmo-SkyMed : la *COSMO-SkyMed Second Generation Constellation (CSG)*. Les CSG auront une résolution améliorée (0.8 m en Spotlight) et offriront surtout une couverture dual-pol et quad-pol (3m×3m en quad-pol). Le premier lancement est prévu en 2019.
- Capteur dédié à l'hydrologie, SWOT (Surface Water and Ocean Topography), mission franco-américaine, qui sera sur une orbite assez particulière (891 km, inclinaison de 78°), embarque un radar interférométrique large fauchée dénomé KaRIn. Il dispose de deux antennes (5m×0.25m) situées aux extrémités d'un mât de 10m. La porteuse est de 35.75 GHz et la largeur de bande de 200 MHz. L'incidence au sol est très faible : 2.7°. Son lancement est prévu pour 2021.
- Biomass sera un capteur dédié à la végétation. Placé sur une orbite héliosynchrone (660 km), il opérera en bande P (435 MHz) et sera *full polar*. Son lancement est prévu pour 2021.

### 5.7.2 Autres projets

- Afin de préparer les futures constellations de systèmes imageurs RSO, EADS Astrium propose le concept de "AstroSAR-Lite". Ce nouveau radar RSO hautement manœuvrable et très économique a été conçu et réalisé par Astrium pour une clientèle située dans les régions tropicales et subtropicales. AstroSAR-Lite innove par une largeur de fauchée et une fréquence de rafraîchissement d'image inégalées ainsi qu'une résolution exceptionnelle. Il s'adapte de façon optimale aux missions de surveillance maritime et environnementale, de sécurité et de gestion de catastrophes.

Ce satellite d'entrée de gamme fait appel à un concept multifonction pour des prises de vue réglables entre 20 km sur 900 kilomètres à une résolution de 3 mètres et 200 sur 900 kilomètres à une résolution de 60 mètres, suivant les spécifications convenues avec le client pour la région observée. Des fauchées plus étendues et un meilleur rapport résolution/fauchée sont offerts par la version mode maritime pour les applications de sécurité maritime.

<http://www.astrium.eads.net/fr/families/satellite-navigation-sensing-gps-meteorology/remote-sensing/astrosar-lite-1>

- La constellation Optisar (compagnie UrtheCast, voir le paragraphe 4.10.3) se composera de 16 satellites : 8 optiques et 8 radar. Ces satellites formeront des tandems : un satellite optique (GSI 50 cm) et un satellite radar (1m en bande X et 5m en bande L), sur la même orbite et séparés de quelques minutes. Il y aura deux orbites différentes ( 4 tandems par orbite) : une de type NPO héliosynchrone et une autre inclinée d'environ 45°. Les lancements pourraient commencer en 2022.

### 5.7.3 Les projets en stand-by ou abandonnés

- Almaz-2 a été longtemps programmé comme le successeur d'Almaz-1 et Almaz-T. Sa résolution aurait été de l'ordre de 4m en bande S et de 30m en bande P. Il aurait aussi embarqué un capteur optique (résolution de 2.5m à 4m). La masse totale du satellite était de 18.5 tonnes.
- Le principe de roue interférométrique proposé par Didier Massonnet en 2001 consiste à adjoindre à un satellite radar (satellite maître, comme ALOS ou ENVISAT) 3 systèmes passifs sur une orbite extrêmement proche de celle du satellite maître (même plan orbital, même demi grand axe). Il est alors toujours possible d'avoir des acquisitions en configuration interférométrique.
- MAPSAR, projet brésilien en bande L.

- Arkon-2M, radar multi bande (X, L et P) de Roscosmos<sup>5</sup>
- Le projet Terrasar-L (antenne de 11mx2.5m, 1.258 GHz, bande de 55 MHz), avait été reporté sine die. Il prévoyait que les deux systèmes (X et L) soient placés en orbite de sorte qu'ils survolent le même point du globe à 12 minutes d'intervalle (cycle de 11 jours en 167 orbites). Il pourrait être relancé dans le cadre d'une coopération avec la NASA (voir le programme DESDynl de la NASA).
- DESDynl (Deformation, Ecosystem Structure, and Dynamics of Ice), en bande L, proposé par la NASA en 2009, avec une collaboration possible du DLR.
- SABRINA (qui était prévu pour 2011) associait à un CSK (non coopératif) une antenne passive (BISSAT : Bistatic and Interferometric SAR Satellite).

#### 5.7.4 Le futur des systèmes satellitaires RSO

Les "World Radiocommunication Conferences" (WRC) règlementent l'usage du spectre radioélectrique, tant au niveau d'un territoire (utilisation pour des postes de radio ou pour les portables par exemple) qu'au niveau spatial (liaison Terre-satellites par exemple).

La WRC-2015, qui s'est déroulée à Genève, du 2 au 27 novembre 2015, a explicitement réservé une bande de 1.2 GHz entre 9.2 GHz et 10.4 GHz pour les besoins de la télédétection. Cette décision ouvre de grandes perspectives puisque, appliquant la relation 3.16 (chapitre 3, page 73), on obtient la résolution en distance :

$$\delta r = \frac{c}{2BW} = 12.5\text{cm}$$

ce qui donnera une résolution sol meilleure que 20 cm pour une incidence de l'ordre de 45°. L'enjeu technologique est de taille car cela nécessite entre autres un convertisseur A/N de fréquence d'échantillonnage de l'ordre de 1.5 GHz, encore inaccessible en technologies satellitaires.

Remarquons que le mode Staring Spotlight de Terrasar-X donne une résolution de 18 cm en azimut : l'antenne synthétique a alors une dimension de l'ordre de 60 km. La technologie actuelle est déjà en place pour avoir des pixels sol carrés à une résolution de l'ordre de 20cm.

---

5. La création le 28/12/2015 de Roscosmos, entreprise d'état pour les activités spatiales, met fin à l'Agence spatiale russe.

