



Les Bases de l'Imagerie Satellitaire

Jean Marie Nicolas

<jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Table des matières

1	Principes de mécanique satellitaire	6
1.1	Géométrie d'un système orbital	7
1.1.1	Rappels de mécanique képlérienne	7
1.1.2	Equations fondamentales des satellites	7
1.1.3	Paramètres orbitaux	9
1.2	Descripteurs d'une orbite	11
1.3	Prise en compte de la non sphéricité de la terre	12
1.3.1	La Terre en WGS84	12
1.3.2	Trajectoires circulaires : les orbites héliosynchrones	12
1.3.3	Trajectoires excentriques : les orbites gelées	13
1.4	Données numériques des lanceurs et satellites actuels	14
1.4.1	Quelques données sur les altitudes des satellites	14
1.4.2	Lanceurs actuels	14
1.4.3	Les frottements dans la haute atmosphère	15
1.4.4	Les corrections orbitales	16
2	Généralités sur les satellites de télédétection	20
2.1	Les satellites de télédétection civile	21
2.2	Généralités sur les satellites imageurs	21
2.2.1	Fauchée et Couverture	21
2.2.2	Cycle et phasage	21
2.2.3	Temps de revisite	24
2.2.4	Choix d'orbites héliosynchrones	25
2.2.5	La visibilité de la Terre en orbite	25
2.3	Orbites usuelles	26
2.4	Les satellites optiques et Infra Rouge (IR)	26
2.4.1	Principes généraux	26
2.4.2	Les capteurs	28
2.5	Les satellites radar	29
2.6	Les images et leur géoréférencement : orientation de la trace	29
2.7	Analyse des besoins dans le cadre du programme Orfeo-Pléiades	31
2.8	Quelques satellites de télédétection	31
3	Géométrie des images	33
3.1	Généralités	34
3.1.1	Notion de résolution	34
3.1.2	Echantillonnage des données	34
3.1.3	Rayon perspectif	35
3.1.4	Repérage par rapport au sol	36
3.1.5	Enregistrement continu ou instantané	39
3.1.6	Monoscopie et stéréoscopie	40
3.2	Les capteurs	41
3.2.1	Limites physiques	41
3.2.2	Capteurs numériques et chambres photographiques	41
3.2.3	Quelques PSF (Point Spread Function) de systèmes satellitaires	41
3.3	Géométrie des prises de vues optiques	42
3.3.1	Echantillonnage au sol : GSI et IFOV	43

3.3.2	Rayon perspectif, hypothèse de terre plane, visée verticale (cas optique)	43
3.3.3	Géométrie des prises de vues optiques en visée oblique	44
3.4	Géométrie des acquisitions RSO (Radar à Synthèse d'Ouverture)	48
3.4.1	Principes de l'acquisition RSO	48
3.4.2	Géométrie "optique" et géométrie RSO	49
3.4.3	Acquisitions sous différentes incidences : hypothèse de Terre plate	49
3.5	Quelques capteurs satellitaires	50
3.6	Effets du relief	51
3.6.1	Analyse qualitative	51
3.6.2	Notion de modèle et de modèle inverse	51
3.7	Recalage des données	53
3.7.1	Niveaux de rectification [11]	53
3.7.2	Transformations géométriques : modèles empiriques [11]	54
3.7.3	Transformations géométriques : modèles physiques 3D [11]	56
3.7.4	Méthodes d'interpolation	56
3.8	Orientation des images sur la surface terrestre	56
3.8.1	Visée avant arrière	56
3.8.2	Acquisition latérale (gauche-droite)	57
4	Les satellites optiques	62
4.1	Les satellites imageurs à champ de limbe à limbe et grand champ (applications météorologiques)	63
4.1.1	Images planétaires : les satellites météorologiques géostationnaires	63
4.1.2	Les satellites à défilement NOAA-POES	68
4.1.3	DMSP : Defense Meteorological Satellite Program	70
4.1.4	Les satellites à défilement METOP-ESA	71
4.1.5	Les satellites à défilement METEOR (URSS puis Russie)	72
4.1.6	Le capteur POLDER	73
4.1.7	SPOT-Végétation	73
4.2	Les satellites imageurs grand champ en océanographie	74
4.2.1	Images régionales : NIMBUS 7	74
4.2.2	La mission SeaWiFS	74
4.2.3	Le programmes Okean	75
4.2.4	Haiyang : la surveillance de la mer en Chine	75
4.2.5	Les programmes indiens OceanSat	75
4.3	Les satellites imageurs à champ limité	76
4.3.1	Le programme américain LANDSAT	76
4.3.2	Le programme NMP	78
4.3.3	NASA's Earth Observing Systems	78
4.3.4	Le programme RESURS	80
4.3.5	Les satellites européens SPOT 1 à 7	80
4.3.6	Le programme indien IRS	83
4.3.7	Les programmes japonais	84
4.3.8	Le programme Sino-brésilien CBERS	86
4.3.9	RapidEye	86
4.3.10	RazakSAT : le satellite d'observation de la Terre de Malaisie	86
4.3.11	Le programme de la Thaïlande : Theos	87
4.3.12	Les programmes chinois	87
4.4	Les systèmes imageurs haute résolution	88
4.4.1	GeoEye : Orbview et Ikonos	88
4.4.2	DigitalGlobe : Quickbird, Worldview	89
4.4.3	Orfeo Pléiades	91
4.4.4	EROS	92
4.4.5	Formosat-2 (Taiwan)	92
4.4.6	KOMPSAT-2 (Corée)	92
4.4.7	Cartosat (Inde)	93
4.4.8	Tianhui-1 (Chine)	93
4.4.9	Les programmes RESURS-F (ex-URSS) et SPIN-2	93
4.5	Mini et microsattellites	94

4.5.1	SSTI (Small Spacecraft Technology Initiative)	94
4.5.2	Proba-1	94
4.5.3	DMC : Disaster Monitoring Constellation	95
4.5.4	Autres mini et microsatellites	96
4.6	Capteurs hyperspectraux	96
4.6.1	Modis	96
4.6.2	Hyperion	96
4.6.3	Meris (satellite ENVISAT)	96
4.6.4	Chris (satellite Proba-1)	97
4.7	Quelques programmes militaires	97
4.7.1	France : programme Helios	98
4.7.2	Japon	98
4.7.3	Israël	98
4.7.4	Chine	99
4.8	Utilisation de la navette spatiale et de Mir	99
4.8.1	Expérimentations sur les navettes américaines	99
4.8.2	Mir	100
4.9	Futurs Projets d'observation de la terre	100
4.9.1	Sentinel-2 et Sentinel-3	100
4.9.2	Divers	101
5	Les satellites radar	102
5.1	Les satellites RSO de première génération	103
5.1.1	Particularités d'ERS (1991-2011)	103
5.1.2	JERS (1992-1998)	105
5.1.3	Particularités de Radarsat (1995-)	105
5.1.4	ENVISAT (2002-2012)	106
5.1.5	Almaz	107
5.1.6	Autres systèmes	107
5.2	Utilisation de la navette spatiale	108
5.2.1	Columbia : le programme SIR-A (1982)	108
5.2.2	Challenger : le programme SIR-B (1984)	108
5.2.3	Endeavour : le programme SIR-C (1994)	108
5.2.4	Endeavour : le programme SRTM (2000)	109
5.3	Les capteurs de seconde génération (2006-2008)	109
5.3.1	ALOS	109
5.3.2	Radarsat-2	109
5.3.3	Terrasar-X	110
5.3.4	Cosmo-Skymed	110
5.4	Les projets en cours	111
5.5	Les systèmes militaires	112
5.5.1	USA : Les Lacrosses/Onyx	112
5.5.2	Japon : IGS	113
5.5.3	Allemagne : La constellation Sar Lupe	113
5.5.4	Chine : Yaogan	113
5.5.5	Israël : Teccsar	114
5.5.6	Inde : RISAT-2	114
A	Derniers lancements de satellites de télédétection (1997-2009)	115
A.1	Année 1997	116
A.2	Année 1998	116
A.3	Année 1999	116
A.4	Année 2000	117
A.5	Année 2001	117
A.6	Année 2002	117
A.7	Année 2003	118
A.8	Année 2004	118
A.9	Année 2005	119
A.10	Année 2006	119

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Cadre privé } sans modifications
Voir page 128

A.11 Année 2007	120
A.12 Année 2008	120
A.13 Année 2009	120
A.14 Année 2010	121
B Rappels de trigonométrie sphérique	122
B.1 Cas général	123
B.2 Triangle sphérique “rectangle”	123
Licence de droits d’usage	128



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 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 dizaine 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, avec la collaboration d'Emmanuel Trouvé et de Florence Tupin. 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 beaucoup 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. 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 (passé et actuels) et l'autre dédié aux capteurs Radar (RSO : Radar à Synthèse d'Ouverture) achèvent cette introduction à l'imagerie satellitaire.



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 [2], ou des documents riches en exemples, comme l'ouvrage en ligne de R.Guiziou [6]

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 $\mu = G M = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ m}^3\text{s}^{-2}$. En faisant l'hypothèse que la Terre est une sphère parfaite et homogène, la force exercée par la Terre sur le satellite s'exprime :

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

On en déduit le potentiel associé à cette force :

$$U = -\mu \frac{m}{r} \tag{1.1}$$

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 μ , 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,
- la racine carrée de la période est proportionnelle au carré du grand axe de l'ellipse.

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

1.1.2 Equations fondamentales des satellites

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

$$\vec{F} = - \text{grad } U = -\mu m \frac{\vec{r}}{r^3}$$

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} :

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

$$\frac{d\vec{H}}{dt} = \vec{M} = 0$$

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



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 – :

$$\begin{aligned}\vec{V} &= \vec{V}_R + \vec{V}_T \\ &= \frac{dr}{dt} \vec{e}_r + r \frac{d\theta}{dt} \vec{e}_t\end{aligned}\quad (1.2)$$

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 1.2) peut alors se réécrire :

$$\vec{V} = \frac{dr}{dt} \vec{e}_r + \frac{C}{r} \vec{e}_t \quad (1.3)$$

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 θ_0 constante prenant en compte les conditions initiales. On trouve ainsi l'expression suivante pour le rayon r de l'orbite :

$$r = \frac{p}{1 + e \cos(\theta - \theta_0)} \quad \text{avec} \quad \begin{cases} p = \frac{C^2}{\mu} \\ e = \sqrt{1 + \frac{2WC^2}{m\mu^2}} \end{cases} \quad (1.4)$$

ce qui revient à dire que, si $e \in [0; 1]$, la trajectoire est fermée et périodique. C'est une ellipse décrite en coordonnées polaires par son excentricité e et par son paramètre p .

Dans un référentiel cartésien lié au centre de l'ellipse, cette dernière s'exprime par la relation :

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \quad (1.5)$$

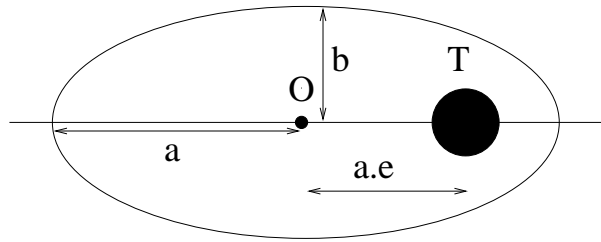


FIG. 1.1 – Ellipse de demi grand axe a et de demi petit axe b , la Terre étant à l'un des foyers

Elle est donc décrite par deux paramètres : a le demi grand axe et b le demi petit axe.

Le rayon r varie donc entre une distance minimum r_P , appelée périégée, et une distance maximale r_A appelée apogée. On a donc :

$$r_P = \frac{p}{1 + e}$$

$$r_A = \frac{p}{1 - e}$$

Le demi grand axe de l'ellipse, a , s'écrit :

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

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 voit donc 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, on a donc a et T qui sont constants. Les paramètres de l'ellipse e et p sont alors liés par la relation :

$$p = a(1 - e^2) \tag{1.6}$$

c'est à dire

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

Pour une orbite à énergie donnée, modifier l'excentricité e d'une orbite a donc deux conséquences :

- son foyer va s'écarter de son centre d'une distance ae ,
- p varie selon la relation 1.6, ce qui modifie aussi la constante aréolaire C et l'aire de l'ellipse (mais il faut bien voir que cette variation conjointe de C et de \mathcal{A} n'influe pas sur la période T).

La forme des ellipses de même énergie est donc dictée par e puisque le second paramètre p est alors lié à l'excentricité.

1.1.3 Paramètres orbitaux

Les satellites d'observation de la Terre décrivent donc des ellipses, qui s'expriment classiquement sous forme polaire (équation 1.4).

En pratique, les orbites elliptiques sont entièrement caractérisées par leur apogée (r_A) et leur périégée (r_P). On a en effet :

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

et on en déduit la période T :

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (1.7)$$

L'utilisation de a , demi grand axe, permet d'écrire

$$\begin{aligned} r_A &= a(1+e) \\ r_P &= a(1-e) \end{aligned}$$

On en déduit alors :

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

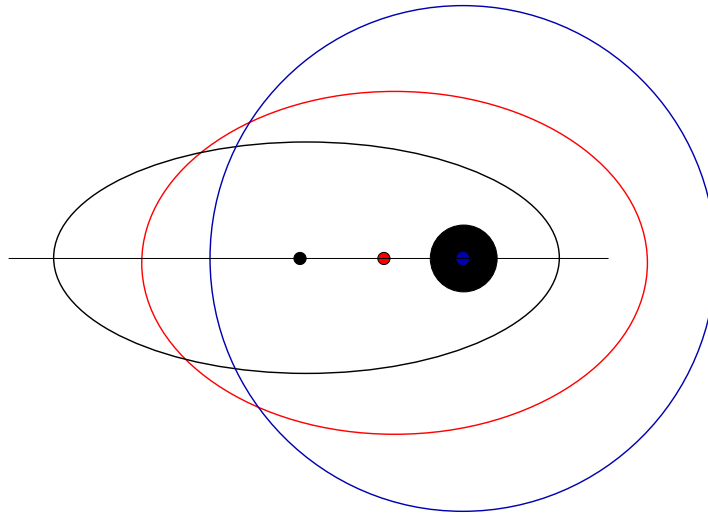


FIG. 1.2 – 3 ellipses de même énergie, la Terre étant à l'un des foyers

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

$$\begin{aligned} \frac{E}{m} &= -\frac{\mu}{2a} \\ &= \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} \end{aligned}$$

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

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

Pour une orbite circulaire, cette expression se réduit à

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{a}}$$

La vitesse à l'apogée v_A et la vitesse au périhélie 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" Δv se traduit par la transformation de l'orbite en orbite elliptique d'excentricité e telle que, au premier ordre

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

Notons pour finir aur dans le cas d'une orbite circulaire d'altitude h , on a :

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{(R_T + h)^3}{\mu}} \quad (1.8)$$

Dans cette expression, R_T est le rayon terrestre.

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 repérag conventionnel : un axe fixe de référence, qui est la direction du méridien de Greenwich à une date donnée.

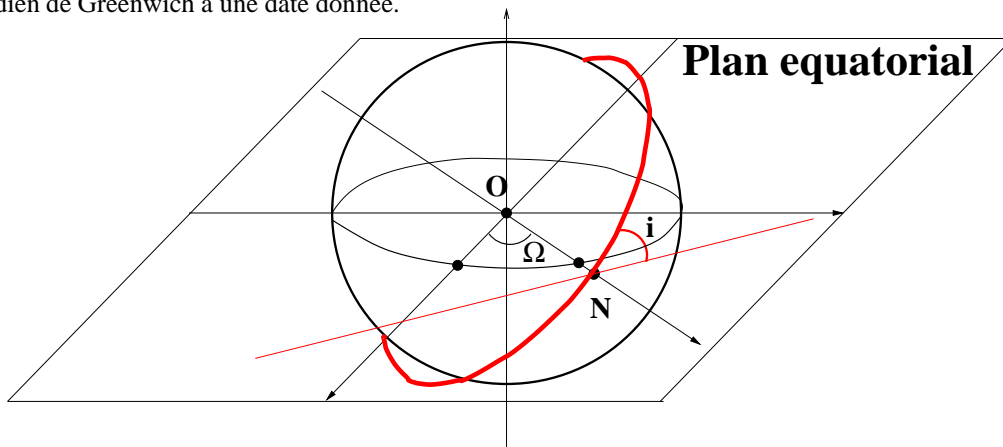


FIG. 1.3 – Orbite d'un satellite inclinée d'un angle i et coupant le plan équatorial au nœud ascendant N , repéré par rapport au méridien de référence par Ω , ascension droite du nœud ascendant

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.

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



- l'**ascension droite du nœud ascendant** Ω 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 périégée** ω qui exprime, dans le plan de l'orbite, l'angle entre la direction du nœud ascendant et celle du périégée.

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

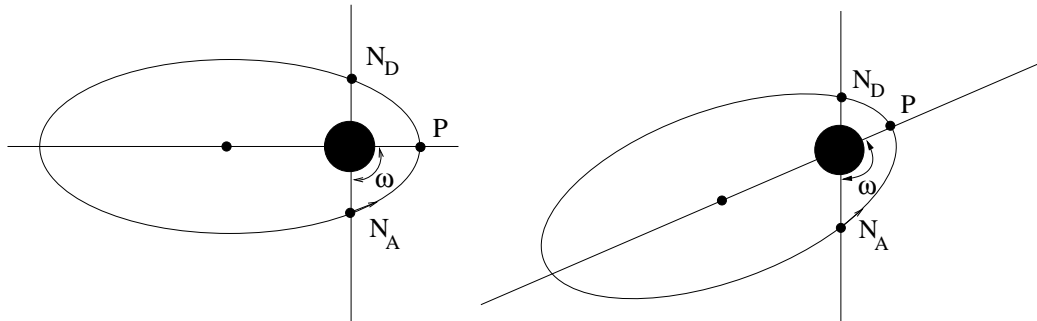


Fig. 1.4 – Deux exemples d'orbite ayant même plan orbital, même nœuds ascendant et descendant, mais dont l'argument du périégée est différent. Les figures sont dans le plan orbital.

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 v qui correspond au descripteur en géométrie polaire (équation 1.4) : θ (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 1.5. 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 $\frac{a}{b}$).

l'anomalie moyenne est une valeur d'angle qui croît linéairement avec le temps, égale à 0° au périégée et à 180° 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). Il est alors nécessaire de requérir un ellipsoïde pour la modéliser au lieu d'utiliser une sphère.

Il y a bien des manières de décrire l'ellipsoïde terrestre : le plus courant est le WGS84. Si a est le rayon à l'équateur et b le rayon aux pôles, les valeurs WGS84 sont :

$$a = 6378,137km$$

$$b = 6356,752km$$

Pour une latitude donnée Ψ , le rayon terrestre sera alors :

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

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 1.1. Malgré tout, on peut continuer à la considérer comme un

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

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 :

$$U = \frac{\mu}{r} \left(1 - \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{R_T}{r} \right)^n J_n P_n(\cos \phi) + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{q=1}^{\infty} \left(\frac{R_T}{r} \right)^n J_{nq} P_{nq}(\cos \phi) \cos(q(\lambda - \lambda_{nq})) \right) \quad (1.9)$$

Dans cette expression on a :

- μ : $\mu = G M = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ m}^3 \text{ s}^{-2}$
- 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)
- ϕ : latitude de la projection sur le globe du point considéré
- λ : longitude de la projection sur le globe du point considéré
- J_n : harmonique zonale
- J_{nq} : harmonique tessérale
- λ_{nq} : longitude propre à l'harmonique tessérale
- P_n : Polynome de Legendre, avec

$$P_{nq} = (1 - x^2)^{\frac{q}{2}} \frac{d^q}{dx^q} P_n(x)$$

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

- un aplatissement aux poles 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

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\left(\frac{3}{2}\right) n_0 A_0 J_2 \cos i \quad (1.10)$$

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

$$K = \frac{d\Omega}{dt} = 0,9856^\circ/\text{jours}$$

ce qui est vérifié si

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

Un exemple d'abaque pour orbites basse altitude est donnée figure 1.5.

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 1.6 à gauche). Or l'aplatissement de la Terre fait que cette orientation va effectuer une rotation tout au long de l'année (figure 1.6 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 1.10 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, $A = \frac{R_T^2}{a^2(1-e^2)^2}$.

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



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

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° et 116.57° (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 1.9. 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, $h_p = 548\text{km}$, $h_A = 39957\text{km}$, $T = 12\text{h}$).

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 :

Altitude	Période	Vitesse	
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	navette spatiale, JERS-1 (héliosynchrone)
800. km	100.87 min	7451.9 m/s	ERS-1, SPOT (héliosynchrone)
981. km	104.7 min	7359 m/s	$r = 7359\text{ km}$
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

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 :

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Cadre privé } sans modifications
Voir page 128

- Aux USA, Cap Canaveral (28°35' N, côte Est) et Vandenberg (34°45' N, côte Ouest) pour les satellites militaires,
- Baïkonour au Kazakhstan (46° N, base sur laquelle un accord stipule la souveraineté de la Russie, mais qui sera abandonnée à terme), et Plessetsk 63° N,
- 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.

Site	Vitesse tangentielle
Plessetsk	210 ms ⁻¹
Baïkonour	328 ms ⁻¹
Cap Canaveral	410 ms ⁻¹
Kourou	463 ms ⁻¹
Equateur	464 ms ⁻¹

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 à défilement).

Les Soyouz permettent de mettre 7,5 tonnes en orbite basse (exemples des Kosmos). Titan 2 permettent 2 t en orbite polaire (NOAA). Le lanceur japonais H2 permet de mettre 4,3 t en orbite polaire.

Pour les petits satellites, notons le réemploi de missiles intercontinentaux Minuteman-II. Sous l'appellation Minotaure, ils permettent de mettre 335 kg en orbite héliosynchrone pour 12 millions de dollars.

Le tableau suivant donne des valeurs "standard" (sans prendre en compte les diverses évolutions de ces lanceurs) concernant les lanceurs Ariane-4 et Ariane-5 :

	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	

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.

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	1m



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.

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 :

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

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 périhélie et un aphélie distant de l'ordre du mètre.

Autre valeur numérique à méditer : Radarsat (environ 2 tonnes, orbite héliosynchrone) embarque 57 kg d'hydrazine pour les corrections de trajectoires prévisibles durant sa vie (prévue initialement à 5 ans).

Pour SPOT4, les corrections s'effectuent 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).