## Annexe A

# Quelques dates de lancements de satellites de télédétection (1997-2018)



Année	Reconnaissance militaire			Télédétection civile			
	USA	URSS (puis Russie)	Autres	USA	URSS (puis Russie)	Autres	
1960	6	0	0	0	0	0	
1961	16	0	0	0	0	0	
1962	24	5	0	0	0	0	
1963	18	7	0	0	0	0	
1964	22	12	0	0	0	0	
1965	21	17	0	0	0	0	
1966	26	21	0	0	0	0	
1967	18	24	0	0	0	0	
1968	17	31	0	0	0	0	
1969	13	32	0	0	0	0	
1970	13	30	0	0	0	0	
1971	8	30	0	0	0	0	
1972	10	31	0	1	0	0	Landsat 1
1973	6	37	0	0	0	0	
1974	5	31	0	0	0	0	
1975	5	39	0	1	0	0	Landsat 2
1976	6	37	1	0	0	0	
1977	5	38	0	0	0	0	
1978	3	37	0	3	0	0	Landsat 3, SEASAT (NOAA 6)
1979	4	38	0	0	1	1	
1980	3	41	0	0	2	0	
1981	4	46	0	0	0	1	(NOAA 7)
1982	4	44	0	1	1	1	Landsat 4
1983	4	40	0	0	3	2	(NOAA 8)
1984	4	46	0	1	1	1	Landsat 5 (NOAA 9)
1985	1	43	0	0	2	1	
1986	1	40	0	0	1	2	SPOT 1 (NOAA 10)
1987	3	38	0	0	2	1	MOS 1
1988	2	37	0	0	2	1	IRS-1A (NOAA 11)
1989	4	28	0	0	5	0	
1990	2	25	0	0	5	3	SPOT 2, MOS 1b
1991	2	12	0	0	7	1	IRS-1B (NOAA 12)
1992	1	15	0	0	5	2	JERS-1
1993	0	9	0	1	5	2	SPOT 3
1994	1	9	0	0	2	2	IRS P2 (NOAA 14)
1995	1	4	2	0	1	4	IRS-1C, ERS-2, Radarsat
1996	1	1	0	0	0	3	IRS-P3, ADEOS-I
1997	2	3	0	4	1	3	
1998	0	2	1	1	3	0	SPOT-4, NOAA-15
1999	3	1	1	4	0	5	Ikonos, Landsat-7, IRS-P4, CBERS-1, Terra
2000	3	3	0	4	0	6	EROSA1, NOAA-16
2001	1	1	1	3	0	1	Quickbird-2
2002	0	1	2	2	0	8	Envisat, SPOT5, ADEOS-II, Acqua, NOAA-17
2003	0	1	3	1	0	8	Orbview-3, IRS-P6, CBERS-2
2004	0	1	2	1	0	5	Formosat, Helios-2
2005	2	1	0	1	0	5	NOAA-N, MSG-2, IRS-P5
2006	3	1	3	3	1	6	GOES-N, Sar-Lupe, EROS-B, METOP-A
2007	0	1	8	1	0	8	WorldView, Terrassar-X, CSK, Cartosat2, Radarsat2
2008	0	1	5	1	0	8	Cartosat-2, GeoEye-1, RapidEyes, THEOS

TABLE A.1 – Comparaison du nombre de satellites de reconnaissance militaire et du nombre de satellites de télédétection civile entre 1960 et 2008 (d'après [9]). A partir de l'année 1997, ce tableau a été complété à l'aide des données fournies dans l'annexe A.

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin

## A.1 Chronologie

Les données fournies dans ce paragraphe sont extraits principalement du remarquable site de l'Encyclopedia Astronautica :

<http://www.astronautix.com>

On trouve aussi d'intéressantes informations sur la page :

<http://gdsc.nlr.nl/FlexCatalog/catalog.html#>

### Année 1997

Date	Satellite	Nationalité		Type	divers
4/04/1997	DMPS 5D-2F-14	USA	weather	militaire	
25/04/1997	GOES-10	USA	GOES-K	weather	
15/05/1997	Cosmos 2343	Russie	surveillance	militaire	123 jours
6/06/1997	Cosmos 2344	Russie	surveillance	militaire	P=1502km, A=2739km
10/06/1997	FY-2B	chine		weather	
1/08/1997	Orbview-2	USA	surveillance	civil	
23/08/1997	Lewis	USA	earth	civil	
2/09/1997	Meteosat 7	Europe	earth	weather	
29/09/1997	IRS-1D	Inde	earth		
24/10/1997	USA133	USA		militaire	Lacrosse 3
17/11/1997	RESURS F-1M (F21)	Russie	earth		21 jours
15/12/1997	Cosmos 2348	Russie	surveillance	militaire	
24/12/1997	Early Bird	USA	surveillance	civil	

### Année 1998

Date	Satellite	Nationalité		Type	divers
22/01/1998	Ofeq-4	Israel	surveillance	militaire	échec au lancement
17/02/1998	Cosmos 2349		surveillance		SPIN2
24/04/1998	SPOT 4	Europe	earth		
13/05/1998	NOAA-15	USA	earth	weather	
24/06/1998	Cosmos 2358	Russie	surveillance	militaire	22/10/1998
25/06/1998	Cosmos 2359	Russie	surveillance	militaire	
10/07/1998	Resurs O-1-4	Russie	earth		



## Année 1999

Date	Satellite	Nationalité		Type	divers
15/04/1999	Landsat-7	USA	earth	civil	
21/04/1999	UoSAT-12	UK	earth	civil (30m)	
27/04/1999	Ikonos-1	USA	earth	civil	échec
10/05/1999	Feng-Yun 1C				
18/05/1999	TERRIERS	USA			
22/05/1999	USA-144	USA	optique (KH 13)	militaire	
26/05/1999	IRS-P4	Inde			OceanSat1
26/05/1999	Kitsat-3	Corée	earth	civil	
26/05/1999	DLR-Tubsat	Allemagne	optique		45 kg
17/07/1999	Okean-O	Russie	earth		RSL
18/08/1999	Cosmos 2365	Russie	surveillance	militaire	
24/09/1999	Ikonos-2	USA			98.2, 678km-679km
28/09/1999	Resurs-F-1M	Russe			82.3, 220km-231km retour le 22/10/1999
14/10/1999	Zi Yuan 1 : CBERS-1				98.6, 773km-774km
3/12/1999	Helios 1B	France		militaire	98.1, 679km-681km
12/12/1999	DMSP F-15	USA	weather	militaire	98.9, 837km-851km
18/12/1999	Terra	USA	earth		98.2, 654km-684km

## Année 2000

Date	Satellite	Nationalité		Type	divers
27/01/2000	ASUSAT			.5 km	100.2°, 754km-809km, 100.4min.
12/03/2000	MTI	USA		militaire	97.4°, 574km-609km
3/05/2000	Cosmos 2370	Russie	Yantar-4KS1	militaire	64.7°, 240km-300km
3/05/2000	GOES 11	USA	GOES-L	weather	géostationnaire
25/06/2000	Feng-Yun-2B	Chine	Meteo		géostationnaire
28/06/2000	Kosmos-3M		(Tsinghua-1)		
15/07/2000	Kosmos-3M		BIRD-Rubin		87.3, 411km-463km
19/07/2000	Mightysat-2.1	USA	militaire HSI		97.8°, 547km-581km
17/08/2000	Onyx	USA	radar	militaire	68.0°, 689km-695km
1/09/2000	ZY-2 CBERS		( CZ-4B)		97.4°, 489km-501km
21/09/2000	Tiros-N	USA	NOAA-L		98.8°, 853km-867km, héliosynchrone
25/09/2000	Cosmos 2372	Russie		(Orlets-2)	64.8°, 211km-343km
29/09/2000	Cosmos 2373	Russie	Yantar-1KFT		70.4°, 211km-285km retour le 14/11/2001
20/11/2000	QuickBird1	USA			Echec
21/11/2000	NMP/EO-1	USA			
5/12/2000	EROS-A1	Israël		dual ?	97.3°, 480km-500km

## Année 2001

Date	Satellite	Nationalité		Type	divers
29/05/2001	Cosmos 2377	Russie			67.1°, 165kmx358km retour le 10/10/2001
23/07/2001	GOES 12	USA		météo	géostationnaire
21/09/2001	Orbview 4	USA			Echec
5/10/2001	USA 161	USA	Advanced Keyhole 10 cm ?	Militaire	97.9°, 150km-1050km
18/10/2001	QuickBird 2	USA			97.2, 461kmx465km
22/10/2001	TES	Inde	optique, 1m ?	Militaire	97.8°, 550kmx579km
10/12/2001	Maroc-Tubsat	Maroc	optique		47 kg

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Cadre privé } sans modifications  
 Voir page 177

## Année 2002

Date	Satellite	Nationalité		Type	divers
25/02/2002	Cosmos 2387	Russie	Yantar-4K1		67.1°, 168kx297km retour le 27/06/2002
01/03/2002	ENVISAT	Europe	radar,Meris,..		98.6°, 790km
04/05/2002	SPOT-5	France	optique		98.8°, 825km
04/05/2002	AQUA (EOS-PM1)	USA	optique		98.2°, 699km-706km
15/05/2002	Hai Yang 1	Chine	optique	marine	98.8°, 793km-799km
15/05/2002	Feng Yun 1D	Chine	optique	météo	98.8°, 851km-871km
28/05/2002	Ofeq-5	Israël		militaire	143.5°, 370km-757km
24/06/2002	NOAA-M	USA	optique	météo	98.8°, 807km-822km
28/08/2002	MSG-1	Europe		météo	géostationnaire, 0°
12/09/2002	METSAT	Inde		météo	géostationnaire, 74°E
27/10/2002	Zi Yuan-2B	Chine		militaire	97.4, 470km-483km
28/11/2002	ALSAT-1	Algérie	optique (32m)		98.2, 681km-745km, 90 kg
14/12/2002	ADEOS-2	Japon	optique		98.7, 804km-806km

## Année 2003

Date	Satellite	Nationalité		Type	divers
28/03/03	IGS-1a	Japon	Optique	militaire	97.3, 483km-495km
28/03/03	IGS-1b	Japon	radar	militaire	97.3, 489km-500km
9/04/03	INSAT 3A	Inde	Météo (et communications)		géostationnaire
26/06/03	Orbview-3	USA	optique		97.3, 452km-455km
30/06/03	AAU Cubesat	Danemark	optique (100 m)		98.7, 816-831, 1kg
12/08/03	Kosmos 2399	Russie	Yantar-4KS1M	militaire	64.9, 180km-289km détruit sur orbite le 9/12/2003
27/09/03	Bilsat 1	Turquie	optique		98.2, 677km-695km, 100kg
27/09/03	BNSCSat 1	UK	optique		98.2, 677km-695km, 100kg
27/09/03	NigeriaSat 1	Nigeria	optique		98.2, 677km-695km, 100kg
27/09/03	INSAT 3E	Inde			
15/10/03	SHenzou 5 (orbital module)	Chine	optique (1,6m)	militaire	42.4, 338km-347km
17/10/03	ResourceSat 1 (IRS-P6)	Inde	optique		98.8, 813km-836km
21/10/03	CBERS-2	Chine	optique		98.5, 731km-750km
28/03/03	IGS 2a et 2b	Japon	Optique et radar	militaire	Echec

## Année 2004

Date	Satellite	Nationalité		Type	divers
18/04/2004	Shiyan-1 (Tansuo-1)	Chine	imageur		97.7, 598km-616km, 204 kg
20/05/2004	Formosat 2 (ex Rocsat-2 )	Taiwan	optique 2m		99.1, 887-891 km
15/07/2004	Aura	USA	EOS-CHEM1		98.6 688-694 km
6/09/2004	Ofeq-6	Israël	optique	militaire	échec au lancement
24/09/2004	Kosmos 2410	Russie	Yantar-4K1M	militaire	67.1, 208-348 km retour après 109 jours
19/10/2004	FY-2C	Chine	Météo	Géostationnaire	
6/11/2004	Zi Yuan-2C	Chine		dual	97.3, 479km-504km
18/11/2004	Shiyan-2 (Tansuo-2)	Chine	imageur		
18/12/2004	Helios 2A	France	optique	militaire	98.1, 688-690 km
24/12/2004	Sich-1M	Ukraine	radar	Okean O1-N9	82.6, 280-650km périgée de 650 km non atteint

## Année 2005

Date	Satellite	Nationalité		Type	divers
26/02/2005	Himawari 6	Japon	Météo		Géostationnaire
30/04/2005	USA 182	USA	Onyx ???	militaire	57.0°, 481-705km
05/05/2005	Cartosat-1	Inde	IRS-P5		97.9°, 97.10', 620 km
20/05/2005	Tiros-N	USA	NOAA-18/NOAA-N		98.7°, 102.1', 847km-866km, héliosynchrone
2/09/2005	Kosmos 2415	Russie	Yantar-1KFT	militaire	64.9°, 89.3', 205-272 km retour le 15 octobre
8/10/2005	Cryosat	Europe	altimètre radar		échec
16/10/2005	USA 186	USA	Crystal ???	militaire	97.9°, 264-1050km 20 tonnes
28/10/2005	Topsat	GB	optique 2.5 m		98.2°, 98.7', 682-707 km 108 kg
28/10/2005	DMC Beijing-1	Chine	optique		98.2°, 98.7', 682-707 km 108 kg
28/10/2005	Sinah-1	Iran	optique 3 m		98.2°, 98.6', 682-705 km 160 kg
21/12/2005	MSG-2	Europe		météo	géostationnaire