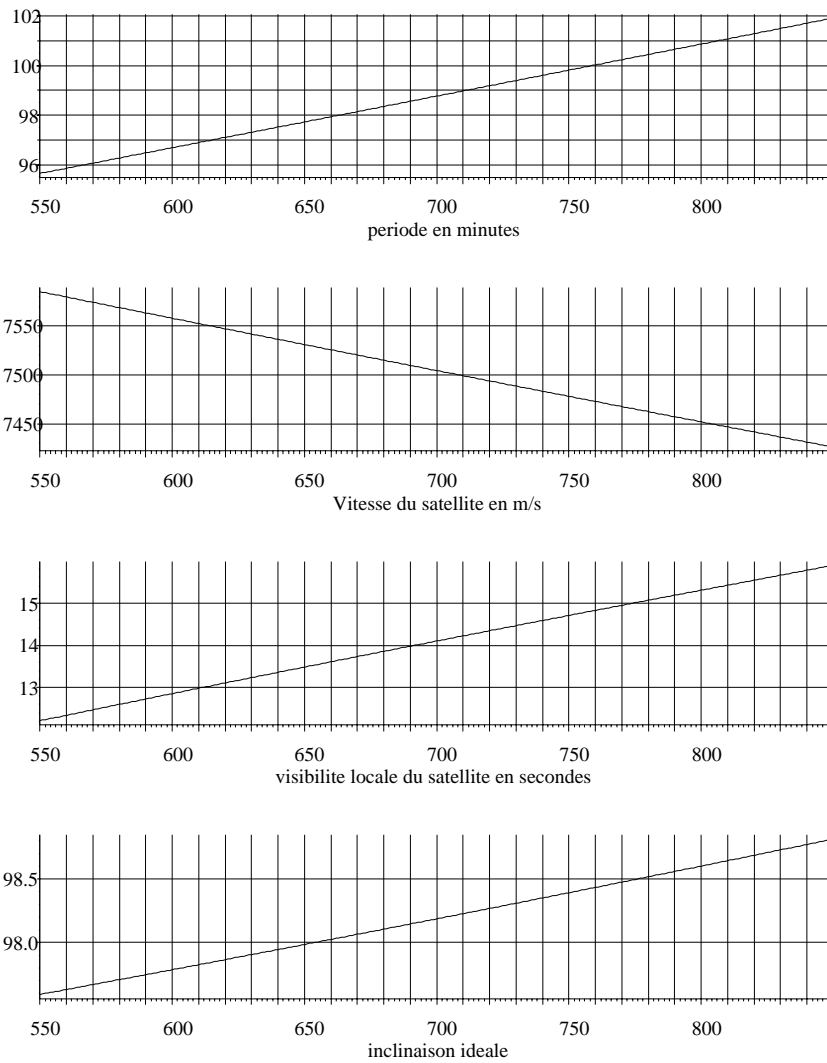


Fig. 1.5 – Caractérisation des orbites héliosynchrones en fonction de l'altitude (en km) du satellite.

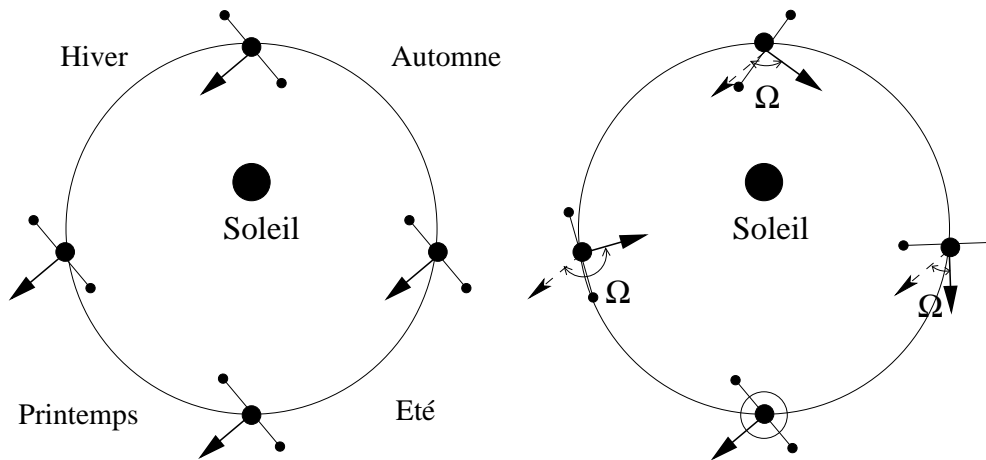


FIG. 1.6 – Evolution de l'orientation de l'orbite d'un satellite. A gauche : la Terre est supposée parfaitement sphérique et homogène et l'orientation de l'orbite demeure identique tout au long de l'année. A droite : la Terre est aplatie, modifiant l'orientation de l'orbite tout au long de l'année. Sur cet exemple, l'orbite n'est pas héliosynchrone.

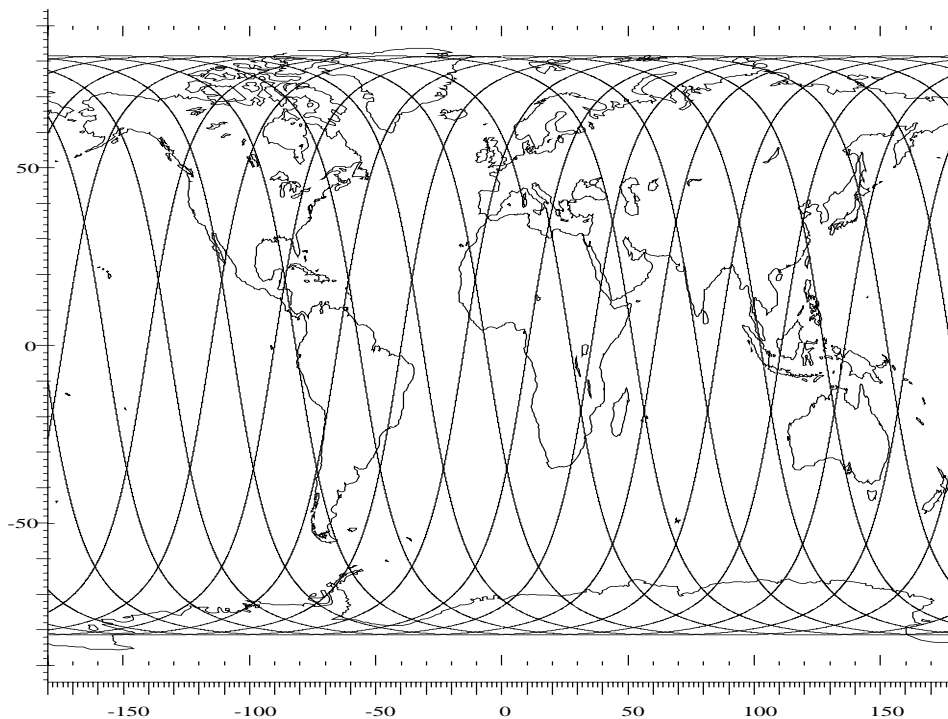


FIG. 1.7 – Passage d'ERS-1 : 14 orbites consécutives correspondant à 23h30 de trajectoire.

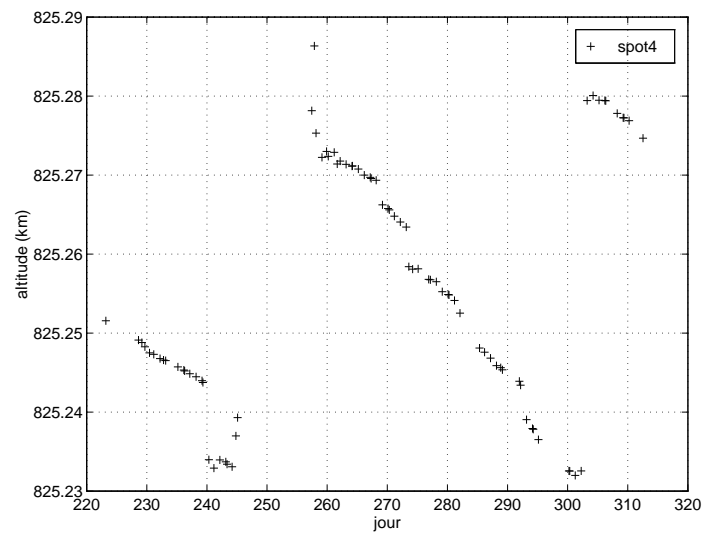


FIG. 1.8 – Variation de l'altitude du satellite SPOT4 sur 100 jours : par deux fois, les fusées de SPOT4 ont été rallumées pour remonter d'environ 60 m l'orbite. Figure de Laurent Beaudoin[1]

Chapitre 2

Généralités sur les satellites de télédétection



2.1 Les satellites de télédétection civile

Le premier satellite de télédétection civile (hors satellite météorologique) a été Landsat 1 (1972) : 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 2.1 (d'après [5] pour les données antérieures à 1997) donne des statistiques concernant les années 1960-2008 (voir l'annexe A pour les données détaillées 1997-2009).

Ces chiffres illustrent bien les avancées technologiques majeures (comme l'utilisation de barettes CCD remplaçant les films, 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.

2.2 Généralités sur les satellites imageurs

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).

Ensuite l'orbite : orbite basse pour avoir une meilleure résolution (au détriment de la stabilité de l'orbite), orbite moyenne qui peut être –ou non– héliosynchrone– (mais qui ne permet pas une couverture instantanée de la terre), orbite haute (cas des géostationnaires). Ces choix sont bien évidemment dictés par la thématique envisagée (par exemple, l'heure de passage au nadir que l'on peut souhaiter à peu près identique pour conserver par exemple la même orientation aux ombres).

Les paramètres d'une orbite sont caractérisés –sur le plan thématique– par des grandeurs permettant de connaître la capacité d'un capteur à acquérir un jeu temporel de données sur n'importe quel point du globe : on définit ainsi fauchée, couverture, cycle, phasage et temps de revisite.

2.2.1 Fauchée et Couverture

La couverture est aussi un point important : elle dépend de la fauchée *i.e.* la zone imagée perpendiculairement à la trajectoire. Si D est la fauchée, dans le cas d'un satellite en orbite polaire (ou quasi polaire comme les satellites héliosynchrones), on remarque que pour couvrir la totalité de la surface terrestre, 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 différentes. Dans ce cas, on doit avoir :

$$ND \geq 40000km$$

En général, on prévoit un léger recouvrement entre orbites (20% pour ERS par exemple).

2.2.2 Cycle et phasage

On appelle phasage la possibilité pour un satellite de survoler le plus précisément possible le même point (et donc d'obtenir des images ayant les mêmes caractéristiques géométriques) au bout d'un certain nombre de jours. Ce choix est très souple et on observe diverses valeurs pour les satellites de télédétection :

- 1 jour : FORMOSAT
- 3 jours : mode "Ice" d'ERS-1 (phase A, B et D)
- 7 jours : EROS
- 11 jours : Terrasar-X
- 16 jours : LANDSAT 4 à 7, Terra, CSK
- 18 jours : LANDSAT 1 à 3
- 24 jours : IRS-P2 à IRS-P6, Radarsat
- 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



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 (NOOA 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, Terrasar-X, CSK, Cartosat2, Radarsat2
2008	0	1	5	1	0	8	Cartosat-2, GeoEye-1, RapidEyes, THEOS

Tab. 2.1 – Comparaison du nombre de satellites de reconnaissance militaire et du nombre de satellites de télédétection civile entre 1960 et 2008 (d'après [5]). A partir de l'année 1997, ce tableau a été complété à l'aide des données fournies dans l'annexe A.

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Cadre privé } sans modifications

Voir page 128

Ce choix est principalement dicté par les thématiques, mais aussi par l'agilité du capteur.

Le fait que le satellite soit héliosynchrone garantit que l'heure de survol est la même. Si T est la période d'un satellite "phasé" héliosynchrone, celle-ci doit vérifier :

$$nT = qT_d$$

avec n et q entiers premier entre eux et T_d durée du jour moyen (86400 s). Le cycle est alors de q jours, et est assuré par N orbites.

Le nombre d'orbite par jour p est parfois exprimé comme la somme d'un entier et d'une fraction rationnelle :

$$p = p_0 + \frac{r}{q} \tag{2.1}$$

Le nombre d'orbites par cycle s'exprime alors comme :

$$N = qp_0 + r$$

En pratique, pour les satellites héliosynchrones utilisés en télédétection, le nombre p_0 varie entre 14 et 16 puisque, à partir de la formule 1.8, on peut établir le tableau suivant :

Altitude (km)	Nombre entier d'orbites par jour	
2155	11	Formosat
1674	12	
1255	13	
891	14	
561	15	
268	16	

Par exemple, Radarsat, à 798 km, a $14 + \frac{7}{24}$ orbites par jour, un cycle de 24 jours et 343 orbites par cycle.

On voit ainsi que pour un satellite héliosynchrone, il existe un certain nombre de possibilités entre N , p (avec $p \geq N$) et q , que l'on définit par le choix d'une altitude donnée (une fois connue l'altitude, on définit très précisément l'inclinaison de l'orbite pour que ce satellite soit héliosynchrone). Une très légère variation de l'altitude conduit alors à des modifications de ces paramètres, ce qui est incompatible avec le choix de proposer sur catalogue des images prévisionnelles. Aussi est-il nécessaire de "remonter" régulièrement le satellite pour garantir couverture et phasage (ce que l'on observe sur la figure 1.8).

Enfin, il faut comprendre la signification de la grandeur r de la formule 2.1. Considérons donc un satellite placé à une altitude nominale H et effectuant p_0 orbites par jour (cycle de 1 jour). 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, le satellite sera à nouveau phasé avec un cycle q et avec un nombre d'orbites qui s'exprime comme :

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

Considérons le satellite Landsat 1, qui est à une altitude légèrement supérieure : 917 km. En un jour, il effectue un peu moins de 14 orbites par jour ; très exactement, son nombre d'orbite journalière est $p = 13 + \frac{17}{18}$. Il lui faut donc un peu plus d'une journée pour accomplir 14 orbites. Voilà pourquoi sa trace au bout d'un jour est juste à coté de celle du jour précédent, légèrement à l'Ouest (voir figure 2.1 haut).

Au fur et à mesure que l'on monte (ou que l'on descend) l'orbite du satellite, on rencontrera d'autres cas où le satellite est à nouveau phasé. Par exemple, dans le cas des Landsat 4 à 7, dont l'altitude est plus faible que celle de Formosat (donc un nombre d'orbite journalière plus élevé), on aura $p = 14 + \frac{9}{16}$, donc un cycle de 16 jours et $r = 9$ (à peu près la moitié du cycle). Dans ce cas, la trace au bout d'un jour est à peu près entre deux traces du jour précédent (voir figure 2.1 milieu).

Pour 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,
- le **décalage journalier** d (lié à r) entre la première trace du jour initial et la première trace du lendemain.

Le choix de d est lié à l'agilité du capteur et permet des temps de revisite faibles, ce qui est de plus en plus souvent souhaités par de nombreux thématiciens. Le choix des satellites SPOT est illustré figure 2.1 (bas) : il est justifié par l'agilité de ce capteur pour permettre de réduire le temps de revisite, point qu'il faut maintenant aborder.

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



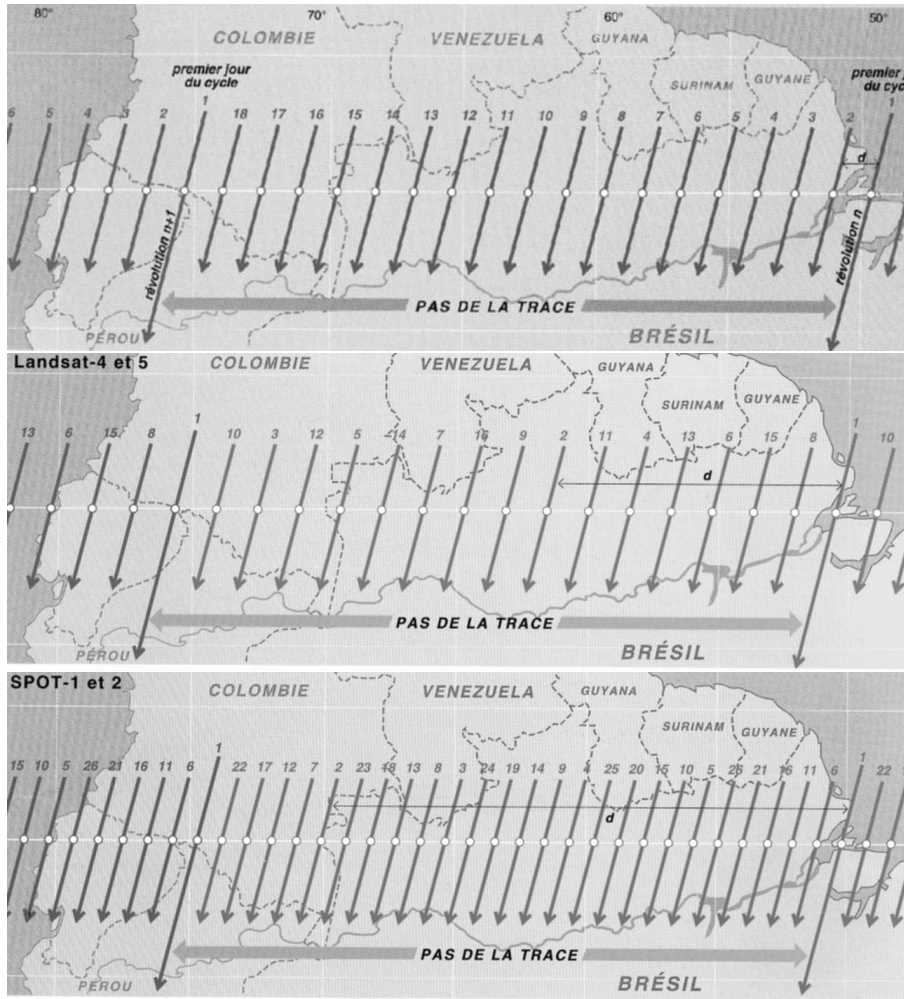


FIG. 2.1 – Différents exemples de couvertures locales obtenus par des choix différents de la grandeur r (formule 2.1). Cas de Landsat 1 à 3 ($p = 13, r = 17, q = 18$), Landsat 4 à 7 ($p = 14, r = 9, q = 16$) et SPOT ($p = 14, r = 5, q = 26$). Illustrations tirées de l'ouvrage de Verger [5]

2.2.3 Temps de revisite

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 (exception faite pour les satellites Radar dans le cas où l'on souhaite construire des interférogrammes). Par exemple, SPOT peut varier son angle de visée de gauche à droite d'environ $\pm 30^\circ$: la zone sur laquelle on peut effectuer une image est alors d'environ 800 km, à comparer avec la fauchée de SPOT qui est de 60 km. En choisissant judicieusement le paramètre r , et en utilisant l'agilité du capteur, on peut ainsi acquérir des images sur la distance correspondant au pas de la trace afin d'avoir des données le plus rapidement possible.

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 suivant montre le choix effectué pour la constellation Orfeo (capteur optique). Il montre comment varie le temps de revisite en fonction du nombre de satellite de la constellation (ici entre 1 et 2 !!) et de l'agilité du satellite.

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

2.2.4 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. Un exemple d'orbite héliosynchrone est donné figure 1.7 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. Une caractérisation de l'orbite peut être donnée par l'heure du nœud ascendant : franchissement de l'équateur en passe montante, ou l'heure 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 choix a été adopté par Terrasar-X et Cosmo Skymed

2.2.5 La visibilité de la Terre 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 2.2), on montre aisément que la portion de globe terrestre observé est limité par un angle φ

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

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 peut en déduire la proportion de la surface de la Terre imagée par un satellite à l'altitude h :

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

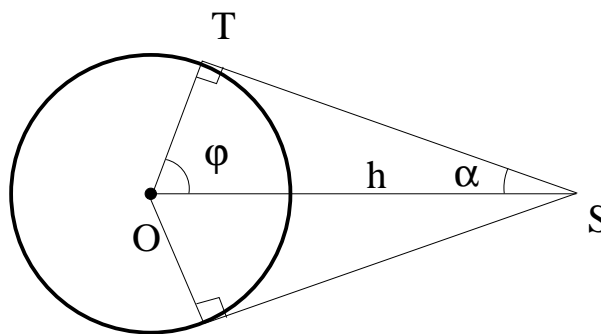


FIG. 2.2 – La Terre vue par un satellite imageur "de limbes à limbes".

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

	altitude	pourcentage
Meteosat	35683 km	42,4 %
Spot	822 km	6,34 %
QuickBird2	450 km	3,28 %
Cosmos 2372	211 km	1,59 %

On peut remarquer que les satellite météorologiques en orbites géostationnaires ne peuvent donc observer les pôles.

2.3 Orbites usuelles

Une fois assimilés les aspects liés aux effets de gravitation et d'atmosphère terrestre, on comprend mieux pourquoi les orbites des satellites de télédétection appartiennent généralement à deux grandes familles :

- les orbites géostationnaires (GEO), correspondant donc à une altitude de 35683 km. L'avantage majeur de cette orbite est que le satellite survole toujours le même point de l'équateur. L'inconvénient est que cette orbite est à haute altitude et les limitations des capteurs physiques font que la résolution est dans ce cas peu attractive (par exemple les satellites météorologiques placés en orbite géostationnaire ont une résolution kilométrique). Il faut noter aussi que les pôles ne peuvent être observés par de tels systèmes.
- Les orbites "basses" LEO (*Low Earth Orbit*). Dans ce cas, le satellite est dit "à balaiement" car les points de la Terre qu'il survole varient au cours du temps. Pour faciliter son exploitation, il est d'usage de choisir une orbite phasée : au bout du cycle, le satellite survole à nouveau le même point de la Terre, ce qui permet de prévoir facilement des acquisitions concernant un point de la Terre donné.
- un cas particulier des orbites LEO sont les orbites NPO (*Near Polar Orbit*). En jouant sur la rotation propre de la Terre, un satellite placé sur ce type d'orbite est susceptible de survoler n'importe quel point de la Terre.
- Enfin un cas particulier de NPO sont les orbites héliosynchrones SSO (*Sun Synchronous Orbit*). Elles permettent le survol de presque tout point du globe et, de plus, assurent que l'heure locale est la même à chaque survol, ce qui garantit les mêmes conditions d'acquisition et globalement les mêmes ombres dans le cas d'un capteur optique.

Les conditions de lancement peuvent être des contraintes fortes : par exemple, l'inclinaison des orbites des navettes spatiales (dont la masse en orbite peut atteindre 100 tonnes) ne peut dépasser une soixantaine de degrés.

2.4 Les satellites optiques et Infra Rouge (IR)

2.4.1 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).

		μ
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.

Cependant des considérations physiques (propagation à travers l'atmosphère, ...) réduisent l'étendue théorique du spectre aux fenêtres décrites dans le tableau suivant ([4]) et qui reprend quelques interprétations thématiques de ces fenêtres ([3, 10]) :

Fenêtre	de (μm)	à (μm)	
Ultraviolet et visible	0.35	0.75	
	—Absorption O_2 , H_2O —		
Proche infrarouge	0.77	0.91	détection des oxydes de fer
	—Absorption H_2O —		
	1.0	1.12	
	—Absorption H_2O —		
	1.19	1.34	
	—Absorption H_2O , CO_2 —		
Infrarouge moyen	1.55	1.75	teneur en eau des sols
	—Absorption H_2O , CO_2 —		
	2.05	2.4	
	—Absorption H_2O —		
Infrarouge thermique	3.35	4.16	discrimination roches silicatées/non silicatées
	—Absorption CO_2 —		
	4.5	5.0	
	—Absorption H_2O —		
	8.0	9.2	
	—Absorption O_3 —		
	10.2	12.4	
	—Absorption CO_2 —		
	17.0	22.0	

La transmittance de l'atmosphère terrestre peut être aussi évaluée par des programmes dédiés qui mettent en valeur ces fenêtres (exemple figure 2.3).

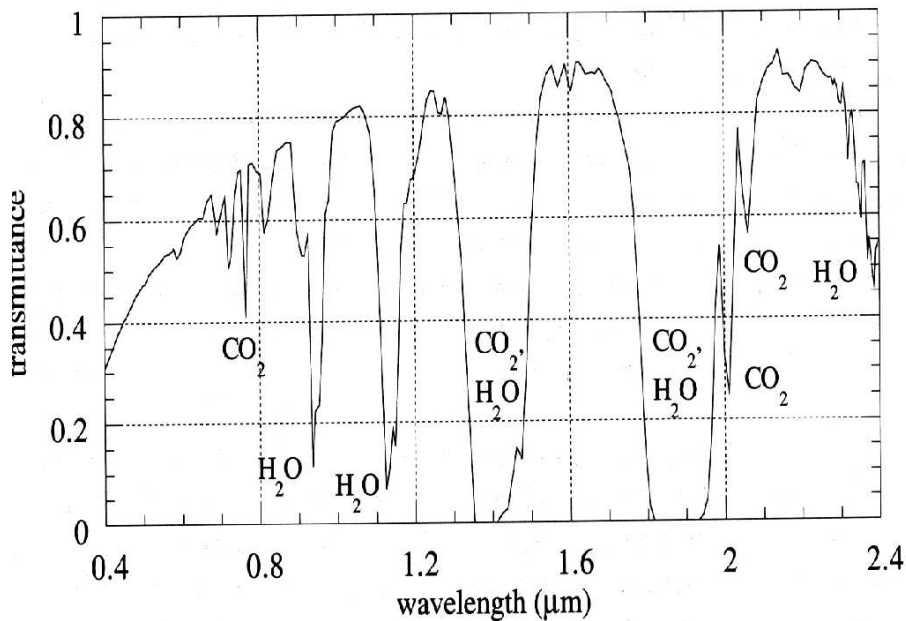


FIG. 2.3 – Transmittance de l'atmosphère terrestre, calculée par le programme MODTRAN (figure issue de [10], page 40)

Un exemple concret de choix des canaux est dans la description du capteur Nimbus (voir 4.2.1)

Bande (μm)	
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

2.4.2 Les capteurs

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

- 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.

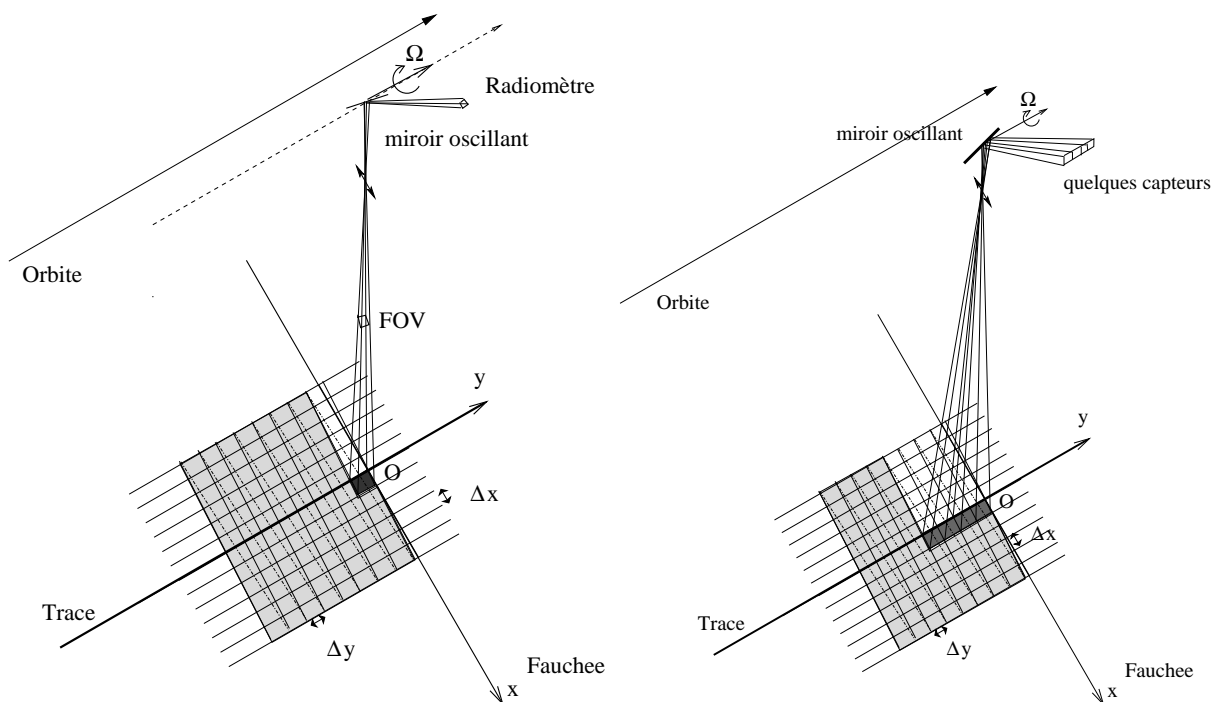


FIG. 2.4 – Balayage avec un miroir : cas du capteur unique (à gauche) et du *whiskbroom* à droite.

Les capteurs 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 assurant le balayage selon la direction orthogonale à la direction du satellite (figure 2.4, 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.
- le *whiskbroom*, identique au précédent, mais pour lequel il y a plusieurs capteurs élémentaires selon la direction propre du satellite (figure 2.4, droite). Ces capteurs élémentaires pouvant être aussi dédiés à différentes bandes de fréquences.
- 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 SPOT1). L'image est construite ligne à ligne en prenant en compte le mouvement du satellite (figure 2.5).

- enfin, beaucoup plus rarement en imagerie satellitaire, la matrice CCD 2-D (cas d'EarlyBird ou de Proba-1/HRC), similaire à celles des appareil 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. Dans les systèmes à résolution submétriques a été introduit le détecteur TDI (Time Delay and Integration), matrice pour laquelle le détecteur élémentaire "suit" le mouvement du défilement du paysage, ce qui accroît au final les charges. Par exemple, Pléiades a un TDI PAN composé de 20 lignes.

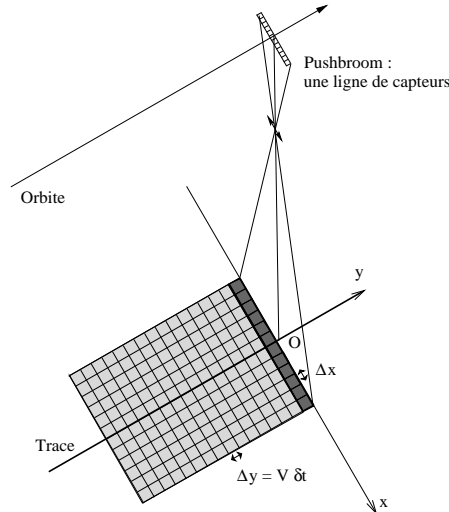


FIG. 2.5 – Capteur optique de type *pushbroom*. Si la barette requiert une durée δt pour acquérir une ligne, l'interligne sera tout simplement $\Delta y = V \delta t$, où V est la vitesse du satellite.

2.5 Les satellites radar

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 le jour comme la nuit. De plus, l'utilisation d'ondes centimétriques (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 les suivantes :

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_u	10.90 - 22.0 GHz	2.7 - 1.36 cm
K_a	22.0 - 36 GHz	1.36 - 0.83 cm

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).

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 2.2 [8].

2.6 Les images et leur géoréférencement : orientation de la trace

Une fois acquises, les images doivent pouvoir être géoréférencées : pour cela la surface de la Terre est modélisée par le géoïde, *i.e.* une surface (virtuelle) qui serait celle d'une surface d'eau recouvrant la Terre à l'altitude 0 (la

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

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		*	***

Tab. 2.2 – Bandes radar traditionnellement utilisées pour le suivi de la végétation et des sols

verticale locale est perpendiculaire à ce géoïde).

Si, à présent, il est possible de connaître avec une grande précision la position du satellite par rapport au géoïde de référence (par exemple avec le système DORIS), il est néanmoins important de pouvoir positionner l'image obtenue sur ce même géoïde.

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. Connaissant l'inclinaison de l'orbite i , l'altitude du satellite h , le rayon de la terre R_T (hypothèse de terre parfaitement sphérique), ainsi que les paramètres d'acquisition (type de visée –avant/arrière ou latérale–, angle de visée ν), il est alors possible de calculer l'angle ζ correspondant à l'orientation par rapport au Nord géographique des images obtenues en fonction de la latitude Ψ .

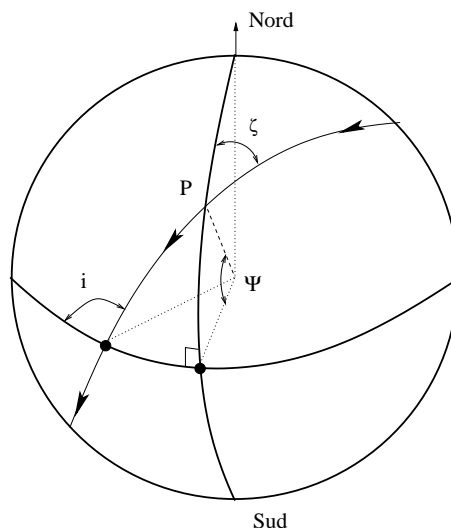


Fig. 2.6 – Calcul de l'orientation de la trace par rapport à un méridien au point P.

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 2.6), on peut alors appliquer directement la formule B.14 :

$$\zeta = \text{Asin}\left(\frac{\cos i}{\cos \Psi}\right) \tag{2.2}$$

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.

Les capteurs actuels permettent des visées avant-arrière ou bien latérales : l'orientation des images correspondantes sera analysée dans le chapitre relatif à la géométrie des images (paragraphe 3.8).

Le tableau suivant 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.

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

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

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

TAB. 2.3 – Analyse des besoins du système Orfeo-Pleiades

2.7 Analyse des besoins dans le cadre du programme Orfeo-Pléiades

Le programme Orfeo-Pleiades (analysé en 4.4.3) a été conçu autour de plusieurs systèmes d'observation (radar et optique), chacun d'eux étant constitué d'une constellation de petits satellites fournissant des données spécifiques.

Pour répondre à l'ensemble des besoins analysés lors de la phase de conception de ce système, une dizaine de capteurs potentiels ont ainsi été mis en évidence : ceux-ci sont décrits dans le tableau 2.3.

2.8 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.

Satellite			altitude	Orbites (par jour)	Inclinaison orbite	Résolution (nadir)	fauchée (nadir)	incidence
LANDSAT-1	1972	Optique	917 km	13+17/18	99.09°	80m	79 km	0°
LANDSAT-7	1999	Optique	705 km	14+9/16	98.21°	15m	79 km	0°
SPOT-1	1986	Optique	822 km	14+5/26	98.72°	10m	60 km	+ - 27°
SPOT-5	2002	Optique	822 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°
Satellite			altitude	Orbites	Inclinaison	Résolution	fauchée	incidence
ERS	1991	Radar	780 km	14+11/35	98.55°	20 m	100 km	23°
Radarsat-1	1995	Radar	798 km	14+7/24	98.58°	20 m	100 km	19° à 47°
Terrasar-X	2007	Radar	514 km	15+2/11	97.45°	2m	30 km	20° à 45°
Cosmo-SKymed	2008	Radar	619 km	14+13/16	97.86°	2m	30 km	20° à 60°



Chapitre 3

Géométrie des images



Le but d'un capteur est d'associer un objet ponctuel placé en un endroit donné $\mathbf{P} = (X, Y, Z)$ de l'espace à une position sur l'image (x, y) . Il faut insister sur les deux points suivants :

- La localisation de l'objet ponctuel : (X, Y, Z) s'effectue selon le choix d'un référentiel, qui peut être géographique (on se repère selon une méthode spécifique, et en référence à des objets géographiques de référence), cartographique (on se repère en relation avec des objets cartographiques placés sur une carte), ou cartésien (référentiel "absolu" sans nécessité de localisation géographique ou cartographique).
- 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.

Nous n'aborderons pas le problème stricto-sensu du géoréférencement des objets imagés, ni celui de la géolocalisation : en tout état de cause, la Terre de ce chapitre est parfaitement sphérique (le lecteur pourra aborder ces aspects dans l'ouvrage [9]). Seuls font l'objet de ce chapitre les aspects géométriques propres aux capteurs ainsi que l'étude de l'orientation d'une image dans le repère terrestre traditionnellement utilisé en géographie (méridiens, parallèles) sous l'hypothèse d'une Terre sphérique.

3.1 Généralités

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, les 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 les sources revient à rapprocher les taches jusqu'au moment où l'on ne peut plus observer l'existence de deux sources : 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. C'est le cas de 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.

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 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 plus faible 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.

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 par un filtre passe-bas¹. En règle générale, le capteur physique effectue 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).

¹Le 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

3.1.3 Rayon perspectif

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 sortent bien évidemment du cadre de ce cours, mais sont essentiels dans une phase de calibration des caméras. Sans adopter totalement ce formalisme, retenons qu'un modèle géométrique de caméra 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 par les facteurs d'échelle vertical (pixels/mm) et d'échelle horizontale (pixels/mm)).

Capteurs passif (optique)

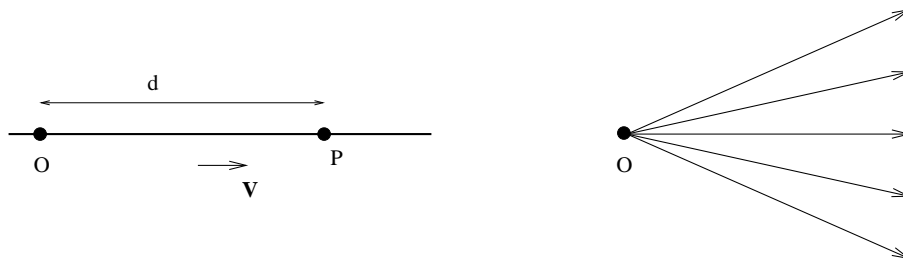


FIG. 3.1 – Rayon perspectif, capteur optique. Le rayon perspectif est défini par un vecteur \mathbf{V} : tous les points appartenant à la droite passant par \mathbf{O} et de vecteur directeur \mathbf{V} définissent le rayon perspectif. A droite : gerbe perspective formée de 5 rayons et passant par \mathbf{O} .

Dans le cas d'un capteur optique, cela revient à considérer une droite (dans la mesure où l'on peut considérer le milieu de propagation comme homogène). On a alors :

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

avec \mathbf{O} centre de projection (ou point de vue) et \mathbf{V} direction de visée. d est un paramètre permettant de décrire le rayon projectif. La gerbe perspective² est décrite par un jeu de vecteurs possibles \mathbf{V} 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 auront une allure de droites presque parallèles.

Capteur actif

Dans le cas d'un capteur actif, déterminer le rayon perspectif revient à considérer une portion de sphère (généralement ramené par simplification à un arc de cercle) puisqu'une position image (x, y) est en fait le résultat de la composition d'effets de focalisation et de fenêtrage temporel. Le paramétrage du rayon projectif nécessite de prendre en compte le vecteur unitaire \mathbf{W} tel que $\mathbf{V}\mathbf{W} = 0$, et on peut alors écrire

$$\mathbf{P} = \mathbf{O} + R(\cos \alpha \mathbf{V} + \sin \alpha \mathbf{W}).$$

Dans le cas où on peut approximer le front d'onde par une onde plane, on peut écrire :

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

La gerbe perspective est alors décrite par un jeu de valeurs R possibles.

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.

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.

²qui est ici une gerbe centrale : tous les rayons perspectifs passent par \mathbf{O} .

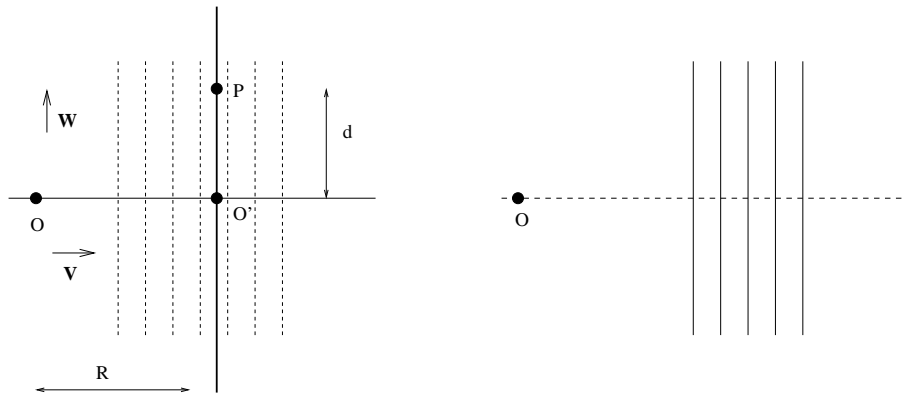


Fig. 3.2 – Rayon perspectif, capteur radar (hypothèse d’onde plane, qui sera justifiée ultérieurement). Le rayon perspectif est défini par deux vecteurs V et W : tous les points appartenant à la droite passant par O' (défini par le vecteur V et la distance R) et de vecteur directeur W définissent le rayon perspectif. A droite, gerbe perspective formée de 5 rayons : aucun ne passe par le point O .

3.1.4 Repérage par rapport au sol

Capteurs actifs et passifs se caractérisent par deux paramètres essentiels :

- l’altitude du porteur,
- la direction de visée.

De ce fait, lorsqu’un point du sol appartient à un rayon perspectif, il est nécessaire de le positionner dans un repère lié à la terre : le plus intuitif est donc la Terre. Nous allons tout d’abord faire l’hypothèse d’un sol plat, puis nous prendrons le cas plus réaliste d’une Terre sphérique.

Hypothèse de sol plat

Dans ce cas d’école (figure 3.3), une des manières les plus efficaces de repérer une image est de se repérer par rapport au Nadir (*i.e.* le point au sol qui “voit” le satellite à la verticale). Dans ce cas, soit D_N la distance au Nadir, et α l’angle de visée. Le sol étant plat, l’angle d’incidence θ est égal à l’angle de visée α 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 , on a

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

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 ϕ formé par la direction du satellite et la direction du point au sol. La visée depuis le satellite se fait avec un angle α , l’angle d’incidence au point visé est θ 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 :

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

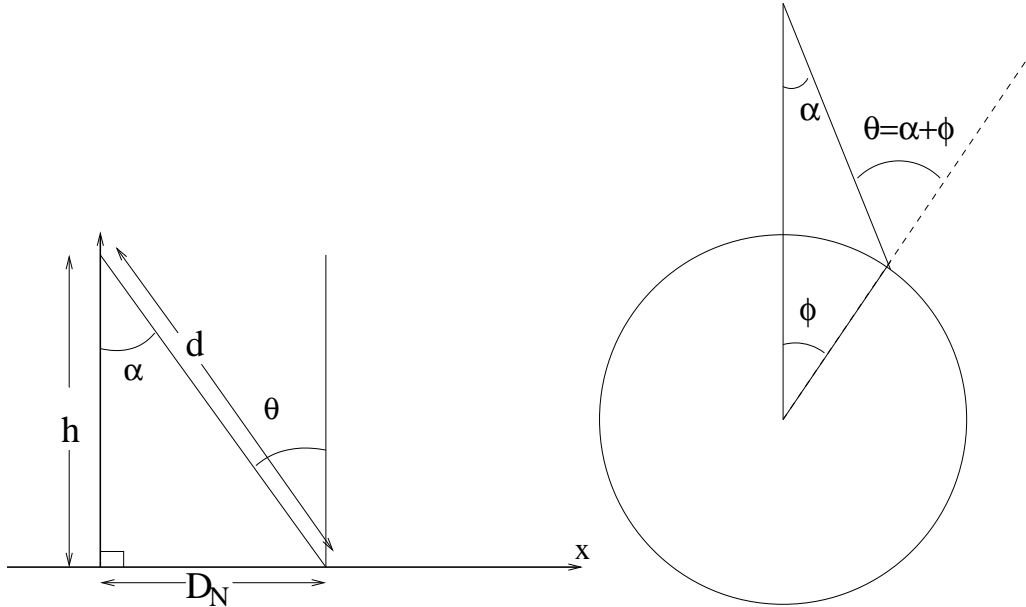


FIG. 3.3 – Hypothèse de sol plat, hypothèse de terre sphérique. θ est l'angle d'incidence.

On montre alors aisément les relations (voir figure 3.3) :

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

$$\alpha = \text{Arctan}\left(\frac{R_T \sin \phi}{R_T + h - R_T \cos \phi}\right) \quad (3.3)$$

$$\alpha = \text{Arcsin}\left(\frac{R_T \sin(\alpha + \phi)}{R_T + h}\right) = \text{Arcsin}\left(\frac{R_T \sin(\theta)}{R_T + h}\right) \quad (3.4)$$

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

L'expression 3.4 donne donc l'angle d'émission α en fonction de l'angle d'incidence au sol $\theta = \alpha + \phi$ (si l'utilisateur n'a en fait besoin que de l'angle d'incidence au sol θ , cet angle d'émission peut néanmoins se retrouver dans les métaparamètres d'une image).

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

$$D_N = R_T \phi$$

représente la distance au nadir.

Si l'on connaît l'angle d'incidence θ , 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 3.3 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.

L'expression 3.4 permet aussi d'exprimer par ailleurs l'angle limite de visée (qui correspond à un angle d'incidence de 90° : la visée est parfaitement rasante, comme on l'a vu sur la figure 2.2) en fonction de l'altitude h

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

θ	$h = 400$ 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

Tab. 3.1 – Distance au Nadir D_N en fonction de l'angle d'incidence au sol θ et de l'altitude h du satellite.

ce qui permet d'exprimer ϕ_{lim} :

$$\phi_{lim} = \frac{\pi}{2} - \text{Arcsin}\left(\frac{R_T}{R_T + h}\right)$$

dont l'allure est reprise figure 3.4.

Le tableau suivant donne des valeurs usuelles en télédétection.

h	α_{lim}	$\cos \phi_{lim}$	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

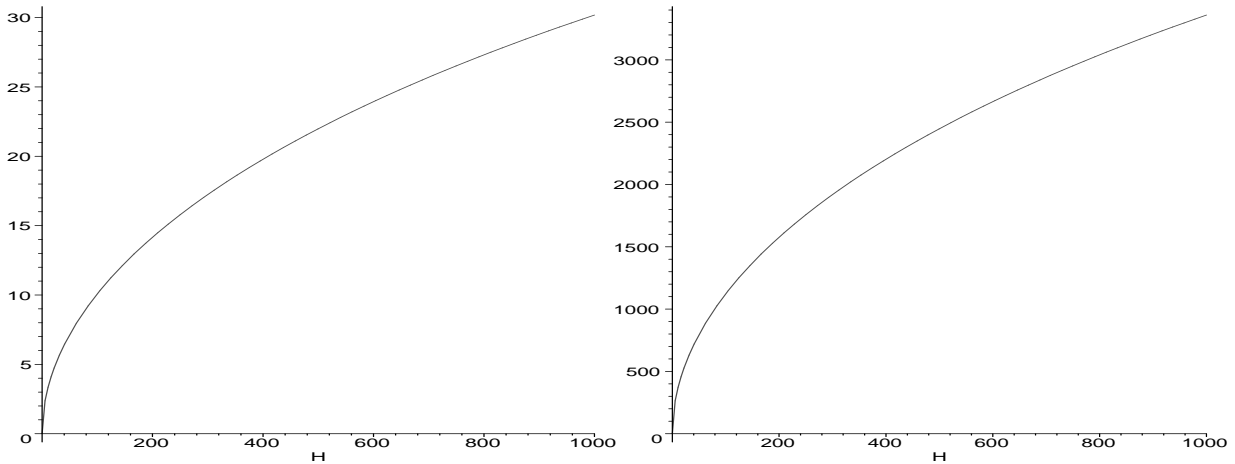


FIG. 3.4 – Variation de l'angle ϕ_{lim} et de la distance au nadir correspondante avec l'altitude.