## Année 2006

Date	Satellite	Nationalité		Type	divers
24/01/2006	Daichi	Japon	radar+optique		98.2°, 98.7', 697km
18/02/2006	MTSAT-2	Japon	Meteo		Géostationnaire
25/04/2006	EROS-B	Israël	optique		97.3°, 94.8', 505 km
26/04/2006	Yaogan-1	Chine	radar	militaire	97.8°, 97.3', 630 km
28/04/2006	Cloudsat Calypso	USA	climat		98.2°, 98.8', 703 km A train
3/05/2006	Cosmos 2420	Russie	Yantar-4K1		67.1°, 89.8', 178km-349km retour le 19 juillet
24/05/2006	GOES-13	USA	Météo, GOES-N		Géostationnaire
16/06/2006	RESURS DK-1	Russie	"earth" Yantar-4KS1 (optique 1m)		69.9°, 94', 355 km-585 km
28/07/2006	KOMPSAT1	Corée	Communications	caméra 1m	98.10°, 98.5', 676 km-701 km
11/09/2006	IGS-3a	Japon	Optique	militaire	97.3°, 484km-491km
14/09/2006	Cosmos 2423	Russie	Orlets (film)	militaire	64.9°, 89.7', 208km-306km détruit en orbite le 17/11/2006
19/10/2006	METOP-A	Europe	climat		98.7°, 101', 817 km
4/11/2006	DMSP-5D3-F17	USA	climat	militaire	98.8°, 101.9', 841-855 km
8/12/2006	FY-2D	Chine	Météo		Géostationnaire
14/12/2006	USA 193	USA	Onyx ??	militaire 20 tonnes	58.5°, 91.8', 354-376km détruit le 21 février 2008
16/12/2006	TACSAT-2	USA	optique 1m	militaire	40.0°, 92.3', 410-426 km
19/12/2006	Sar Lupe 1	Allemagne	radar	militaire	98.2°, 94.3', 467-506km

## Année 2007

Date	Satellite	Nationalité		Type	divers
10/01/2007	LAPAN Tubsat	Indonésie	optique 5m	technologie	97.9°, 97.3', 620-638 km
10/01/2007	Cartosat-2	Inde	optique < 1m	cartographie	98.0°, 97.40', 629-644 km
24/02/2007	IGS-2	Japon	radar	militaire	
24/02/2007	IGS-3V	Japon	optique	militaire	
11/04/2007	Haiyang 1B	Chine	multispectral	océanographie	98.6°, 100.8', 782-815 km
17/04/2007	MisrSat 1	Egypte	optique (8m)		98.10°, 98.00', 657-667 km
17/04/2007	Saudisat 3	Arabie Séoudite	optique		98.10°, 98.10', 656-679 km
25/05/2007	Yaogan-2	Chine	optique	militaire	97.8°, 97.6', 631-655 km
7/06/2007	Cosmos 2427	Russie	Yantar-4K1 (film)	militaire	67.10°, 89.8', 167-239km retour le 22/08/2007
8/06/2007	Cosmo-Skymed 1	Italie	radar	dual	97.9°, 97.20', 622-626 km
10/06/2007	Ofeq-7	Israël	optique	militaire	141.80°, 93.8', 340-576 km
15/06/2007	Terrasar-X	Allemagne	radar		97.50°, 499-512 km
2/07/2007	Sar Lupe 2	Allemagne	radar	militaire	98.2°, 94.3', 470-508km
18/09/2007	Worldview-1	USA	optique (50 cm)		97.50°, 94.50', 492-496 km
19/09/2007	CBERS-2B	Chine/Brésil			98.5°, 100.3', 773km-775km
1/11/2007	Sar Lupe 3	Allemagne	radar	militaire	
12/11/2007	Yaogan-3	Chine	radar	militaire	
9/12/2007	Cosmo-Skymed 2	Italie	radar	dual	
14/12/2007	Radarsat-2	Canada	radar		

## Année 2008

21/01/2008	Tecsar	Israël	radar/optique	militaire	41°, 94.50', 405-580 km
27/03/2008	Sar Lupe 4	Allemagne	radar	militaire	
28/04/2008	Cartosat-2	Inde	optique (1m)		98°, 97.40', 623-645 km
27/05/2008	FY-3A	Chine		weather	98.8°, 101.40', 826-828 km
22/07/2008	Sar Lupe 5	Allemagne	radar	militaire	
29/08/2008	RapidEyes	Allemagne	5 optiques		
6/09/2008	Geo-Eye 1	USA	optique (42 cm)		
1/10/2008	Theos	Thaïlande	optique	PAN (2m et 15m)	820 km
24/10/2008	Cosmo-Skymed 3	Italie	radar	dual	
5/11/2008	Shiyan 3	Chine			
14/11/2008	Cosmos 2445	Russie	Yantar-4K2 (film)	militaire	
1/12/2008	Yaogan-4	Chine	optique	militaire	
15/12/2008	Yaogan-5	Chine	optique	militaire	

## Année 2009

12/02/2009	Spirale A et B	France	optique	militaire	
20/04/2009	RISAT-2	Inde	radar	militaire	
22/04/2009	Yaogan-6	Chine	optique ou radar ??	militaire	
29/04/2009	Cosmos 2450	Russie	Yantar-4K2 (film)	militaire	
27/06/2009	GOES	USA	GOES-O	weather	géostationnaire
14/07/2009	RazakSat	Malaisie	optique		9°, 685 km
29/07/2009	Dubaisat-1	Emirats arabes unis	optique		
29/07/2009	Deimos-1	Espagne	optique	DMC	
29/07/2009	UK-DMC2	UK	optique	DMC	
17/09/2009	Meteor-M1	Russie	MSU-MR	météo	814 km x 820 km, 98.8°
23/09/2009	Oceansat-2	Inde	optique	mer	
8/10/2009	Worldview-2	USA	optique (42 cm)		
18/10/2009	DMSP-5D3-F18	USA	climat	militaire	98.8°, 101.9', 841-855 km
2/11/2009	SMOS	Europe	environnement	SAR passif	
18/12/2009	Helios 2B	France	optique	militaire	98.1, 688-690 km

### Année 2010

4/03/2010	GOES-15	USA	GOES-P	weather	
16/04/2010	Cosmos 2462	Russie	Yantar-4K1		67.2°, 180km-270km retour le 21/07/2010
21/06/2010	Tandem-X	Allemagne	radar		97.50°, 507-509 km
22/06/2010	Ofeq-9	Israël	optique	militaire	141.80°, 94.5', 400-586 km
12/07/2010	Cartosat-2B	Inde	optique (0.8 m)		97.91°, 97.44', 629-647 km
12/07/2010	ALSAT-2A	Algérie	optique (2.5 m)		98.2, 672km-674km
9/08/2010	Yaogan-10	Chine	radar	militaire	97.8°, 97.3', 630 km
24/08/2010	Tianhui-1	Chine	optique	cartographie	
21/09/2010	USA 215	USA	radar	militaire	123.0°, 1102km-1105km
22/09/2010	Yaogan-11	Chine	optique	militaire	98°, 97.7', 626km-669km
5/11/2010	FY-3B	Chine		weather	98.7°, 101.40', 825-828 km
6/11/2010	Cosmo-Skymed 4	Italie	radar	dual	

### Année 2011

RESOURCESAT-2	ISRO - India	20/04/2011	optique
SAC-D (Aquarius)	NASA - USA	10/06/2011	optique
RASAT	TUBITAK UZAY/STRI- Turkey	17/08/2011	optique
NigeriaSat - 2	NASRDA - Nigeria	17/08/2011	optique
NigeriaSat - X	NASRDA - Nigeria	17/08/2011	optique
Suomi NPP	NOAA	28/10/2011	optique
SSOT	Chili	16/12/2011	optique (dual)
Pleiades 1A	CNES - France	17/12/2011	optique (dual)

### Année 2012

Metop-B	EUMETSAT	17/02/2012	optique
RISAT-1	ISRO - India	26/04/2012	optique
KOMPSAT-3	KARI - Korea	17/05/2012	optique
GCOM-W1	JAXA - Japan	17/05/2012	A-train
Meteosat-10	EUMETSAT	5/07/2012	optique
Kanopus-V	Russie	22/07/2012	optique
Belka 2	Biélorussie	22/07/2012	optique
SPOT 6	Airbus Defence and Space	9/09/2012	optique
Pleiades 1B	CNES - France	2/12/2012	optique (dual)
Göktürk-2	Turquie	18/12/2012	optique (dual)

### Année 2013

Landsat 8	NASA - USA	11/02/2013	optique
PROBA-V	ESA	7/05/2013	optique
VNREDSat-1A	Airbus Defence and Space	7/05/2013	optique
INSAT-3D	ISRO - India	26/07/2013	optique
KOMPSAT-5	KARI - Korea	22/08/2013	optique
FengYun-3C	NSMC - China	23/09/2013	optique
SkySat-1	Planet - USA	21/11/2013	optique
CBERS-3	INPE - Brazil	9/12/2013	échec



## Année 2014

Sentinel-1A	ESA	3/04/2014	radar
KazEOSat-1	Kazakhstan National Space Agency	30/04/2014	optique
ALOS-2	JAXA - Japan	24/05/2014	optique et radar
Deimos-2	DEIMOS - Spain	19/06/2014	optique
KazEOSat 2	Kazakhstan	19/06/2014	optique
SPOT 7	Airbus Defence and Space	30/06/2014	optique
SkySat-2	Planet - USA	8/07/2014	optique
Meteor-M2	ROSHYDROMET - Russia	8/07/2014	optique
WorldView-3	DigitalGlobe	13/08/2014	optique
Himawari-8	JMA - Japan	7/10/2014	optique
ASNARO-1	J-spacesystems - Japan	6/11/2014	optique
CBERS-4	INPE - Brazil	7/12/2014	optique
Resurs-P2	Russie	26/12/2014	optique

## Année 2015

SMAP	NASA - USA	31/01/2015	radar (RAR)
KOMPSAT-3A	KARI - Korea	25/03/2015	optique
Sentinel-2A	ESA	23/06/2015	optique
MC 3	SSTL - UK	10/07/2015	optique
Meteosat-11	EUMETSAT	15/07/2015	optique
Teleos-1	Singapour	16/12/2015	optique

Liste à laquelle il faut rajouter un certain nombre de Dove (Planet, USA).

## Année 2016

Sentinel-3A	ESA	16/02/2016	chimique
Resurs-P3	Russie	13/03/2016	optique
Sentinel-1B	ESA	25/04/2016	radar
Aist-2D	Russie	28/04/2016	optique et radar
CartoSat-2 Series (2C)	ISRO - India	22/06/2016	optique
Dove, Flock 2p	Planet - USA	22/06/2016	optique
SkySat-3	Planet - USA	22/07/2016	optique
SkySat-4-7	Planet - USA	16/09/2016	optique
ALSAT-1B	Algérie	26/09/2016	optique
ALSAT-2B	Algérie	26/09/2016	optique
Himawari-9	JMA - Japan	2/11/2016	optique
WorldView-4	DigitalGlobe	11/11/2016	optique
GOES-16	NOAA	19/11/2016	optique
RESOURCESAT-2A	ISRO - India	7/12/2016	optique

## Année 2017

CartoSat-2 Series (2D)	ISRO - India	15/02/2017	optique
Dove, Flock 3p	Planet - USA	15/02/2017	optique
Sentinel-2B	ESA	7/03/2017	optique
Dove, Flock 2k	Planet - USA	14/07/2017	optique
Kanopus V IK	Russie	14/07/2017	optique
Venμs	CNES - France	1/08/2017	optique
FORMOSAT-5	NSPO - Taiwan	24/08/2017	optique
Sentinel-5P	ESA	13/10/2017	optique
SkySat-8-13	Planet - USA	31/10/2017	optique
JPSS-1 (NOAA-20)	NOAA	18/11/2017	optique

## Année 2018

Topaz-5	USA	12/01/2018	militaire, radar
Cartosat-2 series (2F)	ISRO - India	12/01/2018	optique
Asnaro-2	Japon	18/01/2018	radar
KANOPUS-V3 et V4	ROSCOSMOS Russie	1/02/2018	optique
GOES-17	USA	1/03/2018	optique
Sentinel-3b	ESA	25/04/2018	chimique
GaoFen-5	Chine	8/05/2018	optique hyperspectral
FengYun-2H	Chine	10/06/2018	optique
SSTL S1 à S4	SSTL, UK	16/09/2018	optique
SAOCOM-1A	CONAE Argentine	7/10/2018	radar
METOP-C	EUMETSAT	7/11/2018	optique
Geo-KOMPSAT-2A	KARI Corée	4/12/2018	optique
CSO-1	France	19/12/2018	militaire, optique
KANOPUS-V5 et V6	ROSCOSMOS Russie	27/12/2018	optique



## Annexe B

# Rappels de trigonométrie sphérique



La trigonométrie sphérique traite des relations existants entre les angles constitutifs d'un triangle sphérique, c'est à dire d'un triangle tracé sur la surface d'une sphère.