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

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

ce qui permet d'écrire :

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

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

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

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

On peut tout d'abord exprimer cette distance en fonction de l'angle α . En utilisant la relation 3.2, il vient :

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

et en utilisant la relation 3.5, il vient :

$$d = \frac{(R_T + h)}{\sin \theta} \sin \left(\theta - \text{Arcsin} \left(\frac{R_T \sin \theta}{R_T + h} \right) \right) \tag{3.8}$$

Un développement à l'ordre 4 permet d'écrire :

$$d = h + \frac{hR_T}{h + R_T} \frac{\theta^2}{2} + \frac{hR_T (5R_T^2 + hR_T - h^2)}{(R_T + h)^3} \frac{\theta^4}{24} \tag{3.9}$$

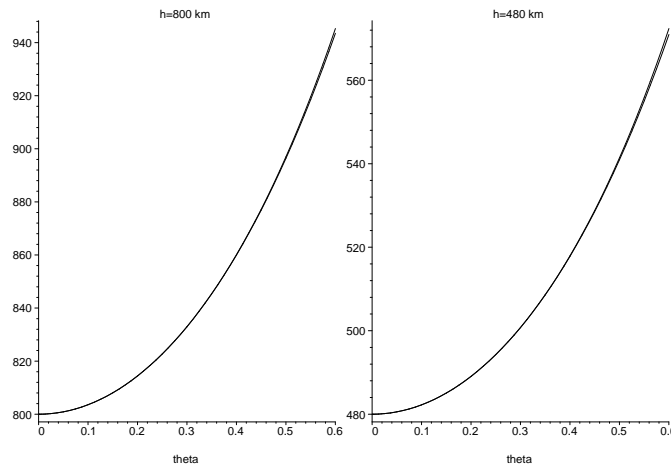


FIG. 3.5 – Hypothèse de terre sphérique : distance entre le capteur et le sol en fonction de l'angle d'incidence θ , pour $h = 800\text{km}$ (à gauche) et $h = 480\text{km}$ (à droite). Formule exacte (courbes supérieures) et approchée (formule 3.9, courbes inférieures). On voit que l'approximation est valide jusqu'à des angles de l'ordre de 30° .

On a ainsi introduit un modèle dans la prise de vue : celui d'une terre parfaitement sphérique (rayon terrestre $= R_T = \text{Cste}$), et d'une orbite parfaitement circulaire (altitude h). 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.

On a par exemple ici traité une méconnaissance de la valeur du rayon terrestre. En dérivant l'expression 3.2 par rapport au rayon R_T , on obtient la sensibilité de ϕ vis à vis du rayon, et donc la sensibilité de la distance au nadir pour un rayon perspectif donné (décrit ici par une direction α). Le résultat est donné figure 3.6, sur laquelle on se repère par rapport à la distance au nadir.

3.1.5 Enregistrement continu ou instantané

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 étaient embarquées à bord de satellites, et les photos ainsi acquises étaient développées une fois de retour sur Terre. Ce n'est que récemment que des caméras numériques ont été embarquées à bord de satellite (Chris/HRC par exemple). En effet, il est judicieux d'utiliser le propre mouvement du satellite pour effectuer des acquisitions de données "image".

Historiquement, le premier capteur était un simple bolomètre : on peut parler de "capteur monopixel". Une rotation du système permet d'acquérir une ligne (dans le cas de satellites météorologiques comme MeteoSat, c'est tout le satellite qui tourne sur lui même). Ensuite, puisque le satellite se déplace quasiment en route rectiligne

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

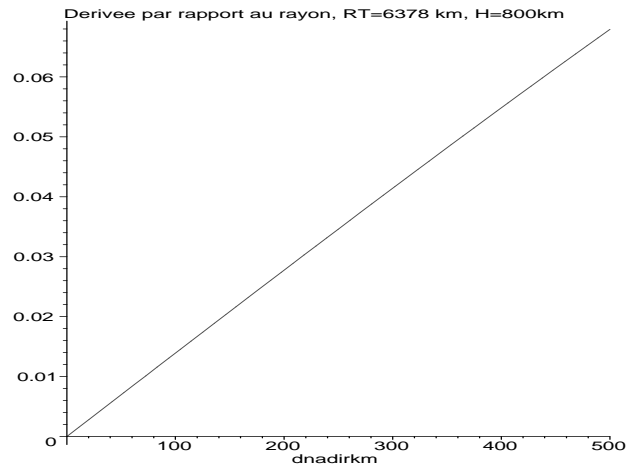


FIG. 3.6 – Incertitude de la position d'un point vis à vis du nadir en fonction d'erreurs possibles sur la valeur du rayon terrestre.

uniforme, l'acquisition consécutive et le concaténage des lignes permet à moindre coût la construction de l'image. La géométrie de l'image ainsi acquise 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 push broom. 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 (push-broom) est identique à l'acquisition des lignes de l'image radar. En configuration *stop and shot* (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 push-broom optique.

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 vus par au moins deux images.

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 vus par au plus une image.
 - couverture stéréoscopique : tous les points sont vus par au moins deux images.
- Cependant, il est usuel d'appliquer des couvertures à partir d'un seul type de capteur (passif ou actif).

Types de stéréoscopies optiques

A partir d'un même capteur optique³, 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.
- 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. On peut aussi envisager le même capteur si sa direction de visée est modifiable le long de la trace (Ikonos, Theos).

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.

³des capteurs différents pourraient être utilisés, mais la modélisation peut alors devenir redoutable.

- 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 Limites physiques

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

$$\delta \sim \frac{\lambda R}{D} \quad (3.10)$$

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.

- 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. 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.
- Dans le cas d'un système radar, nous verrons dans le chapitre dédié aux systèmes RSO (Radar à Synthèse d'Ouverture) que 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).

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.
- 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

PSF (Point Spread Function) d'un système optique

Les capteurs 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 :

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



- 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 :

$$res_r = 1,22 \frac{\lambda R}{D}$$

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 $d = Vt_i$, 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 Π 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 Ox et Oy de l'antenne. Dans le cas d'un système RSO satellitaire, une approximation permet d'exprimer la PSF sous forme de produit de sinus cardinaux :

$$PSF(x, y) = \frac{\sin \pi \frac{x-x_c}{res_x}}{\pi \frac{x-x_c}{res_x}} \frac{\sin \pi \frac{y-y_c}{res_y}}{\pi \frac{y-y_c}{res_y}} \quad (3.11)$$

avec res_x et res_y les résolutions selon Ox et Oy . Cette expression est instructive car elle est identique selon Ox et Oy alors que le principe même d'acquisition du signal est fondamentalement différent (loi d'antenne selon Oy et analyse temporelle selon Ox).

3.3 Géométrie des prises de vues optiques

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 plane. Ce cas ne concerne que l'imagerie optique.
- puis en prenant, toujours en incidence verticale, le cas général (Terre sphérique).
- 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 traitant le cas de la visée oblique sur une Terre sphérique.

Cette approche est justifiée tant que la visée est "à champ étroit". Dans le cas par exemple de capteurs "limbe à limbe", des calculs complémentaires seront à effectuer.

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

Auparavant, nous allons donner quelques définitions essentielles en imagerie satellitaire.

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



3.3.1 Echantillonnage au sol : GSI et IFOV

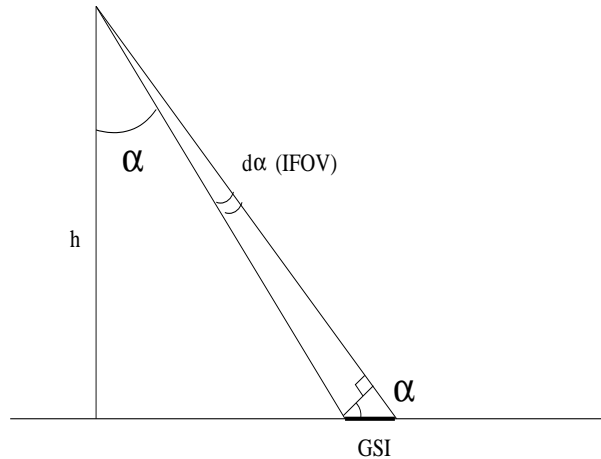


FIG. 3.7 – Relation entre GSI (Ground Sample Interval, c'est à dire la "Case Sol") et IFOV (Instantaneous Field Of View).

La réalisation d'un capteur 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.

Etant donné le GSI en un point, il est d'usage de définir l'IFOV (Instantaneous Field Of View) qui représente l'angle sous lequel on voit la case sol depuis le capteur (voir figure 3.7).

Pour un angle de visée α , et sous l'hypothèse de sol plan, (dans ce cas, l'angle de visée α est égal à l'angle d'incidence au sol θ), cherchons la relation entre IFOV et GSI.

A la verticale, puisque le sol se trouve à une distance h , on a bien évidemment :

$$GSI = h IFOV$$

Pour un angle α , le point au sol se situe à une distance R égale à :

$$R = \frac{h}{\cos \alpha}$$

De plus, le GSI correspond à l'intersection de l'IFOV sur le sol (voir figure 3.7) On en déduit :

$$GSI(\alpha) = GSI(\alpha = 0) \frac{1}{(\cos \alpha)^2} \tag{3.12}$$

3.3.2 Rayon perspectif, hypothèse de terre plane, visée verticale (cas optique)

Soit un capteur optique de focale f . En supposant que la terre est plane et que le capteur vise au nadir, et connaissant l'altitude h du satellite, on a la relation

$$\frac{x}{f} = \frac{X}{h} \tag{3.13}$$

Dans le cas d'une barette CCD (le nombre d'éléments peut varier entre 3000 et 17000), l'espacement entre éléments δx est par construction constant. Le GSI est alors constant :

$$GSI = \Delta X$$

Pour l'élément n , on a :

$$\frac{n\delta x}{f} = \frac{n\Delta X}{h}$$

L'IFOV varie alors avec l'angle α et s'écrit :

$$IFOV(\alpha) = \frac{\Delta X}{h} (\cos \alpha)^2 \tag{3.14}$$

Si D_N est la distance au nadir, on peut réécrire cette expression en fonction de ce paramètre :

$$IFOV(D_N) = \frac{\Delta D_N}{h} \frac{h^2}{h^2 + D_N^2} \quad (3.15)$$

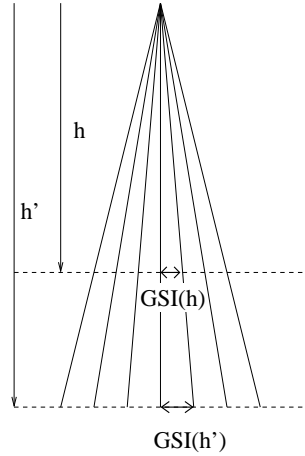


FIG. 3.8 – Gerbe perspective intersectant deux plans, situés à distance h et h' du capteur. On en déduit directement la relation 3.16 exprimant la variation du GSI en fonction de l'altitude..

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 3.8) :

$$GSI(h') = GSI(h) \frac{h'}{h} \quad (3.16)$$

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 plane (cas optique) L'équation 3.13 s'inverse sans aucune hypothèse simplificatrice, et on obtient directement

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

Le modèle est linéaire. La connaissance de x conduit directement à la connaissance de la position de l'objet visualisé X .

3.3.3 Géométrie des prises de vues optiques en visée oblique

A l'heure actuelle, tous les capteurs optiques à champ étroit sont dotés d'une certaine agilité, soit par dépointage latéral (SPOT, Ikonos, . . .), soit par dépointage avant-arrière (JERS, SPOT5. . .).

Hypothèse de terre plate, visée oblique constante le long de la fauchée

Dans ce paragraphe, on considère un système de type push-broom visant selon une incidence au sol θ (et correspondant donc à une inclinaison du capteur $\alpha = \theta$, voir la figure 3.3).

Considérons un capteur qui, en visée verticale et au nadir a un GSI donné $GSI(0)$. Par un raisonnement identique à celui du paragraphe 3.3.1, il est aisé de montrer que pour une visée latérale d'angle θ , on a :

$$GSI(\theta) = GSI(\theta = 0) \frac{1}{(\cos \theta)^2} \quad (3.17)$$

En effet, comme le rappelle la figure 3.9, d'une part, le capteur ayant subi un dépointage d'angle θ , le sol est à une distance h' telle que

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

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



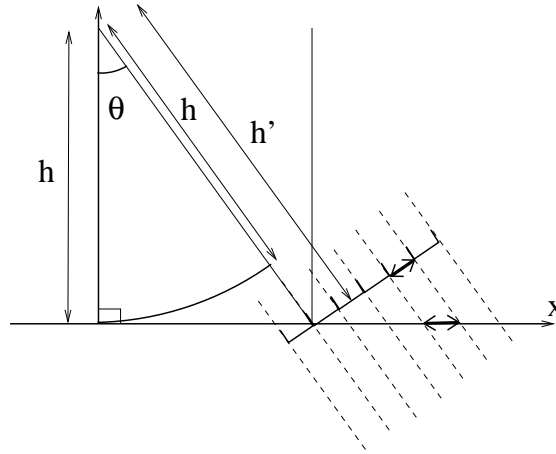


FIG. 3.9 – Cas d’une terre plate et d’une visée oblique : l’angle d’incidence au sol est θ . La gerbe perspective a été tracée (en pointillé) comme si le capteur était à l’infini.

et d’autre part il faut “rabattre” le GSI au sol et donc lui faire à nouveau effectuer une projection d’angle θ , ce qui donne bien la relation 3.17.

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

$$k = (\cos \theta)^2 \quad (3.18)$$

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.

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..

Il faut aussi remarquer que si l’on dispose de deux images acquises avec deux incidences proches (θ 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 second étant à l’abscisse X_s . On a alors pour un point au sol d’abscisse x correspondant à une incidence locale θ :

$$\begin{aligned} \theta &= \text{Arctan} \left(\frac{x}{h} \right) \\ \delta\theta &= \text{Arctan} \left(\frac{x + X_s}{h} \right) - \theta = \text{Arctan} \left(\tan \theta + \frac{X_s}{h} \right) - \theta \end{aligned}$$

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 : $\delta\theta = 0.000937$
 $k = 1.0011$

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 l’imagerie était cohérente (imagerie radar en ondes centimétriques par exemple).

Hypothèse de terre plate, visée oblique variant le long de la fauchée

En réalité, l’hypothèse de la figure 3.9 dans laquelle la gerbe perspective a été tracée comme si le capteur était à l’infini ne peut se justifier en imagerie satellitaire. Le capteur étant à une altitude donnée h et à une distance initiale x_0 , l’incidence θ va varier le long de la fauchée.

Si x est la position d’un point de la fauchée relativement au Nadir, on a la relation suivante :

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

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

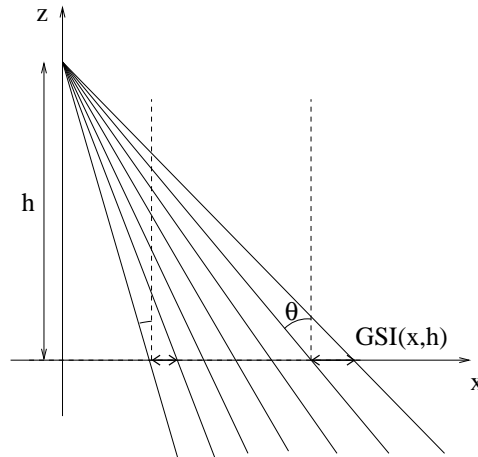


Fig. 3.10 – Cas d'une terre plate et d'une visée oblique : l'angle d'incidence au sol varie le long de la fauchée.

et on peut toujours écrire :

$$GSI(\theta(x)) = GSI(\theta = 0) \frac{1}{(\cos \theta(x))^2} \tag{3.19}$$

En prenant comme origine le début de la fauchée (position x_0 , incidence θ_0), on peut aussi écrire :

$$GSI(\theta(x)) = GSI(\theta_0) \frac{(\cos \theta_0)^2}{(\cos \theta(x))^2}$$

et en posant $x = x_0 + \delta x$, on obtient le développement au premier ordre suivant :

$$GSI(x_0 + \delta x) = GSI(x_0) \left(1 + 2 \tan \theta_0^2 \frac{\delta x}{x_0} \right)$$

qui peut aussi s'écrire :

$$\begin{aligned} GSI(x_0 + \delta x) &= GSI(x_0) \left(1 + \sin 2\theta_0 \frac{\delta x}{h} \right) \\ &= GSI(\theta = 0) \frac{1}{(\cos \theta_0)^2} \left(1 + \sin 2\theta_0 \frac{\delta x}{h} \right) \end{aligned} \tag{3.20}$$

L'intérêt de cette formule approchée est qu'elle requiert le GSI à incidence normale et la valeur de l'incidence en début de fauchée (la formule exacte 3.17 requiert l'incidence en tout point de la fauchée).

Le tableau suivant donne, pour deux altitudes différentes (480 km et 800 km) et pour un GSI initial de 10m (en incidence verticale), les valeurs du GSI en début et fin de fauchée. Les valeurs entre parenthèse correspondent à la formule approchée 3.20.

h=480 km						
θ	0°	10°	20°	30°	40°	50°
GSI ($\delta x=0$ km)	10	10,31	11,32	13,33	17,04	24,20
GSI ($\delta x= 60$ km)	10,15	10,91	12,39	14,93	19,29	27,34
	(10,00)	(10,75)	(12,23)	(14,77)	(19,14)	(27,18)
h=800 km						
θ	0°	10°	20°	30°	40°	50°
GSI ($\delta x=0$ km)	10	10,31	11,32	13,33	17,04	24,20
GSI ($\delta x= 60$ km)	10,05	10,63	11,93	14,26	18,36	26,05
	(10,00)	(10,57)	(11,87)	(14,20)	(18,30)	(25,99)

On voit tout d'abord que la formule approchée 3.20 est correcte au décimètre près, ce qui est tolérable en imagerie optique (éclairage incohérent).

Ensuite, la variation de la dimension du GSI entre le début de la fauchée et la fin de la fauchée sont d'autant plus notable que l'incidence en début de fauchée est forte.

Enfin, il faut aussi bien prendre en compte le fait que si l'on a deux images acquises avec une très légère différence d'incidence $\delta\theta$ en début de fauchée, il ne sera pas possible d'appliquer une simple homothétie sur l'image. En effet, soient deux satellites, à la même altitude h , le second étant à l'abscisse X_s . La différence d'incidence $\delta\theta$ en début de fauchée s'écrit alors :

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

ce qui pour X_s suffisamment petit peut s'écrire :

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

Avec X_s suffisamment petit, la différence d'incidence en fin de fauchée $\delta\theta'$ s'écrit :

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

ce qui semble très petit.

Par exemple, 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 :

$$\begin{array}{lll} \delta x=0 & \delta\theta = 0.000937 & k = 1.00108 \\ \delta x=60 \text{ km} & \delta\theta = 0.000877 & k' = 1.00122 \end{array}$$

L'écart semble infime, mais dans le cas d'images submétriques ($\text{GSI}=50\text{cm}$ par exemple), les images sont de très grande taille (25 000 pixels de fauchée par exemple). L'erreur, liée à une différence de facteur homothétique d'environ 0.00014, s'observera en un décalage mesurable de l'ordre de 3/10ème de pixel. De plus, en imagerie cohérente, ce genre de décalage peut changer la nature même de l'image.

Hypothèse de terre sphérique, visée oblique

Plutôt que d'effectuer des calculs spécifiques à ce cas de figure, on peut, dans le cas de système à champ étroit (dont on a justifié la validité : quelques pixels de décalage pour une image SPOT lié à la rotondité de la terre), se ramener au cas de la visée verticale sur sol plat (figure 3.11. Pour cela, on recherche le plan osculateur à la sphère terrestre et on se ramène à une visée oblique d'angle $\alpha + \phi$ pour un capteur placé alors à une altitude h' .

A partir de la figure 3.11, il est aisé de montrer la relation existant entre d et h' :

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

d s'exprimant en fonction de θ (relation 3.8), on peut alors écrire :

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

En utilisant conjointement l'expression 3.17 (donnant $\text{GSI}(\alpha)$ en fonction de $\text{GSI}(0)$) et l'expression 3.16 (donnant $\text{GSI}(h')$ en fonction de $\text{GSI}(h)$), il vient :

$$\text{GSI}(\alpha) = \text{GSI}(0) \frac{h'}{h} \frac{1}{(\cos\theta)^2} = \text{GSI}(0) \frac{(R_T + h)}{h} \frac{2}{\sin(2\theta)} \sin\left(\theta - \text{Arcsin}\left(\frac{R_T \sin\theta}{R_T + h}\right)\right) \quad (3.21)$$

Remarquons que n'interviennent alors que l'angle d'incidence θ et l'altitude h .

Les tableaux suivants donnent, pour deux altitude initiales (480 km et 800 km) et pour une résolution initiale de 10m, les différentes valeurs de GSI et de h' .

$h=480 \text{ km}$						
α	0°	10°	20°	30°	40°	50°
h'	480	479	477	473	466	449
d_{sat}	480	488	513	561	644	792
ϕ	0	0,76	1,58	2,52	3,72	5,46
GSI	10	10,30	11,26	13,15	16,52	22,64
$h=800 \text{ km}$						
α	0°	10°	20°	30°	40°	50°
h'	800	798	792	780	756	700
d_{sat}	800	814	859	944	1095	1382
ϕ	0	1,27	2,63	4,24	6,33	9,55
GSI	10	10,29	11,22	13,00	16,11	21,19

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

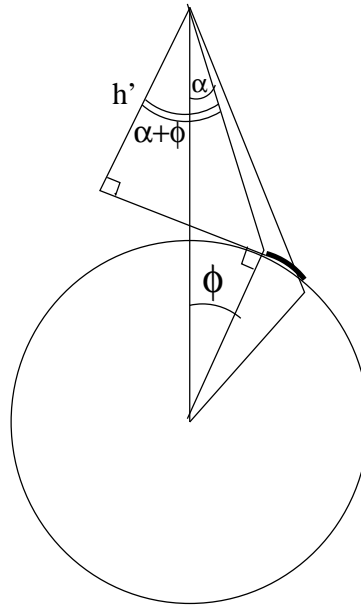


FIG. 3.11 – Hypothèse de terre sphérique en visée oblique : on se ramène à un sol plat en visée oblique sous réserve que l'angle d'émission α ne se rapproche pas trop de l'angle limite.