C'est une discipline majeure de la géométrie, qui n'est certes plus guère enseignée de nos jours. Cependant, tout formulaire mathématique exhaustif propose des jeux de formules qu'il ne reste plus qu'à utiliser à bon escient (comme par exemple [11]).

## B.1 Cas général

Soit un triangle sphérique, comme l'illustre la figure B.1

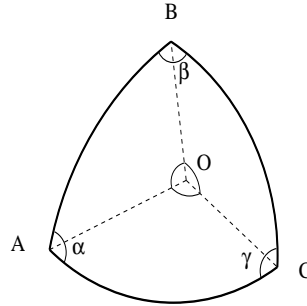


FIGURE B.1 – Exemple de triangle sphérique construit sur une sphère de centre O.

Si l'on désigne les angles selon la convention suivante :

- angle  $\widehat{AOB}$  :  $c$
- angle  $\widehat{BOC}$  :  $a$
- angle  $\widehat{AOC}$  :  $b$

on a alors les cinq relations utiles suivantes :

$$\cos a = \cos b \cos c + \sin b \sin c \cos \alpha \quad (\text{B.1})$$

$$\cos \alpha = -\cos \beta \cos \gamma + \sin \beta \sin \gamma \cos a \quad (\text{B.2})$$

$$\sin a \cot b = \cot \beta \sin \gamma + \cos a \cos \gamma \quad (\text{B.3})$$

$$\sin a \cot \beta = \cot b \sin c - \cos a \cos c \quad (\text{B.4})$$

$$\frac{\sin a}{\sin \alpha} = \frac{\sin b}{\sin \beta} = \frac{\sin c}{\sin \gamma} \quad (\text{B.5})$$

## B.2 Triangle sphérique “rectangle”

Si l'angle  $\gamma$  est rectangle :  $\gamma = \frac{\pi}{2}$ , on a alors les dix relations utiles suivantes :

$$\sin a = \sin c \sin \alpha \quad (\text{B.6})$$

$$\sin b = \sin c \sin \beta \quad (\text{B.7})$$

$$\tan a = \sin b \tan \alpha \quad (\text{B.8})$$

$$\tan b = \sin a \tan \beta \quad (\text{B.9})$$

$$\cos c = \cos a \cos b \quad (\text{B.10})$$

$$\tan a = \tan c \cos \beta \quad (\text{B.11})$$

$$\tan b = \tan c \cos \alpha \quad (\text{B.12})$$

$$\cos \beta = \cos b \sin \alpha \quad (\text{B.13})$$

$$\cos \alpha = \cos a \sin \beta \quad (\text{B.14})$$

$$\cos c = \cot \alpha \cot \beta \quad (\text{B.15})$$

# Bibliographie

- [1] *Antartic Treaty Inspections Programme. Report 2014-2015*. United Kingdom, Foreign and Commonwealth Office. Czech Republic, Ministry of Foreign Affairs, Mai 2015.
- [2] J. Baud. *Encyclopédie du renseignement et des services secrets*. Lavauzelle, 2002.
- [3] Laurent Beaudoin. *Sélection de données satellitales optiques pour la télédétection*. PhD thesis, Télécom-Paris, Dec 2001.
- [4] A. Berk, P. Conforti, R. Kennett, T. Perkins, F. Hawes, and J. van den Bosch. MODTRAN6 : a major upgrade of the MODTRAN radiative transfer code. *Proc. SPIE 9088, Algorithms and Technologies for Multispectral, Hyperspectral, and Ultraspectral Imagery XX*, June 2014.
- [5] Michel Capderou. *Satellites : orbites et missions*. Springer, 2003.
- [6] F.Bonn. *Précis de télédétection : Volume 2, Applications thématiques*. Presses de l'Université du Québec, 1996.
- [7] F.Bonn and G.Rochon. *Précis de télédétection : Volume 1, Applications thématiques*. Presses de l'Université du Québec, 1992.
- [8] G. Fioraso. *OPEN SPACE : l'ouverture comme réponse aux défis de la filière spatiale*. Rapport au premier ministre, juillet 2016.
- [9] F.Verger. *Atlas de géographie de l'espace*. Belin, 1997.
- [10] R. Guiziou. *Mécanique spatiale*. <http://artemmis.univ-mrs.fr/im2/mecaspa/>, 2001.
- [11] H.Stöcker. *Toutes les mathématiques*. Dunod, 2002.
- [12] H. Laur. *Analyse d'images radar en télédétection : discriminateurs radiométriques et texturaux*. Thèse de doctorat, Université Paul Sabatier (Toulouse), 1989.
- [13] P. Lier, C. Valorge, and X. Briottet. *Imagerie spatiale : Des principes d'acquisition au traitement des images optiques pour l'observation de la Terre*. Cépaduès, 2008.
- [14] J-M. Nicolas, Emmanuel Trouvé, Renaud Fallourd, Flavien Vernier, Florence Tupin, O. Harant, M. Gay, and Luc Moreau. *A first comparison of CosmoSkyMed and TerraSAR-X data over Chamonix Mont-Blanc test site*. IGARSS'12, Munich, Germany, 2012.
- [15] Robert A. Schowengerdt. *Remote Sensing : Models and Methods for Image Processing*. Academic Press, 1997.
- [16] U.S. Geological Survey Fact Sheet. *Declassified intelligence satellite photographs*. U.S. Geological Survey, 2008.
- [17] James Ralph Snyder. *Satellite motion around an oblate planet : a perturbation solution for all orbital parameters*. Naval Postgraduate School, Monterey, California, 1989.
- [18] T. Toutin. Photogrammétrie satellitale pour les capteurs de haute résolution : état de l'art. *Revue française de photogrammétrie et de télédétection*, (175) :57–68, 2004.
- [19] F. Tupin, J.-M. Nicolas, and J. Inglada. *Imagerie de Télédétection*. Hermes, 2013.