Remarquons que les calculs précédents se sont focalisés à des capteurs visant à la verticale sur une zone réduite (possibilité d'effectuer un développement limité). Remarquons que cette approche est justifiée pour des capteurs à champ étroit (SPOT, Ikonos, ...) mais ne peut s'appliquer aux capteurs à grand champ, et en particulier ceux "de limbes à limbes" (NOAA, ...).

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 émetrice) et où le signal reçu (généralement par la même antenne) reflète principalement 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 –donc leur différence de temps de vol– depuis l'antenne.
- l'azimut (généralement Oy), obtenu par le déplacement de l'antenne : cette construction est identique au push-broom 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 3.11), 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 push-broom⁴, 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 δr , qui est donc lié au GSI (Ground Sample Interval) par la relation :

$$GSI(\theta) = \delta x = \frac{\delta r}{\sin \theta} \tag{3.22}$$

qui dépend donc de l'angle θ de l'incidence de l'onde plane sur le sol (figure 3.12).

⁴même si son acquisition requiert une technique spécifique : la synthèse d'ouverture

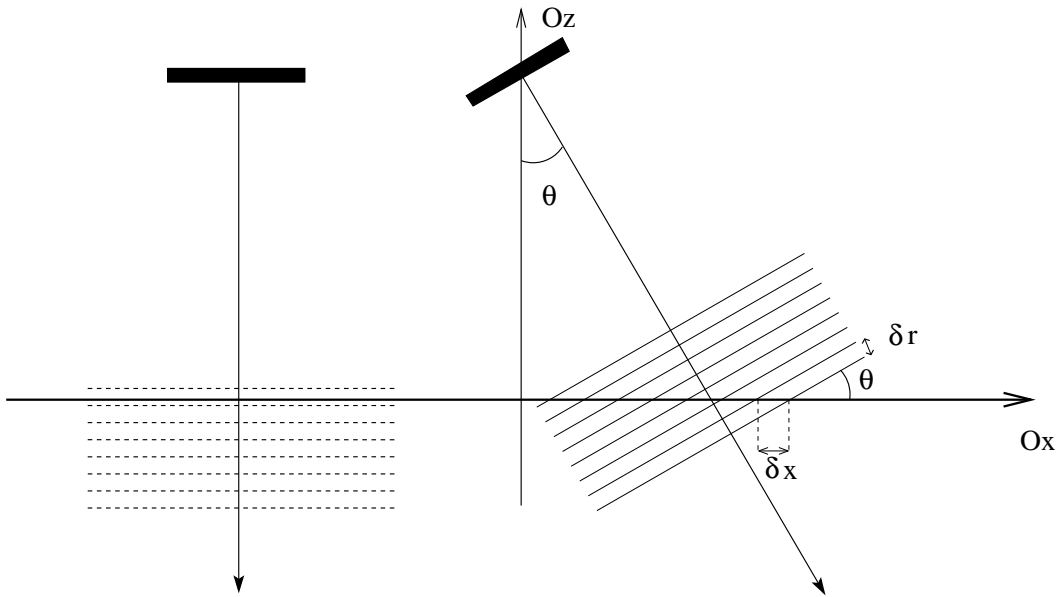


FIG. 3.12 – Principe de l'écholocation radar. A droite : le radar est en visée latérale et émet des ondes planes faisant un angle θ avec le sol. Le signal est échantillonné selon l'axe de visée du radar d'un pas δr , ce qui correspond au sol à un pas δx . A gauche : le radar est à visée verticale, la totalité de la surface de la Terre est alors dans une seule case distance, ce qui exclut toute possibilité d'imagerie. C'est, en fait, le principe du radar altimétrique.

3.4.2 Géométrie "optique" et géométrie RSO

Stricto sensu, on peut voir une analogie formelle entre une acquisition RSO avec un angle d'incidence au sol θ et entre une visée optique selon une incidence $\pi/2 - \theta$ ainsi que l'illustre la figure 3.13

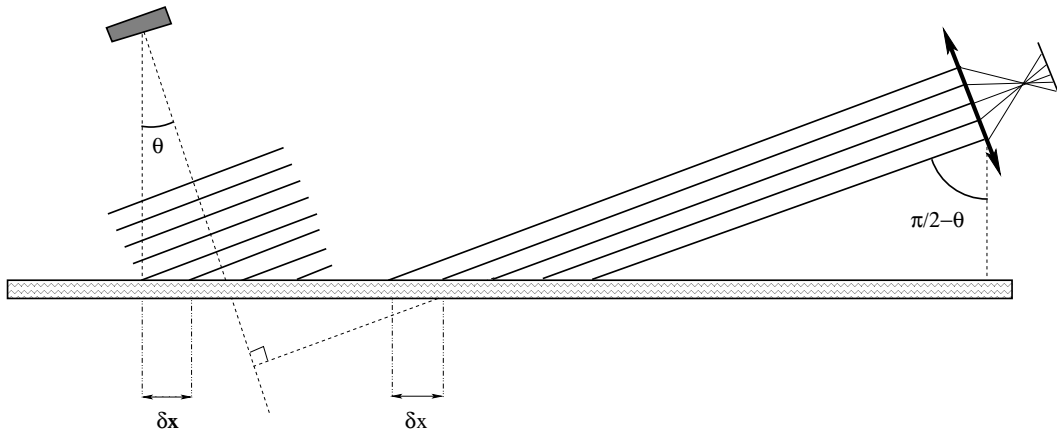


FIG. 3.13 – Comparaison optique-radar : le RSO a une incidence θ et le capteur optique vise selon une incidence $\pi/2 - \theta$. Dans ce cas, la géométrie d'acquisition sur sol plat est la même.

En revanche, la formule 3.22 diffère de la formule "optique" 3.19 en ce sens que la résolution "range" du radar ne dépend pas de l'éloignement de la zone observée vis à vis du capteur : la fonction trigonométrique au dénominateur est donc, dans le cas RSO, à la puissance 1.

3.4.3 Acquisitions sous différentes incidences : hypothèse de Terre plate

Les résultats obtenus au paragraphe 3.3.3 sont parfaitement transposables dans le cas de l'imagerie RSO. Pour en illustrer la portée, considérons le satellite ERS, pour lequel l'incidence en début de fauchée, θ_1 , est de l'ordre de 19° et l'incidence en fin de fauchée, θ_2 est de l'ordre de 26° . En observant la figure 3.14, on constate que le GSI diminue le long de la fauchée. En considérant la formule 3.22, on voit que le GSI varie entre $\frac{\delta r}{\sin \theta_1}$ et $\frac{\delta r}{\sin \theta_2}$, ce qui donne :

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

ERS : $\delta r = 7,9$ m	
Incidence	GSI
19°	24,3m
26°	18,0m

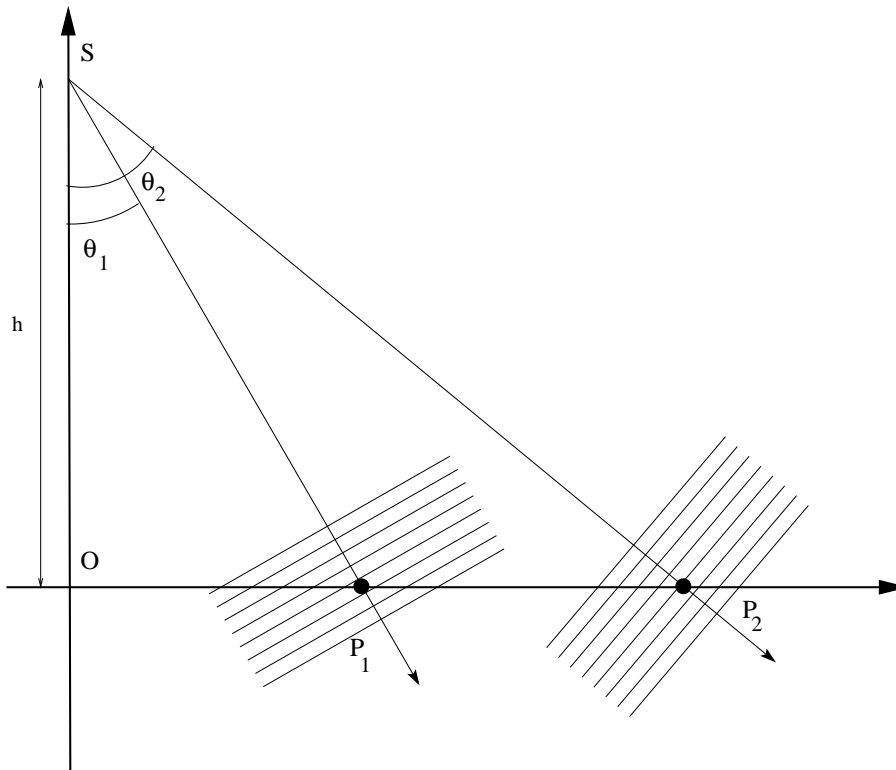


FIG. 3.14 – Capteur RSO illuminant le sol depuis le début de fauchée (*near range*) et la fin de fauchée (*far range*). L'angle d'incidence varie entre θ_1 et θ_2 . Dans le cas d'ERS, l'incidence varie entre 19° et 26°. Comme la résolution radiale est de 7,9m, on en déduit que le GSI varie de 24,3m à 18,0m.

3.5 Quelques capteurs satellitaires

Ce paragraphe (qui reprend les aspects “capteur” du tableau paragraphe 2.8), donne quelques valeurs de satellites de télédétection les plus connus : de plus amples détails seront donnés au chapitre 4 pour les satellites optiques et au chapitre 5 pour les satellites Radar.

Satellite		altitude	résolution	fauchée (standard)	incidence
LANDSAT-7	Optique	705 km	30m	79 km	0°
SPOT	Optique	822 km	10m	60 km	+27°
SPOT-5	Optique	822 km	5m	60 km	+27°
NOAA	Optique	870 km	1km	3000 km	0°
Ikonos	Optique	680 km	1m	11 km	0° à 30°
QuickBird2	Optique	450km	0,61 m	16,5 km	
Formosat-2	Optique	891 km	2m	24 km	+ - 45°
WorldView-1	Optique	496 km	0.50 m	17.6 km	+ - 45°
GeoEye	Optique	684 km	0.41 m	15.2 km	+ - 35°
Pléiades	Optique	695 km	70 cm	20 km	+ - 45°
ERS	Radar	780 km	20 m	100 km	23°
Radarsat	Radar	798 km	10m	100 km	19° à 47°
Terrasar-X	Radar	515 km	2m	30 km	20° à 55°
Cosmo-SKymed	Radar	619 km	2m	30 km	20° à 60°

3.6 Effets du relief

3.6.1 Analyse qualitative

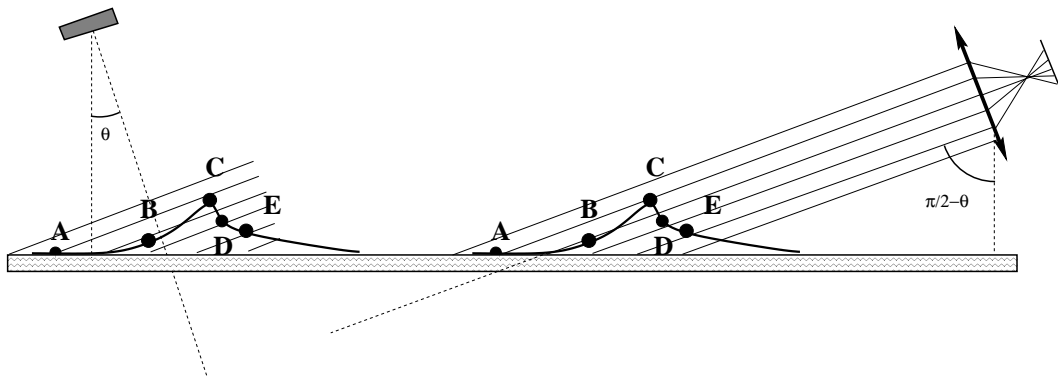


FIG. 3.15 – Effet du relief dans le cas d’images de Radar à Synthèse d’Ouverture (RSO) à gauche et d’un système imageur optique à droite.

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 stereoscopiques (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. celui de l’acquisition RSO au 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 θ 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 3.15, on peut constater des effets du relief comparables entre une acquisition RSO à l’incidence θ 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 θ 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 suivant :

	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

3.6.2 Notion de modèle et de modèle inverse

Sol plan

Dans le cas d’une terre plane, nous avons vu qu’il est possible de définir un modèle de prise de vue et d’obtenir, par un simple développement au premier ordre, obtenir le modèle inverse. Cette approche vise des modèles polynomiaux, qui d’une part reflètent correctement la réalité et d’autre part sont d’un emploi raisonnable.

Dans le cas d’une terre sphérique, on obtient des modélisations analogues.

En pratique, un aspect non analysé dans le chapitre précédent est celui de l’angle d’incidence. En effet, lorsqu’un capteur passif ne vise pas au nadir, les développements précédents peuvent s’avérer moins valides, et nécessitent alors éventuellement des ordres plus élevés.

Effets du relief : Capteurs passifs

Soit l’angle d’incidence au sol θ (identique à l’angle d’émission α 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 θ

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



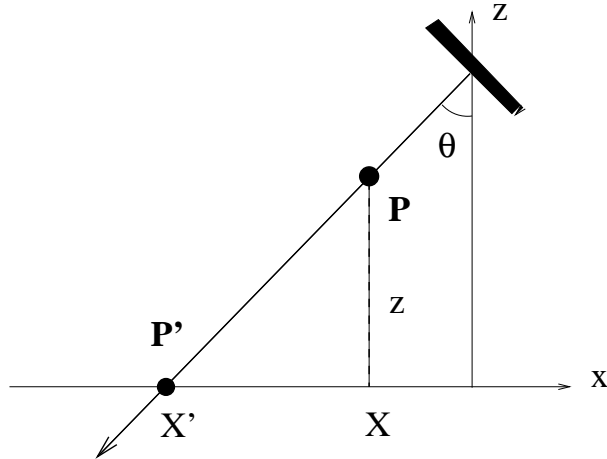


FIG. 3.16 – Effet du relief dans le cas d'un capteur passif : le point P , d'altitude z , appartient au même rayon perspectif que le point P' d'altitude nulle.

(figure 3.16). Le rayon perspectif associé à θ confond le point P avec le point P' . Il est aisé de montrer que :

$$X' - X = z \tan(\theta)$$

Donc, si l'on connaît l'altitude z d'un point P , on sait qu'il subira un décalage sur l'image de δn pixels :

$$\delta n = \frac{z \tan(\theta)}{GSI(\theta)} \quad (3.23)$$

Prenons maintenant en compte $GSI(\theta)$.

– Dans le cas de la Terre plate, on utilise alors la relation 3.17, 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° . 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 combattent puisque l'un est au dénominateur et l'autre au numérateur de la valeur du décalage en nombre de pixel δn (équation 3.23).

– Si l'on souhaite prendre en compte la rotondité de la Terre, on utilisera la relation 3.21, ce qui permet d'écrire directement :

$$n = \frac{z}{GSI(0)} \frac{\sin(2\theta)}{2} \frac{1}{\sin\left(\theta - \text{Arcsin}\left(\frac{R_T \sin \theta}{R_T + z}\right)\right)}$$

L'optimum est alors plus difficile à obtenir et ne peut se trouver en pratique que par résolution numérique.

Modèle géométrique inverse, hypothèse de Terre plate

Si l'on connaît le décalage δn et l'angle d'incidence θ , on peut écrire directement :

$$z = \frac{\delta n GSI(\theta)}{\tan(\theta)}$$

En pratique, on opère avec deux images, acquises avec deux angles d'incidence différents θ_1 et θ_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 3.18). Sur ces nouvelles images, on aura tout simplement pour chacune des acquisitions les décalages $\delta n'_1$ et $\delta n'_2$:

$$\begin{aligned} z &= \frac{\delta n'_1 GSI(0)}{\tan(\theta_1)} \\ z &= \frac{\delta n'_2 GSI(0)}{\tan(\theta_2)} \end{aligned} \quad (3.24)$$

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 :

$$z = \frac{(\delta n'_2 - \delta n'_1) GSI(0)}{\tan \theta_2 - \tan \theta_1}$$

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.

Effets du relief : Capteurs actifs

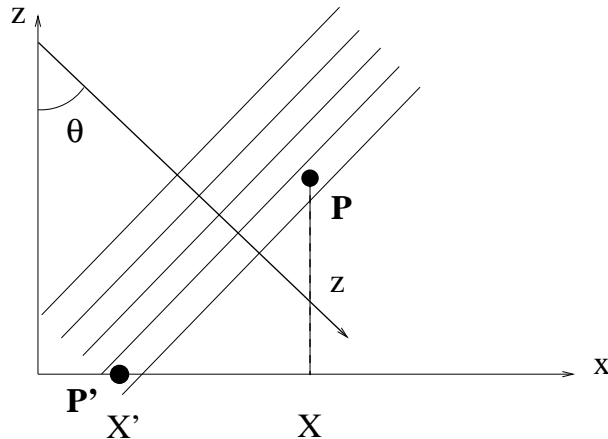


FIG. 3.17 – Effet du relief dans le cas d'un capteur actif : le point P , d'altitude z , appartient à la même "case distance" que le point P' , d'altitude nulle.

En prenant la même configuration que dans le cas optique avec un angle d'incidence au sol θ (figure 3.17), 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. 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.

3.7 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 MNT –Modèle Numérique de Terrain–) il est parfois souhaitable de pouvoir recalibrer des images obtenues soit par des capteurs différents (problème du recalage 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, ...).

Nous allons dans ce paragraphe nous focaliser sur l'étude de l'influence du relief sur le recalage d'images : cet effet pouvant alors déboucher directement sur une mesure du relief et l'élaboration d'un MNT.

3.7.1 Niveaux de rectification [11]

Les images de télédétection sont fournies selon divers degrés de rectification. Nous donnons ici les niveaux proposés pour les scènes SPOT :

Niveau 0 : Images directement acquise 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 n'est en général disponible que sur demande spéciale.

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Cadre privé } sans modifications
Voir page 128

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 appui 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, appliquer 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 : nécessitant un MNT \Rightarrow ce type d'image est corrigé des effets du relief. (ORTHO dans le catalogue SPOT). Aucune méta-données n'est alors fournie.

Les photogrammètres utilisent en général les images de niveau 1A, ce qui leur permet d'appliquer éventuellement des traitements 3D plus rigoureux que ceux utilisés pour la génération des niveaux 2 et 3. Les télédéTECTEURS utilisent les niveaux 1B et 2. Enfin, les utilisateurs finaux (collectivités locales, ...) préfèrent le niveau 3.

3.7.2 Transformations géométriques : modèles empiriques [11]

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 :

$$x = \sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^{N-i} a_{ij} x_{ref}^i y_{ref}^j$$

$$y = \sum_{i=0}^M \sum_{j=0}^{M-i} b_{ij} x_{ref}^i y_{ref}^j$$

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_{10} facteurs d'échelle en x et y
- a_{01} et b_{01} 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 polynômes 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 :

$$x = \sum_{i=0}^N \frac{\sum_{j=0}^{N-i} a_{ij} x_{ref}^i y_{ref}^j}{\sum_{j=0}^{N-i} a_{dj} x_{ref}^i y_{ref}^j}$$

$$y = \sum_{i=0}^M \frac{\sum_{j=0}^{M-i} b_{ij} x_{ref}^i y_{ref}^j}{\sum_{j=0}^{M-i} b_{dj} x_{ref}^i y_{ref}^j}$$



et dans le cas 3-D :

$$x = \frac{\sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M \sum_{k=0}^P an_{ijk} x_{ref}^i y_{ref}^j z_{ref}^k}{\sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M \sum_{k=0}^P ad_{ijk} x_{ref}^i y_{ref}^j z_{ref}^k}$$

$$y = \frac{\sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M \sum_{k=0}^P bn_{ijk} x_{ref}^i y_{ref}^j z_{ref}^k}{\sum_{i=0}^N \sum_{j=0}^M \sum_{k=0}^P bd_{ijk} x_{ref}^i y_{ref}^j z_{ref}^k}$$

Cette modélisation par des fonctions rationnelles (appelée RPM –Rational Polynomial Model–) est maintenant généralisée pour les capteurs THR (Ikonos, QuickBird, GeoEye, WorldView).

3.7.3 Transformations géométriques : modèles physiques 3D [11]

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.

3.7.4 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 δ , 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, ...). Notons cependant que le cas de données complexe doit être traité avec beaucoup de soin dès lors que l'on espère pouvoir utiliser le terme de phase.

3.8 Orientation des images sur la surface terrestre

3.8.1 Visée avant arrière

Nous avons vu au paragraphe 2.6 comment la trace d'un satellite s'orientait vis à vis d'un repère local terrestre, c'est à dire du méridien local. Une image acquise en visée verticale sur un point de latitude Ψ est orientée vis à vis du Nord local d'un angle ζ qui s'exprime (formule 2.2) :

$$\zeta = \text{Arcsin} \left(\frac{\cos i}{\cos \Psi} \right)$$

Par exemple, pour le satellite SPOT ($i = 98^\circ$, figure 3.18), on obtient les valeurs suivantes :

latitude	angle
0	-8.00
10	-8.12
20	-8.52
30	-9.25
40	-10.47
50	-12.50
60	-16.16
70	-24.01
80	-53.27

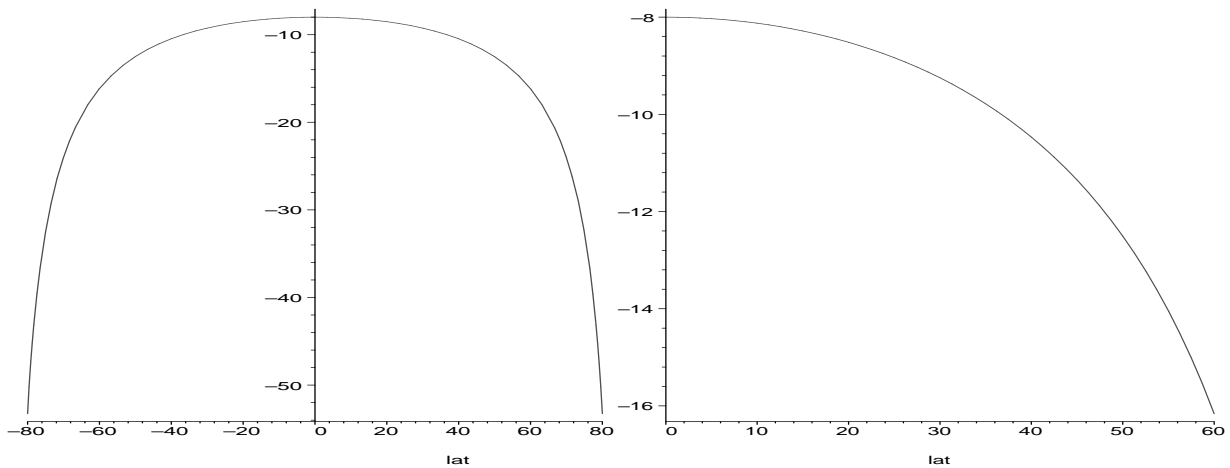


FIG. 3.18 – Orientation de la trace en fonction de la latitude : cas de SPOT ($i = 98^\circ$).

3.8.2 Acquisition latérale (gauche-droite)

Si le cas d'une visée "avant-arrière" s'aborde avec cette même formule, celui de la visée latérale est beaucoup plus difficile. En pratique, si l'on connaît la distance au nadir D_N , deux formulations sont possibles :

- soit l'on connaît la position du satellite, et dans ce cas il est nécessaire de calculer la position au sol,
- soit on connaît les coordonnées d'un point au sol, et dans ce cas on doit retrouver la position du satellite.

En connaissant ces deux positions, on peut en déduire ζ , angle de l'image par rapport au méridien du pixel.

Le calcul n'a rien de difficile, hormis qu'il nécessite une utilisation efficace des formules de trigonométrie sphérique (voir l'annexe B) et qu'il requiert aussi une étude en plusieurs cas. Les démonstrations proposées dans ce document sont dédiées au cas d'une acquisition en "phase descendante" et visée à droite sur l'hémisphère Nord d'un satellite héliosynchrone (on a alors $i > 90^\circ$). Le lecteur pourra s'en inspirer pour généraliser ce résultat si besoin.

Acquisition latérale, passe descendante, visée droite

Soit un satellite sur une orbite d'inclinaison i et à une altitude h . Considérons donc la sphère terrestre, le point imagé B de latitude donnée Ψ_B , et une trace descendante telle que la distance au nadir en visée latérale droite soit $D_N = \overline{BD}$ (figure 3.19 gauche).

D_N est donc l'arc de cercle correspondant à l'angle auxiliaire ϕ du paragraphe 3.1.4, que l'on déduit soit de l'angle d'incidence au sol θ , soit de l'angle de visée α . Par exemple, en fonction de l'incidence au sol θ , on a :

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

Dans ce document, nous ne traitons que les cas où la latitude du point visé vérifie les deux conditions (voir figure 3.19 droite) :

$$\Psi_B \geq \text{Arcsin}\left(\frac{\tan \phi}{\tan(i - \pi/2)}\right)$$

$$\Psi_B \leq (\pi - i) + \phi$$

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

Ces relations s'obtiennent aisément en considérant d'une part le triangle sphérique BCD et d'autre part en constatant que le cas limite 2 correspond à une visée latérale orientée vers le Nord.

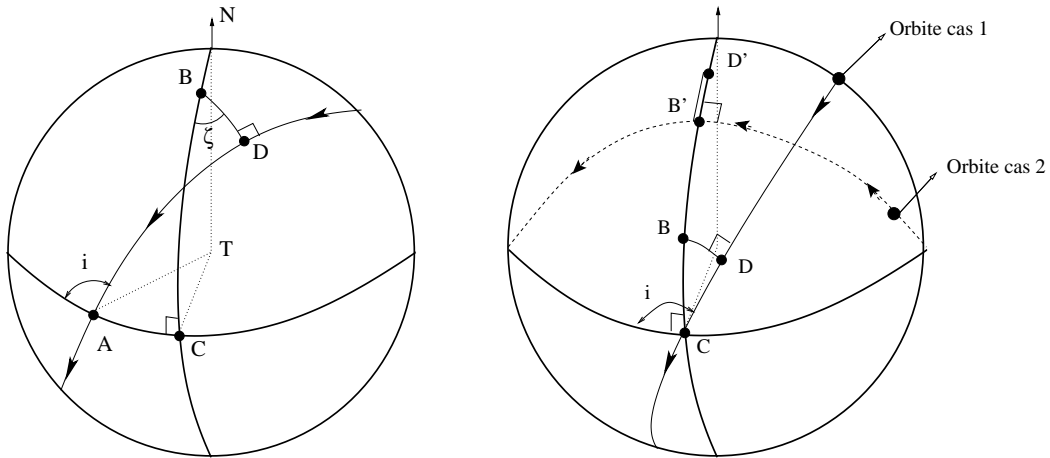


FIG. 3.19 – Configuration d'acquisition en "passe descendante". A droite, les deux cas limites de cette approche : le nœud descendant est sur le méridien du point imagé (cas 1, arc BD), le satellite est perpendiculaire au méridien du point imagé (cas 2, arc $B'D'$).

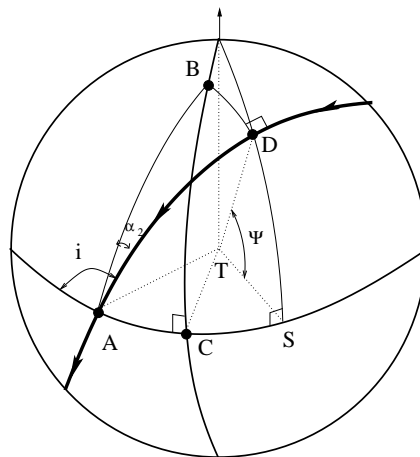


FIG. 3.20 – Orbite inclinée d'un angle i , passe descendante. Recherche de la latitude du point visé B connaissant le nadir D et la distance BD .

Considérons le cas où l'on connaît la latitude du satellite Ψ et où l'on cherche la latitude du point imagé Ψ_B (figure 3.20). Dans le triangle sphérique ASD (avec un angle droit en S), on connaît l'angle \widehat{DAS} (lié à l'inclinaison de l'orbite) et l'angle $\widehat{DTS} = \Psi$. Donc on peut en déduire tous les autres paramètres de ce triangle sphérique. En particulier on a :

$$\widehat{ADS} = \text{Arcsin}\left(\frac{\cos i}{\cos \Psi}\right)$$

On en déduit la valeur de l'angle entre le nœud descendant et le point S :

$$\widehat{ATS} = \text{Arccos}\left(\frac{\cos \widehat{ADS}}{\sin i}\right) = \text{Arccos}\left(\frac{\sqrt{1 - \frac{\cos^2 i}{\cos^2 \Psi}}}{\sin i}\right)$$

On en déduit aussi l'angle \widehat{ATD} (qui correspond au repérage du satellite sur son orbite en coordonnées polaires, c'est à dire le paramètre θ du chapitre sur la mécanique Képlérienne) :

$$\widehat{ATD} = \text{Arccos}\left(\frac{\sqrt{\cos^2 \Psi - \cos^2 i}}{\sin i}\right)$$

Ces calculs préliminaires permettent d'aborder le triangle sphérique ADB, dans lequel on suppose connu l'angle $\widehat{BTD} = \phi$ (caractéristiques de la fauchée entre le Nadir D et le point visé B).

Tout d'abord calculons l'angle \widehat{ATB}

$$\widehat{ATB} = \text{Arccos}(\cos \phi \cos \widehat{ATD})$$

Ensuite on en déduit l'angle $\widehat{BAD} = \alpha_2$:

$$\alpha_2 = \text{Arcsin}\left(\frac{\sin \phi}{\sin \widehat{ATB}}\right)$$

On en déduit la latitude du point visé Ψ_B :

$$\Psi_B = \text{Arcsin}(\sin \widehat{ATB} \sin(i - \alpha_2))$$

On est alors à même d'en déduire l'orientation de la fauchée vis à vis du méridien local : c'est l'angle ζ . On se place alors dans le triangle sphérique ABD dans lequel on connaît $\widehat{BAD} = \alpha_2$, \widehat{ATB} et ϕ . En utilisant B.5, on en déduit :

$$\sin \zeta = \frac{\sin \alpha_2 \sin \widehat{ATB}}{\sin \phi}$$

Considérons maintenant le cas où l'on connaît la latitude du point visé Ψ_B et où on recherche la position du satellite (figure 3.21).

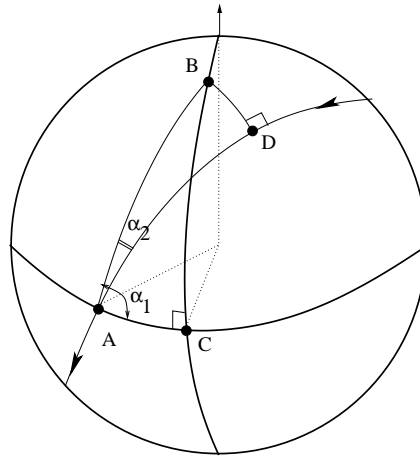


FIG. 3.21 – Recherche de la latitude du Nadir d'un satellite, connaissant la latitude du point imagé Ψ_B . Calcul des angles auxiliaires α_1 et α_2 .

Considérons sur la figure 3.21 le triangle sphérique ABD. D'après la formule B.6, et en introduisant l'angle auxiliaire α_2 , on peut écrire :

$$\sin \widehat{ATB} = \frac{\sin \phi}{\sin \alpha_2}$$

De même dans le triangle sphérique ABC, en introduisant l'angle auxiliaire α_1 , on a :

$$\sin \widehat{ATB} = \frac{\sin \Psi_B}{\sin \alpha_1}$$

On obtient donc le système

$$\begin{aligned} \sin \Psi_B &= \frac{\sin \alpha_1}{\sin \alpha_2} \sin \phi \\ i + \alpha_1 - \alpha_2 &= \pi \end{aligned}$$

que l'on peut résoudre directement et qui donne

$$\begin{aligned} \alpha_2 &= \text{Arctan}\left(\frac{\sin \phi \sin i}{\sin \Psi_B + \sin \phi \cos i}\right) \\ \alpha_1 &= \pi - i + \text{Arctan}\left(\frac{\sin \phi \sin i}{\sin \Psi_B + \sin \phi \cos i}\right) \end{aligned} \quad (3.25)$$

On peut alors, dans le triangle ABC en déduire \widehat{ATC} qui donne lors la relation entre le nœud descendant et le méridien de B :

$$\widehat{ATC} = \text{Arcsin}\left(\frac{\tan \Psi_B}{\tan \alpha_1}\right)$$

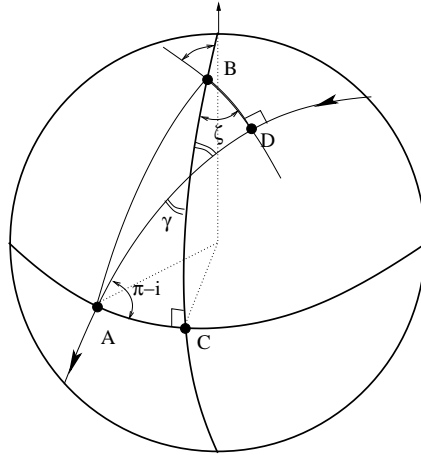


FIG. 3.22 – Introduction de l'angle auxiliaire γ .

A partir de là, on peut calculer l'angle auxiliaire γ (figure 3.22) :

$$\cos \gamma = \cos AC \sin i$$

Comme l'on a aussi

$$\cos \gamma = \cos BD \sin \zeta$$

on en déduit enfin l'orientation de l'image par rapport au méridien du point imagé, en fonction de la latitude de ce même point (BC) et de la distance au Nadir (BD) :

$$\begin{aligned} \sin \zeta &= \frac{\cos AC \sin i}{\cos BD} \\ &= \frac{\cos\left(\text{Arcsin}\left(\frac{\tan BC}{\tan \alpha_1}\right)\right) \sin i}{\cos BD} \end{aligned}$$

La formule générale, qui nécessite d'introduire l'expression de la variable α_1 (formule 3.25), n'apporte rien de simple et ne mérite donc pas d'être écrite. Néanmoins, il est aisé, avec un logiciel de calcul formel comme Maple © de l'exprimer formellement, de tracer des figures et d'obtenir le code C correspondant.

Il est intéressant de comparer la figure 3.23 calculée pour une visée latérale d'environ 20° , soit à environ 250 km du nadir, avec celle de SPOT en visée verticale (figure 3.18). Pour ce cas de figure, la formulation présentée ci dessus est valide entre les latitudes $16,30^\circ$ et $83,24^\circ$.

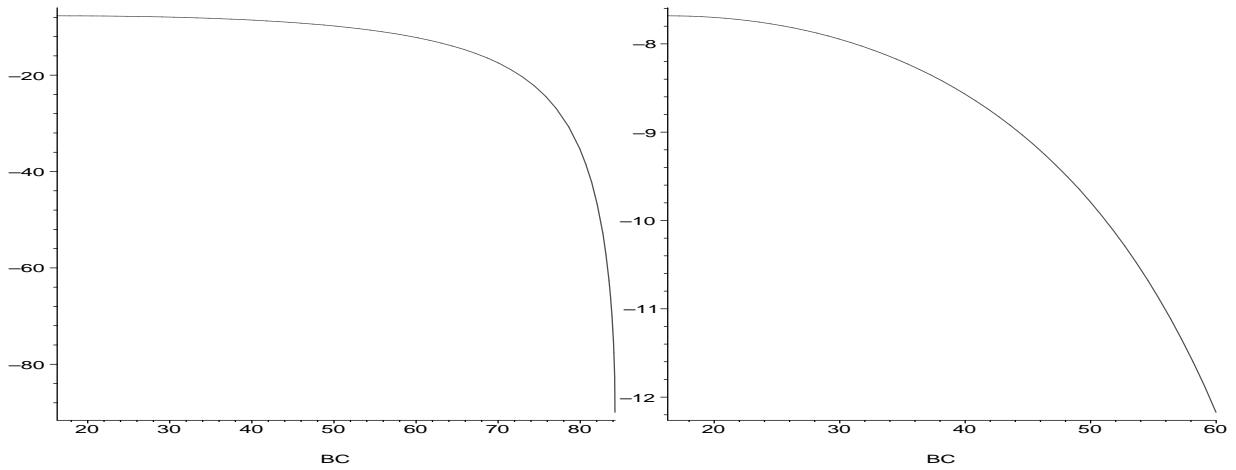


FIG. 3.23 – Orientation de la trace en fonction de la latitude : cas de SPOT ($i = 98^\circ$).

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 [5] :

- 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 cette classification que suivra ce chapitre.

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° pour les géostationnaires à 57° 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° W) et GOES-E (positionné à 75° W).

Le capteur multispectral GOES I à M permet d'acquérir des données dans les 5 bandes suivantes :

GOES I-M	
Bande (μm)	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 μ , bande 13.0 μ - 13.7 μ 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 (μm)	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

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	S	9	23/05/1995		GOES I-M
GOES-K	W	10	25/04/1997		GOES I-M
GOES-L	S	11	03/03/2000		GOES I-M
GOES-M	E	12	23/07/2001		GOES I-M
GOES-N		13	24/05/2006		GOES N-P
GOES-O		14	27/06/2009		GOES N-P
GOES-P		15	04/03/2010		
GOES-Q			<i>annulé</i>		
GOES-R			2015		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)

Pour 2012, la série des GOES-R (doté d'un nouveau capteur ABI) vise principalement à acquérir des données 5 fois plus souvent que les générations précédentes.

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, 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 (µm)	Résolution
0.4 - 1.1 µm	2.5 km x 2.5 km
5.7 - 7.1 µm	5 km x 5 km
10.5 - 12.5 µm	5 km x 5 km

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Cadre privé } sans modifications
Voir page 128

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		opérationnel en 0°
Meteosat 9	MSG 2	21/12/2005		pré-opérationnel en 0°

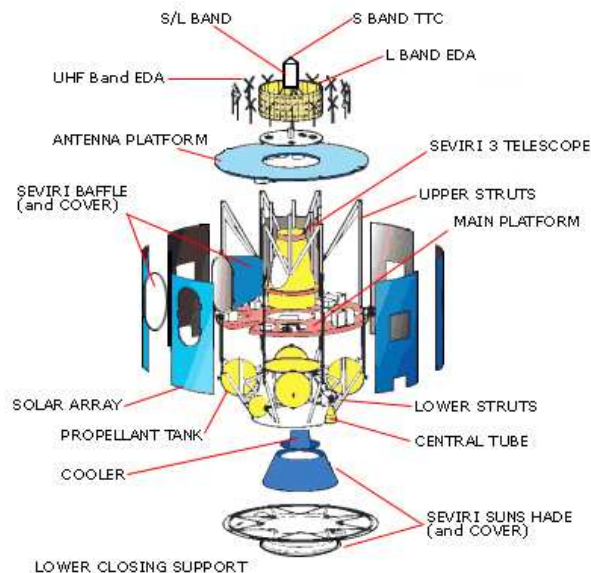


FIG. 4.1 – Satellite MSG1, ©ESA.

Le successeur de Meteosat : Meteosat Seconde Génération (MSG), dont la maîtrise d'œuvre est assurée 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 tours 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 physiquement la place de Meteosat 7 en 0° sous le nom de Meteosat 8.

MSG-3 doit être lancé en 2012 et MSG-4 en 2014.

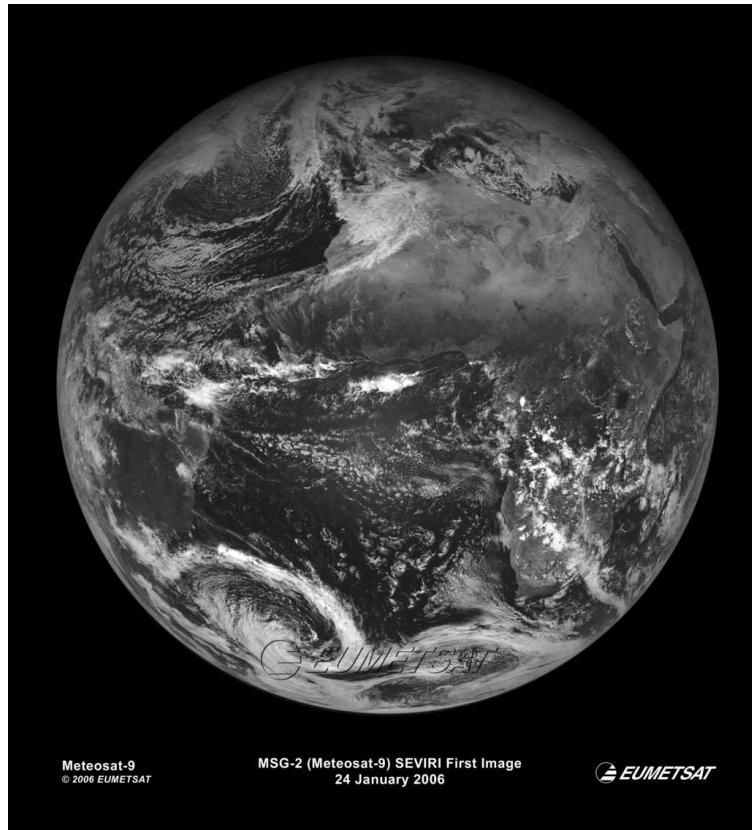


Fig. 4.2 – Première image obtenue par le satellite MSG2 , ©ESA.

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 (μm)	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 et MTSAT-2 en 2006. Ce sont deux satellites qui visent deux finalités : l'acquisition de données météorologiques et des applications en aviation civile.

METSAT		
MTSAT-1R	26/02/2005	opérationnel en 140°E
MTSAT-2 (Himawari)	18/02/2006	secours en 145°E

MTSAT		
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

<http://mscweb.kishou.go.jp/>

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	
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		
INSAT 2E	02/04/1999		est aussi doté d'une camera CCD, 1km de résolution
INSAT 3A	09/04/2003		"
METSAT	12/09/2002		

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 (μm)	Résolution	Bande (μm)	Résolution	Bande (μm)	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>



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 (μm)	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

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

et en orbite LEO :

- le satellite Feng Yun-1D le 15/05/2002
- le satellite FY-3A le 27 mai 2008 (827 km, 98.8°).

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.h>

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Cadre privé } sans modifications

Voir page 128

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 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 4.1.4) 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	(μm)	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	(μm)	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	(μm)	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

	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°		

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	<i>fin 2012</i>
F20	<i>fin 2014</i>

Ils sont dotés d'un capteur OLS (Operational Linescan System), whiskbroom composé de deux télescopes et d'un photomultiplicateur la nuit.

OLS	
Bande (µm)	Résolution
0.4 - 1.1	0.55 km x 0.55 km
10.0 - 13.4	2.7 km x 2.7 km

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Cadre privé } sans modifications
Voir page 128

Dans le cas de l'utilisation du PM, la bande est réduite (0.46-0.95 μm).
 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>

A l'horizon 2015, le NGDC et le NCDC seront fusionnés dans le NPOESS (National Polar-orbiting Operational Environmental Satellite System) qui prévoit l'usage d'au moins 3 satellites. Le capteur VIIRS (Visible Infrared Imager / Radiometer Suite) associera l'AVHRR des NOAA et l'OLS des DMPS.

Le premier lancement d'un NPOESS est prévu en 2013 (un satellite expérimental NPP étant prévu en 2011).

4.1.4 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 2014.

		altitude	période	inclinaison	Cycle		Nœud descendant
METOP-1	19/10/2006	817	101.36'	98.70°	5	14+1/5	
METOP-2	2012						
METOP-3	2014						

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).

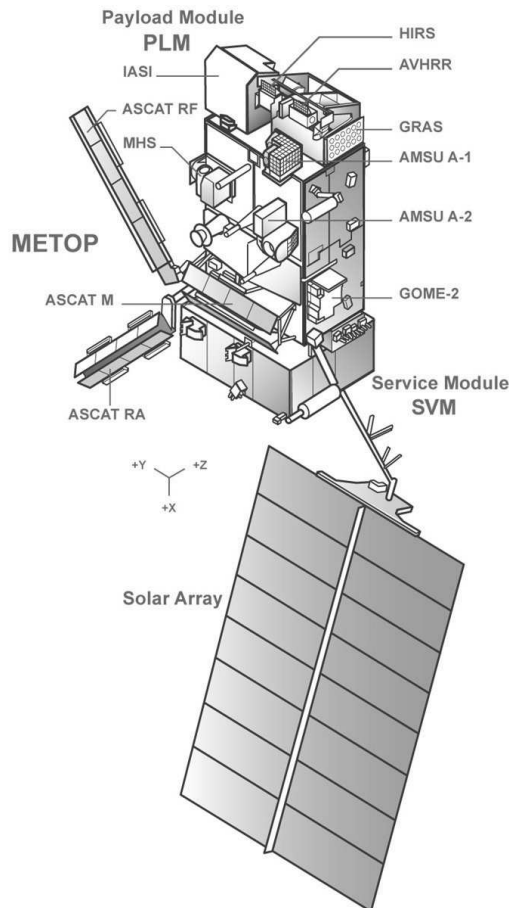


FIG. 4.3 – Satellite européen météorologique METOP, ©ESA.