# Index

- Venus, 131
- A-train : Aqua et Aura, 110  
A-train : Parasol, 103  
ABI (Advanced Himawari Imager) , 95  
ABI (Advanced Baseline Imager) , 92  
ADEOS, 116  
ADEOS-2, 116  
Afrique du sud (radar), 157  
agilité, 43  
Aist-2D, 128  
Aist-2D (radar), 155  
Aleph-1, 136  
ALI (capteur), 108  
Almaz, 144  
Almaz-1, 144  
Almaz-2, 158  
ALOS, 116  
ALOS-2, 116  
ALOS-3, 116  
Alsat-1, 134  
Alsat-2, 118  
altitude géodésique, 31  
Aqua, 109  
Argon , 140  
Arkon-2, 158  
ASNARO, 127  
ASNARO-2 , 155  
ASTER (capteur), 109  
ASTER (MNE), 34  
AstroSAR-Lite, 158  
Aura, 109  
AVHRR (capteur), 98  
AVNIR (capteur), 116  
AVNIR 2 (capteur ALOS), 116
- bandes Radar, 53  
Beijing-1, 134  
Belka-2, 134  
Bilsat-1, 134  
Biomass, 158  
BISSAT, 159
- Cartosat, 126  
Cartosat-1, Cartosat-2, 126  
case distance, 80  
case sol (optique), 75  
catalogue, 38  
CAVIS (Worldview) , 123  
CBERS, 116
- Chandrayaan, 144  
Chris (capteur), 130, 133  
Clark, 133  
COMS, 96  
conflit de programmation, 43  
constante :  $J_2$ , 15  
constante :  $J_{22}$ , 15  
constante : circonférence terrestre, 25  
constante : ellipse terrestre (WGS84), 14  
constante : masse de la Terre, 8  
constante gravitationnelle  $G$ , 8  
constellation, 38  
constellation (cycle), 42  
Constellation Radarsat, 157  
Corona , 140  
Cosmo Skymed, 152  
couloir d'agilité, 43  
couverture d'un satellite, 40  
CSG, 158  
CSK, 152  
CSO, 138  
CubeSat, 132  
cycle d'un satellite, 22  
CZCS (capteur), 104
- défilement (satellite), 39  
Deimos-1, 134  
Deimos-2, 126  
DEM (Digital Elevation Model), 34  
DESDynI, 159  
distance au nadir, 67  
DLR, 118, 152  
DLR Tubsat, 135  
DMC, 134  
DMSP, 99  
Dnepr (lanceur), 19  
DTM (Digital Terrain Model), 34  
DubaiSat, 126
- E-corce (Blue Planet), 142  
EarlyBird, 122  
EarthWatch, DigitalGlobe, 122  
EDRS, 49  
EGM2008 (ellipsoïde de référence), 30  
Egypsat-1, 135  
EgyptSat-2, 119  
ellipsoïde de référence : WGS84, 14  
empreinte sol, 73  
Envisat, 144, 148  
EO, 108

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Cadre privé } sans modifications  
Voir page 177

EOS, 109  
EOSAT, 121  
EROS, 126  
ERS, 144, 146

Falcon Eye (Emirats arabes unis), 138  
Feng Yun (FY-1A à FY-1D, FY-2A à FY-2H, FY-3A),  
97  
Flock, 136  
FOR (Field of Regard), 44  
Formosat-2, 129  
Formosat-5, 129  
FOV (Field Of View, 51  
Fuyo-1 (optique), 115  
Fuyo-1 (radar), 144, 146

Göktürk, 139  
géoïde, 30  
GaoFen, 117  
Gaofen (radar), 154, 157  
GEO : Low Earth Orbit, 39  
Geo-KOMPSAT-1, 96  
Geo-KOMPSAT-2A, 96  
GeoEye, 120  
GeoEye-1, 122  
GeoEye-2, 122  
gerbe centrale, 64  
gerbe perspective, 64  
GMS, 94  
GOES, 91  
GOMS, 96  
GRACE, 30  
GSI (case sol en optique), 75

héliosynchronisme, 16  
Haiyang, 105  
hauteur ellipsoïdale, 31  
Helios, 138  
Himawari, 94, 95  
HJ-1C(radar), 154  
HRC (capteur), 133  
HRV (capteur), 111  
HRVIR (capteur), 111  
Huan Jing (optique), 117  
Huan Jing (radar), 154  
Hyperion (capteur), 108  
Hyperion (satellite EO), 130

IASI (capteur METOP), 100  
IceSat, 109  
Icesat-2, 110  
IGS (optique), 139  
IGS (radar), 156  
Ikonos, 121  
INSAT, 95  
IRS, 114  
ISS, 142

JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency), 115

JERS, 144  
JERS (optique), 115  
JERS (RSO), 146

Kalpana-1, 96  
Kanopus-V-IK, 134  
Kanopus-V-N1, 134  
Kanopus-V3 à V6, 134  
KazEOSat 2, 134  
KazEOSat-1, 127  
KFA 1000 (capteur), 127, 141  
KFA 3000 (capteur), 128  
KH (capteur *Key Hole*), 140  
Kitsat, 135  
KMSS (capteur), 102  
Kobalt, 139  
KOMPSAT-2, KOMPSAT-3, KOMPSAT-3A, 125  
KOMPSAT-5, 154  
Kondor 1, 157  
Kondor-E 1, 157  
Kuaizhou (optique), 137  
KVR-1000 (capteur), 128

Lacrosse, 155  
Landsat, 106  
Lanyard , 140  
LAPAN Tubsat (Indonésie), 135  
LDCM (Landsat Data Continuing Mission), 107  
Lemur, 137  
LEO : Low Earth Orbit, 39  
Lewis, 133  
Lidar IceSat, 109  
LISS(capteur), 114

MAPSAR, 158  
Maroc Tubsat, 135  
MERIS (capteur), 130  
MESSR (capteur), 115  
Meteor-2, 101  
Meteor-3, 101  
Meteor-M1, 101  
Meteor-M1 (RSO), 150  
Meteor-M2, 101  
Meteosat, 92  
METOP (ESA), 100  
METSAT, 95  
Minotaur (lanceur), 19  
MIR (optique), 141  
MIR (radar), 150  
MisrSat-1 (Egypte), 135  
MisrSat-2 (Egypte), 119  
Misty, 140  
MK4 (capteur), 128  
MNE (Modèle Numérique d'Elevation), 34  
MNE ASTER, 109  
MNE SRTM, 151  
MNE TanDEM-X, 153  
MNS (Modèle Numérique de Surface), 35  
MNT (Modèle Numérique de Terrain), 34

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Cadre privé } sans modifications  
Voir page 177