<http://www.esa.int/export/esaME/index.html>

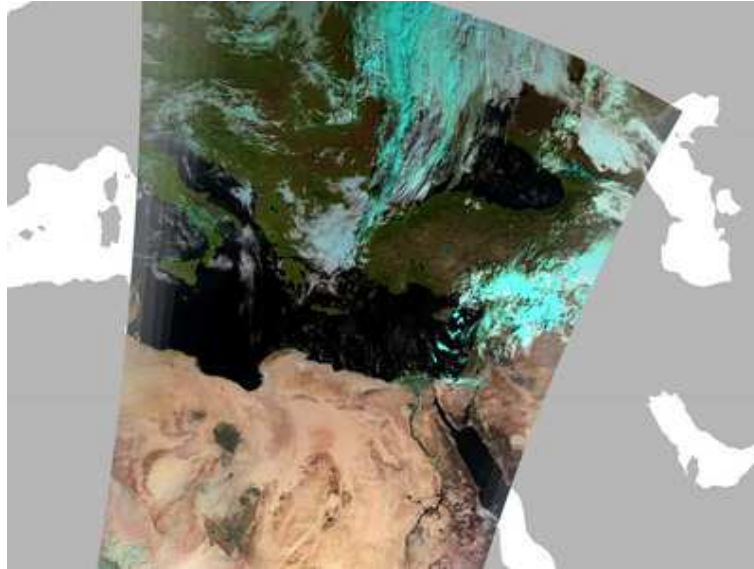


FIG. 4.4 – Image METOP sur l’est de la Méditerranée, ©ESA. La projection cartographique est cylindrique : si la fauchée est identique le long de la trace, sa projection change vers les hautes latitudes.

4.1.5 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 embarquait, entre autres, le capteur suivant :

Capteur	bande μm	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). Il embarque, comme systèmes imageurs, un capteur grand champ MSU-MR, un capteur moyenne résolution KMSS et un SAR 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	”

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

4.1.6 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-I et ADEOS-II

La première génération POLDER a été embarquée sur le satellite japonais ADEOS (ADvanced Earth Observation Satellite) – voir paragraphe 4.3.7–, 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-II 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, sera positionné par rapport aux satellites Aqua et Aura (NASA), Calipso (NASA/CNES, lancé le 28/04/2006), Cloudsat (NASA, Agence spatiale canadienne, lancé le 28/04/2006), de façon à compléter la formation appelée "A-train". Première mondiale, cet observatoire spatial exceptionnel, complété en 2008 par OCO (NASA), offrira 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/>

4.1.7 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 journalière¹ 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°).

¹la couverture journalière est effective pour les latitudes au delà de +35° et -35°, tous les deux jours à l'équateur

SPOT Végétation		
Bande	(μm)	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

Site WEB : <http://www.spotimage.fr>, <http://spot4.cnes.fr>

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 (μm)	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/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 août 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	(μm)	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 4.1.5), 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 inclination de l'ordre de 82°.

Cosmos 1500	28/09/1983	Okean-OE	SSO (altitude 650-670 km, inclination 98°), 2 RLS-BO
Cosmos 1602	28/09/1984	Okean-OE	
Cosmos 1766	28/07/1986	Okean-O1	
Cosmos 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 μm	2km	1900km
	0.6-0.7 μm		
	0.7-0.8 μm		
	0.8-1.1 μm		
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

4.3 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.

	lancement	Fin de la mission	Capteurs	Altitude	Cycle	orbites par jour
Landsat 1	23/07/72	6/01/78	RVB, MSS	917	18	13+17/18
Landsat 2	22/01/75	27/07/83	RVB, MSS	917	18	13+17/18
Landsat 3	5/03/78	7/09/83	RVB, MSS	917	18	13+17/18
Landsat 4	16/07/82	08/1993	MSS, TM	705	16	14+9/16
Landsat 5	1/03/84		MSS, TM	705	16	14+9/16
Landsat 6	5/10/93	5/10/93	ETM	705	16	14+9/16
Landsat 7	15/04/99		ETM+	705	16	14+9/16
LDCM	2013		OLI	16	16	14+9/16

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 long et 79 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. 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+ permet d’obtenir des images panchromatiques. (“Thematic Mapper”) est une amélioration du MSS :



Instrument	Bande spectrale μm	Dimension du pixel m	Dynamique	Satellite
RBV ^m	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 ^p	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

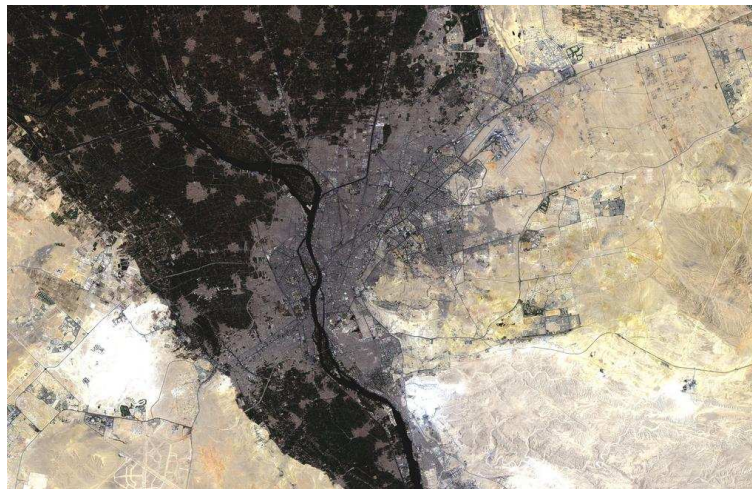


FIG. 4.5 – Image Landsat TM sur la ville du Caire, ©ESA.

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 a été défini en 2008 ce sera le LDCM (Landsat Data Continuing Mission). Il embarquera le capteur OLI et un capteur IRT (TIRS).

<http://ldcm.nasa.gov>

Instrument	Bande spectrale μm	Dimension du pixel m	Dynamique	Satellite
OLI	0.427 - 0.459	30 x 30	8	LDCM
	0.436 - 0.528	30 x 30	8	LDCM
	0.513 - 0.611	30 x 30	8	LDCM
	0.626 - 0.692	30 x 30	8	LDCM
	0.830 - 0.901	30 x 30	8	LDCM
	1.515 - 1.679	30 x 30	8	LDCM
	2.038 - 2.356	30 x 30	8	LDCM
	0.488 - 0.693	15 x 15	8	LDCM
TIRS	10.8	100 x 100	8	LDCM
	12	100 x 100	8	LDCM

Site WEB : <http://geo.arc.nasa.gov/sge/landsat/landsat.html>

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 4.6.2) 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, 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 SeaWiifs (paragraphe 4.2.2).

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

- **Terra (ex EOS-AM)**, lancé le 18 décembre 1999, est doté de 5 instruments, dont
 - le MODIS (Moderate-resolution Imaging Spectroradiometer) qui image sur 36 bandes (entre 0.4 μm et 14,4 μm) des fauchées de 2330 km avec une résolution variant de 250m à 1Km au nadir.

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 Emmission 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).

VNIR		
Bande	(μm)	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	0.76-0.86	15 m
SWIR		
Bande	(μm)	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	(μm)	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 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.
<http://aura.gsfc.nasa.gov/>

Aqua et Aura sont les deux premières composantes du A-train (voir 4.1.6).

site WEB : <http://terra.nasa.gov/>, <http://eosps0.gsfc.nasa.gov/>, <http://eos-pm.gsfc.nasa.gov/>

4.3.4 Le programme RESURS

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.

Cosmos 1689	3/10/1985	Resurs-O1	
Cosmos 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 SPOT-6 : cependant l'orbite choisie est celle des capteurs submétriques Pléiades, afin d'assurer une meilleure couverture temporelle aux deux Pléiades actuels.

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	
SPOT 6	9/09/2012	

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	(μm)	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	(μm)	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 4.7). La technique employée (push-broom) garantit de très bonnes caractéristiques géométriques.

Deux enregistreurs de bord 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 de masse de 9 Gbits, implantée à titre probatoire et correspondant à 3 minutes de données.

SPOT4 a réalisé une première en prenant en photo un autre satellite de télédétection : ERS-1 (figure 4.6). En effet, l'orbite d'ERS est plus basse que celle de SPOT et il est donc possible qu'ERS se trouve juste dans le champ de visée de SPOT. Cependant, ERS va plus vite que SPOT d'environ 250 km/h : aussi un traitement spécial a du être appliqué pour corriger cet effet.

http://spot4.cnes.fr/spot4_fr/im-ers-0.htm

Rappelons aussi que SPOT-4 est doté d'un instrument grand champ : le capteur Végétation (voir 4.1.7). Site 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° et 27° :

SPOT-5 HRG			
Bande	(μm)	Taille du pixel	nombre d'éléments de barette
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

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Cadre privé } sans modifications
Voir page 128

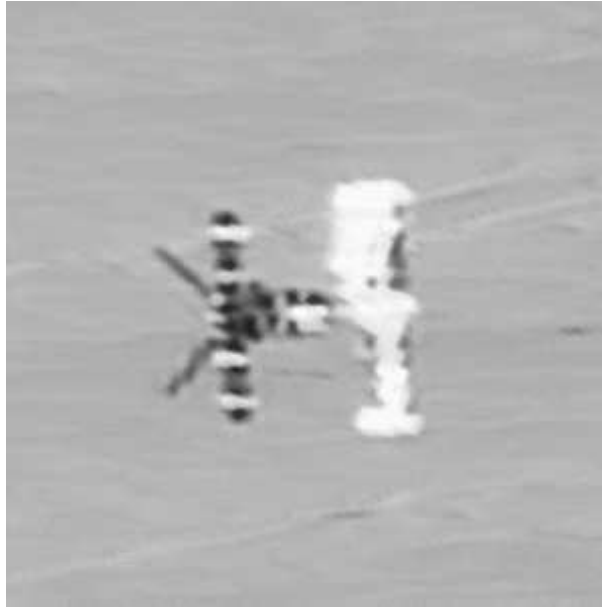


FIG. 4.6 – Un exploit du CNES : une image du satellite ERS-1 prise par SPOT4 ©CNES (Source WEB : http://spot4.cnes.fr/spot4_fr/images/1ereimag/ers-cor1.jpg)

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° en avant et une visée de 20° en arrière pour une largeur de scène de 120 km (voir figure 4.7). 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 (0.49-0.69µm) que sur l'instrument HRG.

SPOT-5 HRS			
Bande	(µm)	Taille du pixel	
P	0.49-0.69	10 m x 5 m	20° en avant et 20° en arrière

- un capteur Végétation identique à celui de SPOT4 (voir 4.1.7).

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.

SPOT-6 et SPOT-7

Pour assurer la continuité des données SPOT, EADS a prévu de mettre sur la même orbite que les deux Pléiades 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 jusu'à un cône de 45°.

Le premier lancement (SPOT 6) a eu lieu le 9 septembre 2012 ; le second est prévu en 2014.

			période	inclinaison	Cycle		Nœud descendant
SPOT 6	9/09/2012	695 km	98,78'	98.15°	26	14 +15/26	10h00
SPOT 7	2014						

Les deux satellites seront phasés à 180° entre eux, et à 90° par rapport aux Pléiades (voir paragraphe 4.4.3)..

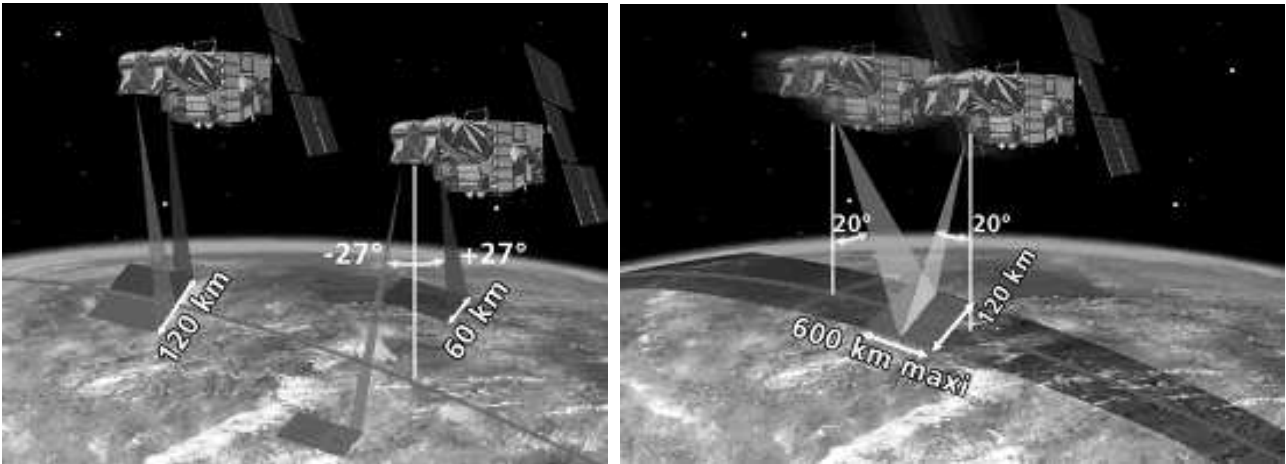


Fig. 4.7 – A gauche : système HRV des Spot 1 à 5. Les deux capteurs prennent une fauchée de 60 km chacune, pouvant être dépointée latéralement jusqu’à 27°. A droite : système HRS de Spot5. Les deux capteurs sont dépointés longitudinalement de 20°, ce qui permet d’acquérir une zone commune jusqu’à 600 km de long. ©CNES

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 Le programme indien IRS

L’ISRO (Indian Space Research Organisation) a placé sur orbite plusieurs satellites dédiés à l’observation de la terre.

Ce sont des satellites de type héliosynchrone. Principalement consacrés à l’Inde, ils ne sont opérationnels qu’en vue de la station au sol de Shadnagar (près d’Hyderabad). Une station américaine à Norman (Oklahoma) peut aussi recevoir les données. IRS-1C dispose néanmoins 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							

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 μm . 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 μm , 0.77-0.86 μm et 1.55-1.75 μm), 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 μm), 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 4.8.1)

LISS I			LISS II		
Bande	(μm)	Résolution	Bande	(μm)	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

LISS III			LISS IV		
Bande	(μm)	Résolution	Bande	(μm)	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>

4.3.7 Les programmes japonais

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 μm , 0.61 – 0.69 μm , 0.72 – 0.80 μm , 0.80 – 1.10 μm). 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>

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



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 5.1.2.

	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	(μm)	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	

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

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 4.1.6), 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. Il fournit des données multispectrales (4 bandes) et panchromatique.

AVNIR		
Bande	(μm)	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			
ADEOS-I	17/08/1996	30/06/1997	797 km	98.7	41	14+11/41
ADEOS-II	14/12/2002	25/10/2003	804 km	98.7	41	14+11/41

ADEOS-II 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-I, il sera embarqué 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 SAR 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		692 km	98.2	46	14+27/46	10 :30

Le futur d'Alos passe par le lancement de deux satellites : ALOS-2 spécifiquement radar (lancement prévu en 2013) et Alos-3, spécifiquement optique (lancement prévu en 2015). Alos-3 sera doté de trois modalités :

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



- 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 μm)

4.3.8 Le programme Sino-brésilien CBERS

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	14/10/1999	778 km	98,504°	100.26'	26 jours
CBERS-2	21/10/2003	"	"	"	"
CBERS-2B	19/09/2007	"	"	"	"

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	(μm)	Résolution	Bande	(μm)	Résolution	Bande	(μm)	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 et CBERS4 (résolution de 3 mètres) seraient lancés fin 2012 et 2014.

Sites WEB :

<http://www.cbears.inpe.br/>

4.3.9 RapidEye

Ce projet, qui associe le DLR et VH (Vereinigte Hagelversicherung, un grand groupe allemand d'agroassurance), a mis en orbite le 29 août 2008 une constellation de 5 satellites construits par SSTL (Surrey Satellite Technology, Ltd.), 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).

RapidEye	
	(μm)
Bleu	0.440 - 0.510
Vert	0.520 - 0.590
Rouge	0.630 - 0.685
Rouge <i>edge</i>	0.690-0.730
NIR	0.760-0.850

<http://www.rapideye.de>

Les satellites ont reçu des noms grec : TACHYS (rapide), MATI (œil), CHOMA (Terre), CHOROS (espace), TROCHIA (orbite)

4.3.10 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° .

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/>

4.3.11 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	(μm)	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/>

4.3.12 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) et Shiyuan-3 (15/11/2008). 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 sera complétée par une composante radar Huan Jing 1C.

Cette composante optique permet une couverture totale de la Chine réactualisée tous les deux jours.

Cartographie : ZY-3

Ce satellite chinois de cartographie sera décrit au paragraphe 4.4.8

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Cadre privé } sans modifications

Voir page 128

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).

<http://www.geoeye.com>

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

	(μm)	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).

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Cadre privé } sans modifications
Voir page 128

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

	(μm)	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 senseur a été placé le 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 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 2013) aura une résolution de 24 cm.

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		
	(μm)	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 4.4.9), 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		
	(μm)	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 prévu 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 $97,2^\circ$), 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'	$97,2^\circ$	18	15+7/18	10 :30

Quickbird-2			
	Résolution	Agilité angulaire	Fauchée
Panchromatique	60 cm	$\pm 30^\circ$	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	$94,6^\circ$	$97,5^\circ$	10 :30
Worldview-2	8/10/2009	770 km		$97,2^\circ$	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,	$\pm 45^\circ$	17,6 km	1,7 jour	5,4 jours
Worldview-2					
	Résolution	Agilité angulaire	Fauchée	Revisite à 1m	Revisite à 59 cm
Panchromatique	50 cm (46cm),	$\pm 45^\circ$	16,4 km	1,1 jour	3,7 jours
Multispectral	2m (1,84m)				

Pour se plier aux lois américaines actuelles, les produits 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).

	Bande en nm
Worldview-1 Panchromatique	400-900
Worldview-2 Panchromatique	450-800
Worldview-2 Coastal (MS7)	400 450
Worldview-2 Blue (MS4)	450 510
Worldview-2 Green (MS3)	510 580
Worldview-2 Yellow (MS6)	585 625
Worldview-2 Red (MS2)	630 690
Worldview-2 Red Edge (MS5)	705 745
Worldview-2 NIR-1 (MS1)	770 895
Worldview-2 NIR-2 (MS2)	860 1040

Il faut environ 10 secondes à ces deux capteurs pour se dépointer d'environ 300 km au sol (OrbView nécessitait plus d'une minute).

Avec cette constellation de trois satellites submétriques, DigitalGlobe peut acquérir des données HR à raison de 2 millions de km² par jour

Site WEB : <http://www.digitalglobe.com>

4.4.3 Orfeo Pléiades

Le concept 3S : "Satellite Successeur de Spot", est parti des 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 5.3.4), 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 Turin², 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 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) 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 SAR (constellation Cosmo-Skymed, bande X), nœud ascendant à 6h (voir 5.3.4).

			période	inclinaison	Cycle		Nœud descendant
Pleiades HR 1A	17/12/2011	695 km	98,78'	98.15°	26	14 +15/26	10h15
Pleiades HR 1B	02/12/2012	695 km	98,78'	98.15°	26	14 +15/26	10h15

Les données Pleiades 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>

²Notons 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.

4.4.4 EROS

Selon une philosophie identique au programme SPIN-2 (voir paragraphe 4.4.9), 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 2014) 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>

4.4.5 Formosat-2 (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 à 1 jours (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 8m de résolution en multispectral. a une agilité intéressante (+/- 45° tant en visée droite-gauche qu'avant-arrière). Les scènes sont de 24km×24km.

		altitude	période	inclinaison	Cycle		Nœud descendant
Formosat-2	20/05/2004	888	102.74'	99.00°	1	14	9h30

Les images civiles de ce satellite à vocation duale sont diffusées par Spotimage.

Site WEB : <http://www.nspo.org.tw/e60/menu0400.html>, <http://www.spotimage.com>

4.4.6 KOMPSAT-2 (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 2 et 3		
	(μ 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 +/- 30°. 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.

Les images civiles de ce satellite sont diffusées par Spotimage.

Il est prévu des successeurs optiques (KOMPSAT-3 en 2010) ainsi qu'un satellite RSO (KOMPSAT-5).

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Cadre privé } sans modifications

Voir page 128

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.

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

4.4.8 Tianhui-1 (Chine)

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.

Ce satellite est doté de deux caméras 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 μ -0.52 μ , 0.52 μ -0.61 μ , 0.61 μ -0.69 μ , and 0.76 μ -0.90 μ).

ZiYuan (Chine)

ZY-3 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.

<http://sasmac.sbsm.gov.cn/article//wxzh/200912/20091200059258.shtml>

4.4.9 Les programmes RESURS-F (ex-URSS) et SPIN-2

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) 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 μ 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 Plessetsk (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).

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 4.4.9), 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 Sovinform Sputnik (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 programmés environ tous les 6 mois, étaient prévus pour compléter la couverture de la terre déjà disponible. Depuis, d'autres sources de données ont été exploitées (images aériennes, voire Landsat et QuickBird).

Site WEB : <http://www.terraserver.com/>

4.5 Mini et microsattelites

Le souhait d'avoir des coûts réduits ont conduit certains organismes à lancer des mini satellites (<100 kg), des microsattelites, voire des nanosatellites. En particulier la NASA avait élaboré le programme SSTI, malheureusement inabouti.

4.5.1 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 μm à 2.5 μm , 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*.

4.5.2 Proba-1

Dans le cadre du programme général de soutien technologique (GSTP) de l'ESA, le satellite Proba-1 (Project for On Board Autonomy) a été mis en orbite héliosynchrone le 22 octobre 2001 (inclinaison 97,9°, orbite de 681 km x 561 km, période de 97', 94 kg). il est doté de deux imageurs :

- un capteur hyperspectral Chris (Compact High Resolution Imaging Spectrometer), de 19 bandes spectrales (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.

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Cadre privé } sans modifications

Voir page 128

- un imageur HRC (High Resolution Camera) de résolution 8m, fournissant des images N/B de 1026 x 1026 pixels.



FIG. 4.8 – Image Proba-1 HRC sur les pyramides, ©ESA.

La réussite du concept “Proba” s’est concrétisée par 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.

4.5.3 DMC : Disaster Monitoring Constellation

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.

					fauchée
AlSAT-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		multispectral (32m)	
Beijing-1	Chine	27/10/2005	panchro (12 m)	multispectral (32m)	
Deimos-1	Espagne	29/07/2009		multispectral (22 m)	
UK-DMC2	UK	29/07/2009		multispectral (22 m)	

Alsat-2 a été lancé le 12 juillet 2010 : c’est un satellite conçu par EADS-Astrium qui possède un capteur panchromatique (2.5 m de résolution) et un capteur multispectral (4 bandes, 10m de résolution).

NigeriaSat-2 devrait être lancé en 2011.

Les images sont distribuées par DMCII (DMC International Imaging)

<http://www.sstl.co.uk/>

<http://www.dmcii.com/>

4.5.4 Autres mini et microsattelites

- Surrey satellite Technology a mis en orbite le 21 mars 1999 UOSAT-12 qui est doté d'une camera Kodak (CCD 1024x1024) 4 canaux de résolution 30m, et panchro (10m).
http://www.sstl.co.uk/mission
- Le 25 mai 1999 a été lancé DLR-Tubsat (collaboration de TU Berlin et du DLR) qui embarquait une camera (résolution 6m). C'est un système à peu près identique qui a été lancé le 10 décembre 2001 : Maroc-TUBSAT, fruit d'une collaboration avec CRTS (Maroc). De même LAPAN Tubsat a été lancé le 10 janvier 2007 (collaboration de TU Berlin et du National Institute of Aeronautics and Space of Indonesia).
http://www.ilr.tu-berlin.de/RFA/index.htm
- Toujours dans la catégorie des mini ou micro satellites, signalons les KitSat du South Korean Advanced Institute of Science and Technology (1999)
http://satrec.kaist.ac.kr/
- le 17 avril 2007, l'Egypte a lancé MisrSat-1 (8m de résolution) et l'Arabie Séoudite Saudisat-3 (capteur optique).
- enfin notons l'apparitions des nanosatellites, utilisés par l'université d'Aalborg pour mettre en orbite (30/06/2003) une camera de 100m de résolution dans un nanosatellite de 1kg !
http://www.cubesatkit.com/

4.6 Capteurs hyperspectraux

Certains des satellites précédemment cités sont dotés de capteurs hyperspectraux. D'autres existent, comme le capteur MERIS embarqué sur ENVISAT (dont la description sera donnée au paragraphe 5.1.4).