MODIS (capteur), 109  
Mohammed VI-A (Maroc), 139  
Mohammed VI-B (Maroc), 139  
MOMS-1 (capteur), 141  
MOMS-2 (capteur), 141  
MOMS-2P (capteur), 141  
MOP (Meteosat), 92  
MOS, 115  
MOS (capteur), 114, 141  
MSG, 93  
MSU-E (capteur), 110  
MSU-K (capteur), 110  
MSU-MR (capteur), 102  
MTG, 94  
MTSAT, 94, 95  
Myriade : Parasol, 103

nadir, 66  
Navette spatiale (optique), 140  
Navette spatiale (radar), 150  
NigeriaSat, 134  
NigeriaSat-2, 134  
NigeriaSat-X, 134  
NIMBUS, 104  
NMP, 108  
NOAA, 97  
Novasar, 155  
NPO : Near Polar Orbit, 39  
NPOESS, 100

OceanSat, 105  
OCM (capteur), 105  
Ofeq (optique), 138  
Ofeq (radar), 157  
Okean, 104  
OLS (capteur), 99  
Onyx, 155, 156  
OPS (capteur), 115  
Optisar, 142, 158  
OPTSAT-3000, 139  
ORBIMAGE, 121  
orbites gelées, 16  
orbites héliosynchrones, 15  
Orbview, 121  
Orbview-5, 122  
ORFEO, 124  
orientation de la trace, 55  
orientation des images : visée verticale, 55  
Orlets, 139

période d'un satellite, 12  
PALSAR (capteur ALOS), 152  
Parasol, 103  
PAZ, 152  
Persona, 139  
Perusat, 127  
phasage d'un satellite, 22  
Planet Labs, 136  
Pleiades HR 1A et 1B, 124  
Pleiades Neo, 142  
PocketQube, 132  
POES, 97  
Polder (capteur), 102  
Polder (satellite Parasol), 103  
Polder (satellites ADEOS et ADEOS-2), 102  
Priroda, 114, 150  
Proba-1, 133  
PRSS-1), 120  
pushbroom, 52

QuickBird, 122

Référentiel géodésique (définition), 14  
résolution (définition), 63  
Résolution (système optique), 72  
Résolution (système radar), 73  
radarbroom, 53  
Radarsat : constellation Radarsat, 157  
Radarsat-1, 144, 147  
Radarsat-2, 153  
RapidEye, 118  
Rasat, 134  
rayon perspectif, 64  
RazakSAT, 119  
Red Edge, 50  
ResourceSat, 114  
Ressources21, 142  
Resurs-F, 127  
Resurs-O, 110, 150  
Resurs-P, 128  
RISAT-1, 154  
RISAT-2, 157  
ROCSAT, 129  
roue interférométrique, 158  
RPC, 89  
RPM, 89

SABRINA, 159  
SAOCOM, 155  
SAR-LUPE, 156  
satellite à défilement, 39  
satellite géostationnaire, 39  
Saudisat-3, 135  
Seasat, 144  
SeaWiFS, 104  
Sentinel 4, 114  
Sentinel 5, 114  
Sentinel-1, 154  
Sentinel-2, 113  
Sentinel-3, 113  
SEVIRI (capteur MSG), 93  
Shiyuan, 117  
Sich-2 (Resurs-O1 N9), 105  
SIR-A, 150  
SIR-B, 150  
SIR-C, 151  
SIR-X, 151  
SkySat, 132

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Cadre privé } sans modifications  
Voir page 177

Sovinformspoutnik, 128  
Space Imaging, 121  
Spirale, 138  
Spire, 137  
SPOT, 110  
SPOT 1 à 4, 111  
SPOT 5, 112  
SPOT Végétation (capteur), 103  
SPOT-6, SPOT-7, 113  
SRT (système de référence terrestre), 30  
SRTM, 151  
SRTM (MNE), 34  
SSOT, 137  
SSTL 1 à 4, 134  
Suomi, 100  
SWOT, 30, 158  
système de référence terrestre (SRT), 30  
système de référence verticale (SRV), 32

TanDEM-X, 152  
TDI, 52  
Tecsar (radar), 157  
Teleos-1, 129  
temps de cycle, 22  
temps de revisite, 42  
Terra, 109  
Terrasar-L, 159  
Terrasar-X, 152  
Terraserver, 128  
Theos, 119  
Tianhui (TH1), 117  
TK-350 (capteur), 128  
Topaz, 155  
TopSat, 134  
Travers (capteur), 141, 150  
Tsinghua-1, 134

UK-DMC, 134  
UK-DMC2, 134  
UK-DMC3, 134  
UoSAT-12, 134  
UrtheCast, 142  
UTM, 34

Végétation, 103  
Venera, 144  
VHRR (capteur), 96  
VIIRS, 100  
VNREDSat-1, 120  
VTIR (capteur), 115

WGS84 (Ellipsoïde de référence), 14  
whiskbroom, 51  
WIFS (capteur), 114  
World Meteorological Organization, 97  
Worldview 1 à 4, 123

X-cubesat, 136  
X-Sat, 135

Yantar, 139  
Yaogan (optique), 137  
Yaogan (radar), 157

Zenit, 139  
ZiYuan, 118  
Ziyuan I, 116

Jean Marie Nicolas, Florence Tupin



Cadre privé } sans modifications  
Voir page 177





## Cadre privé } sans modifications

*Par le téléchargement ou la consultation de ce document, l'utilisateur accepte la licence d'utilisation qui y est attachée, telle que détaillée dans les dispositions suivantes, et s'engage à la respecter intégralement.*

La licence confère à l'utilisateur un droit d'usage sur le document consulté ou téléchargé, totalement ou en partie, dans les conditions définies ci-après, et à l'exclusion de toute utilisation commerciale.

Le droit d'usage défini par la licence est limité à un usage dans un cadre exclusivement privé. Ce droit comprend :

- le droit de reproduire le document pour stockage aux fins de représentation sur un terminal informatique unique,
- le droit de reproduire le document en un exemplaire, pour copie de sauvegarde ou impression papier.

Aucune modification du document dans son contenu, sa forme ou sa présentation, ni aucune redistribution en tout ou partie, sous quelque forme et support que ce soit et notamment par mise en réseau, ne sont autorisées.

Les mentions relatives à la source du document et/ou à son auteur doivent être conservées dans leur intégralité.

Le droit d'usage défini par la licence est personnel, non exclusif et non transmissible. Tout autre usage que ceux prévus par la licence est soumis à autorisation préalable et expresse de l'auteur : [sitepedago@telecom-paristech.fr](mailto:sitepedago@telecom-paristech.fr)