Certains capteurs n'entrent pas a 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).

4.6.1 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

4.6.2 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.

4.6.3 Meris (satellite ENVISAT)

Embarqué sur le satellite ENVISAT (qui sera vu au paragraphe 5.1.4), 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.

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Cadre privé } sans modifications

Voir page 128

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

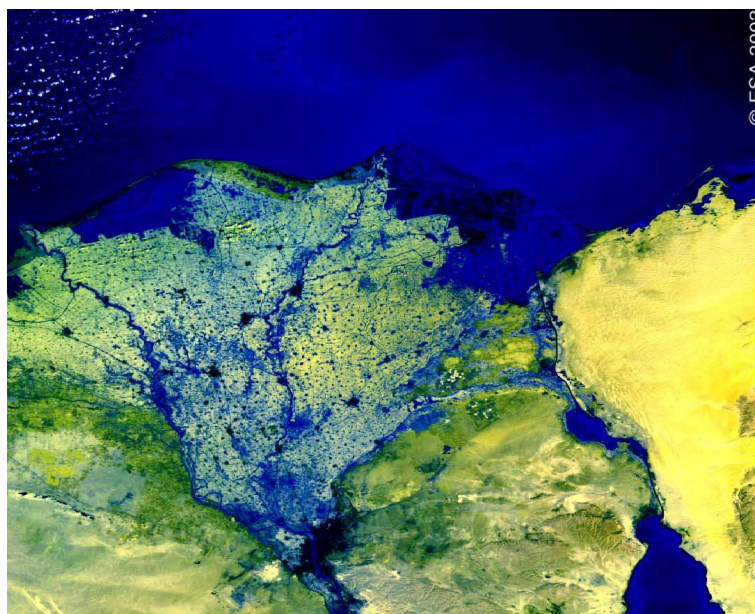


Fig. 4.9 – Image Meris sur le delta du Nil, ©ESA.

4.6.4 Chris (satellite Proba-1)

Déjà décrit au paragraphe 4.5.2, le capteur CHRIS (Compact High Resolution Imaging Spectrometer) embarqué sur Proba-1 est un capteur hyperspectral de 19 bandes (entre 415 et 1050 nm, avec des largeurs de bandes de 5 à 12 nm), de résolution 20 m au nadir avec une fauchée de 14 km. Le choix des canaux et leur largeur sont aussi programmables.

4.7 Quelques programmes militaires

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.

Les programmes les plus connus sont les KH américain (KH = Key Hole) dont la résolution serait meilleure que le décimètre, les Kosmos russes (Orlets, Yantar) et les Ofeq israélien (dont les orbites sont rétrogrades pour ne pas avoir à survoler la Jordanie lors du lancement).

Ces satellites de renseignement militaire tant américains que russes ont des caractéristiques très confidentielles. Seules les orbites sont renseignées, bien que depuis peu ces satellites sont furtifs et ne peuvent plus être observés

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



depuis la Terre. Leur altitude peuvent être très basses.

Dans ce paragraphe, certains programmes vont être rapidement analysés, d'autant que peu d'information filtre sur ce type de satellite.

4.7.1 France : programme Helios

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 métrique³. 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 d'élève à 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

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 pass 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 en cours de réalisation : les systèmes français Hélios et Pléiades, allemand SAR-Lupe et italien Cosmo SkyMed.

4.7.2 Japon

Le Japon s'est doté d'une constellation de satellites militaires de surveillance optiques IGS (Information Gathering Satellite) de résolution métrique :

IGS 1a	28/03/2003
IGS 2a	29/11/2003 (échec)
IGS 3a	11/09/2006
IGS 4a	24/02/2007
IGS 5a	28/11/2009
IGS Optical-4	22/09/2011

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).

4.7.3 Israël

Le 21 janvier 2008, l'Inde a mis en orbit pour le compte d'Israël le satellite militaire Teccar, doté d'un capteur optique (de résolution décimétrique) et d'un radar en bande X. La composante optique complète les senseurs Ofeq existants.

³4 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.

4.7.4 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

Les autres Yaogan sont des satellites radar (voir paragraphe 5.5.4).

4.8 Utilisation de la navette spatiale et de Mir

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.

4.8.1 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-1 : Modular Optoelectronic Multispectral Stereo Scanner

Le capteur MOMS-1 a été embarqué sur deux missions de la navette :

STS-7 18-24 juin 1983 Challenger 28.5 ° 292 km
 STS-41-B 3-11 février 1984 Challenger 28.5 ° 289-330 km

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 :

MOMS-01	
575-625 nm	20 m
825-975 nm	20 m

MOMS-2 : Modular Optoelectronic Multispectral Stereo Scanner

Installé dans le vol STS-55 (26 avril 1993 au 6 mai 1993, 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 dans les bandes suivantes

MOMS-02		
		résolution
Multispectral		
1	440-505 nm	13.5 m
2	530-575 nm	13.5 m
3	645-680 nm	13.5 m
4	770-810 nm	13.5 m
Panchromatique		
5	520-760 nm	4.5 m
6	520-760 nm	13.5 m (21.4° en avant)
7	520-760 nm	13.5 m (21.4° en arrière)

La combinaison de ces canaux permet d'avoir 7 modes de fonctionnement différents (stereo, multispectral, ...)

Site WEB : <http://www.dfd.dlr.de>

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Cadre privé } sans modifications

Voir page 128

4.8.2 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 étaient les suivantes :

MOMS-2P			
résolution			
Multispectral			
1	440-505 nm	18 m	
2	530-575 nm	18 m	
3	645-680 nm	18 m	
4	770-810 nm	18 m	
Panchromatique			
5	520-760 nm	6 m	
6	520-760 nm	18 m	21.4° en avant
7	520-760 nm	18 m	21.4° en arrière

Site WEB : <http://www.nz.dlr.de/moms2p/index.html>

4.9 Futurs Projets d'observation de la terre

4.9.1 Sentinel-2 et Sentinel-3

Dans le cadre du GMES (Global Monitoring for Environment and Security), l'ESA et la communauté européenne ont 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 sera un satellite RSO : Sentinel-1 (voir la section 5.4) 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 (prévu pour 2011) est d'assurer la continuité des capacités européennes d'observation optique de la Terre (SPOT 1 à 5). L'instrument générera 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 permettraient alors de couvrir la Terre avec un temps de couverture de 5 jours.

Pour la surveillance des cotes et des océans, Sentinel-3 (prévu pour 2013) sera conçu pour générer des données de radiométrie infrarouge, c'est-à-dire une lecture des températures de haute précision, des données altimétriques par radar (calcul de l'altitude), ainsi que des images multi-spectrales d'une résolution de 500 à 1000 m.

Les Sentinel 4 et 5 seront dédiés à l'analyse de l'atmosphère.

http://www.esa.int/esaLP/SEMZHM0DU8E_LPgmes_0.html

4.9.2 Divers

- 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, est pour l'instant repoussé à une date ultérieure.
- Le Chili se dotera en 2010 s'un système satellitaire dual d'observation terrestre (SSTO) fabriqué par EADS Astrium.
- Dans le cadre du projet e-Corce (e-Constellation d'observation récurrente cellulaire), le CNES envisage 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 s'effectuera par le biais d'un opérateur appelé provisoirement *Blue Planet*.



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 4.1.5. 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 commercialisées 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) et Venus (Venera 15/16) ont déjà été l'objet d'imagerie RSO. Actuellement, la mission indienne Chandrayaan-1 (lancé le 22 octobre 2008) cartographie la Lune à l'aide d'un mini système RSO américain (7 kg !!) qui agira de concert avec un autre mini radar placé sur le LRO.

5.1 Les satellites RSO de première génération

Le tableau récapitulatif suivant donne les caractéristiques essentielles des 6 principaux satellites (actuels et passés) dotés de système RSO de résolution en général décimétrique, et dont les images sont disponibles sur le plan commercial.

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

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.

Il faut noter que le capteur RSO ALMAZ a été monté sur une structure disponible de la station spatiale militaire ALMAZ (diamant en russe) dont ont été dérivées les stations "Salyut" des années 70. Ceci explique sa masse et ses capacités à emporter des quantités importantes d'ergols, ce qui lui permettait de changer d'orbite. Un prototype du radar d'Almaz a été embarqué sur Cosmos 1870 (en 1987), et, durant 2 ans, a fourni des images radar de résolution 30 m.

Les capteurs RSO actuellement 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 km² près) mais non le pôle Sud (sauf retournement du satellite, voir 5.1.3). Notons que l'utilisation d'antennes horizontales (comme Radarsat-2) permettent de s'affranchir de cette contrainte.

5.1.1 Particularités d'ERS (1991-2011)

Les satellites ERS (2400 kg) étaient dotés de 6 instruments, dont un RSO : AMI (Active Microwave Instrument).

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 à 1 jour d'intervalle par ERS-1 et 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) 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.

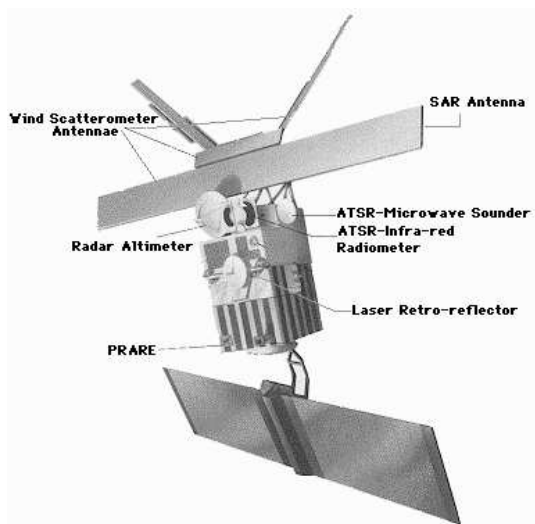


FIG. 5.1 – Le satellite ERS-1 ©ESA

	ERS-1 (ERS-2)	ENVISAT	Radarsat	JERS-1	SEASAT	Almaz
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
λ	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)
B				$0.4286 \cdot 10^{12}$		
τ	37.12 μ s		20 μ s	35.0 μ s	33.4 μ s	70-100 μ s
$B\tau$	15.55 MHz	16 MHz	11.6, 17.3, 30.0	15 MHz	19 MHz	
Echantillonnage	18.96 MHz		14-32 MHz	17.076 MHz	19 MHz	
PRF	1640-1720 Hz	1650-2100 Hz	1200-1400 Hz		1463-1640 Hz	1500 Hz
angle	23°		20° à 49°	35°	19° à 26°	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	785 km	799,8 km	797,9 km	568 km	800 km	270 à 380 km
Période	100 '	100'59	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°		98.594°	98°	108°	72.7°
Héliosynchrone	oui	oui	oui	oui	non	non
Passage ascendant	22h30	22h00	18h00	22h45	***	***
Passage descendant	6h30	10h00	6h00	10h45	***	***
Couverture (nombre d'orbites)	35 jours 501	35 jours 501	24 jours 343	44 jours	17, 3 jours	1-4 jours
Poids (tonne) dont ergols	2.4		2.75 57 kg	1.4	2.29	18.5 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		11/10/1998	10/10/1978	11/10/1992

Les “Phases” ERS

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” 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 pour permettre des survols à 3 jours (pour des zones déterminées de la planète).

	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

5.1.2 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 (70 km) et un cycle plus long (44 jours).

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).

5.1.3 Particularités de Radarsat (1995-)

Le système Radarsat est constitué d'une antenne de 15 m (azimut) sur 1,5 m (élévation) : celle-ci est composée 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 : 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 μ 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 en 200 μ m à 3,92 dB, et au mieux (i.e. entre les zéros de la fonction pupille) 4,32°. 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-look). 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 qui 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 μ s) et du temps nécessaire à passer les lois d'antenne du mode émission au mode réception (20 μ s).

Le mode Antarctique de Radarsat

Le satellite Radarsat 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 prévue a été annulée.

Modes d'acquisitions

Radarsat 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 suivant :

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

La bande passante est variable : 11.58 MHz (S3 à S7), 17.28 MHz (S1 et S2) et 30 MHz ("Fine").

5.1.4 ENVISAT (2002-2012)

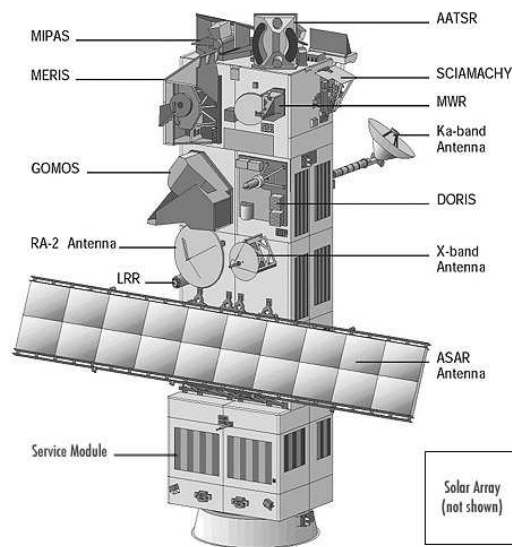


FIG. 5.2 – Le satellite ENVISAT ©ESA

L'Europe a lancé le 1 mars 2002 le satellite ENVISAT (figure 5.1.4), d'environ 8 tonnes, doté de 10 instruments scientifiques, dont le capteur "ASAR" (Advanced Synthetic Aperture Radar), un RSO en bande C (5.331 GHz). Il permettait une focalisation électronique (sur le même principe que Radarsat), 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 5.1.4). 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.

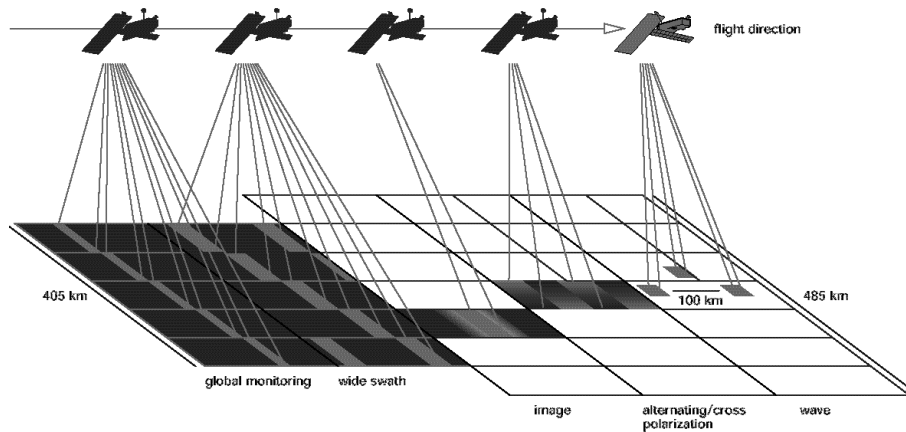


Fig. 5.3 – Les modes d’acquisition du satellite ENVISAT ©ESA

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 donc composée de 20 éléments de 16 modules

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).

Site WEB : <http://www.dfd.dlr.de/PROJECT/ENVISAT>
<http://envisat.esa.int/>

5.1.5 Almaz

Almaz a marqué les esprits par son mode d’émission : en effet, son signal d’émission n’était pas un *chirp*, mais un signal de type impulsionnel. 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).

5.1.6 Autres systèmes

Parmi les autres systèmes imageurs RSO mis en orbite dans le passé, on peut relever les suivants :

- Cosmos 1870, lancé le 25 juillet 1987, et doté d’un RSO en bande S (9.6 cm, 30 m de résolution).
- 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 : une d’entre elles est toujours visible sur le WEB : http://www.ire.rssi.ru/priroda/Travers/dn_river.gif. 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, même si lors de la réunion scientifique du projet Priroda (16-17 juin 1998), des recommandations aient été faite sur la nécessité de réparer ce capteur.

Le satellite Meteor-M 1 (mis en orbite le 17/09/2009) possède à son bord un système RSO de résolution hectométrique pour l'étude de la glace (voir 4.1.5).

5.2 Utilisation de la navette spatiale

La navette américaine a emporté des expérimentations intéressantes sur l'imagerie RSO : en particulier, l'expérience SIR-C/X-SAR, multicapteurs multipolarisations, et tout dernièrement 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 5.1.

	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
λ	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
τ	30,4 μ s	30,4 μ s
PRF	1464 à 1824 Hz en 200 .	
Look équivalent		4

TAB. 5.1 – 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 5.1. 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
τ	33,8, 16,9, 8,5 μ s	33,8, 16,9, 8,5 μ s	40 μ 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	

TAB. 5.2 – 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.

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 (2006-2008)

Si les années 90 ont vu un foisonnement intéressants 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*.

5.3.1 ALOS

Le satellite japonais ALOS, lancé le 24 janvier 2006, (voir paragraphe 4.3.7) 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 Radarsat-2

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).

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



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>

5.3.3 Terrasar-X

Le projet Terrasar, issu d'une collaboration entre EADS et le DLR, 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).

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

	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.

Enfin le lancement prévu en 2013 du satellite espagnol PAZ (voir 5.4), quasiment identique aux TSX, permettra d'envisager une exploitation en constellation.

<http://www.infoterra-global.com/terrasar.html>

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.infoterra.de/terrasar-x/tandem-x-mission.html>

5.3.4 Cosmo-Skymed

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).

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



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).

Il avait été envisagé d'associer un des satellites avec une antenne passive (BISSAT : Bistatic and Interferometric SAR Satellite) dans le cadre de la mission SABRINA.

http://www.asi.it/sito/programmi_cosmo.htm

http://directory.eoportal.org/pres_COSMOSkyMedConstellationof4SARSatellites.html

5.4 Les projets en cours

- L'Espagne va se doter en 2013 d'un satellite dual radar : PAZ. Produit par EADS, ses caractéristiques sont très proches de celles de Terrasar-X au point qu'un accord a été signé en vue d'exploiter ces deux satellites en stratégie de constellation.
- Pour doter l'Europe de successeurs aux ERS et à ENVISAT, l'ESA propose le programme Sentinel. Parmi ces satellites, les deux Sentinel-1 seront dotés d'un SAR en bande C, opérant dans un mode spécial ScanSar permettant d'associer dimension de grande fauchée (400km) et de résolution décimétrique. 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).

	Début mission	altitude	inclinaison	orbites par jour	cycle	nœud ascendant
Sentinel-1	2012	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 sera simple (au choix HH ou VV) et en dual-pol (VV+VH ou HH+HV). L'antenne est de 12.3 x 0.84 .

Mode	résolution	Fauchée	incidence
Stripmap	5m x5m	80 km	19.9-46.1
Interferometric Wide Swath Mode	5m x 20m	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 aura aussi un wave mode.

Les autres Sentinels (paragraphe 4.9.1) auront des tâches analogues aux Terra et autres Cryosat du programme EO.

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Cadre privé } sans modifications
Voir page 128

- 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. Les lancements pourraient débiter en 2013

Site WEB : <http://www.asc-csa.gc.ca/asc/fr/satellites/radarsat/>

- L’Inde envisage de mettre en orbite un satellite civil radar bande C de résolution métrique full-polar : RISAT-1. L’orbite aura une altitude de 610 Km et une inclinaison de 97.88°. Plusieurs résolutions et fauchées seront 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 aura la bande passante la plus élevée (225 MHz) et offre une résolution presque métrique.

- Le KARI (Korea Aerospace Research Institute) envisage pour 2012 la mise en orbite d’un satellite RSO (développé par Alcatel Alenia Space) de 3m de résolution en stripmap et 20m en scansar.
- 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.
- 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>

5.5 Les systèmes militaires

5.5.1 USA : Les Lacrosses/Onyx

Les “Lacrosse” sont RSO militaires américains, dont on peut penser que la résolution est métrique. Six systèmes ont été lancés à l’heure actuelle :

- * 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 (proba-

blement en remplacement du Lacrosse 1), et dont la masse approcherait les 14 tonnes.

- * Lacrosse 4, le 22 mai 1999.
- * Onyx le 17/08/2000, dont la rumeur attribue une résolution décimétrique.
- * Onyx2, lancé le 30 avril 2005
- * USA 193, lancé le 14/12/2006, dont on a pensé qu'il serait un Onyx. Ce lancement semble avoir été un échec et le satellite a été désorbité vers la Terre le 21 février 2008.

Le dernier satellite radar lancé par les américains semble être USA 215, mis sur une orbite rétrograde (inclinaison 123.0°) le 21/09/2010.

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 depuis quelques temps, ces satellites deviennent furtifs, ce qui limite encore plus l'accès à des informations fiables sur leurs systèmes.

5.5.2 Japon : IGS

Le Japon s'est doté d'une constellation de capteurs RSO :

IGS 1b	28/03/2003
IGS 2b	29/11/2003 (échec)
IGS 3b	24/02/2007
IGS Radar-3	12/12/2011

Fabriqués par Misubishi Electric, ils auraient une résolution de 1m. 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 4.9.2) 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).

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)

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 novembre 2011, qui fonctionnerait conjointement avec le Yaogan-6

Ces satellites sont des compléments aux Yaogan optiques (voir paragraphe 4.7.4).

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 est prévu prochainement.

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.



Annexe A

Derniers lancements de satellites de télédétection (1997-2009)



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#>

A.1 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	

A.2 Année 1998

Date	Satellite	Nationalité		Type	divers
22/01/1998	Ofeq-4	Israël	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		

A.3 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	Lacrosse 4	USA	radar	militaire	
25/05/1999	DLR-Tubsat	Allemagne	optique		45 kg
26/05/1999	IRS-P4	Inde			OceanSat1
26/05/1999	Kitsat-3	Corée	earth	civil	
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



A.4 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

A.5 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
29/09/2000	Cosmos 2373	Russie	Yantar-1KFT		70.4°, 211km-285km retour le 14/11/2001
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

A.6 Année 2002

Date	Satellite	Nationalité		Type	divers
25/02/2002	Cosmos 2387	Russie	Yantar-4K1		67.1°, 168kmx297km 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	Israel		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	ZiYuan-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

A.7 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
29/09/2000	Cosmos 2373	Russie	Yantar-1KFT		70.4, 211km-285km retour le 14/11/2001
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

A.8 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	ZiYuan-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



A.9 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
27/10/2005	Topsat	GB	optique 2.5 m		98.2°, 98.7', 682-707 km 108 kg
27/10/2005	Sinah-1	Iran	optique 3 m		98.2°, 98.6', 682-705 km 160 kg
21/12/2005	MSG-2	Europe		météo	géostationnaire

A.10 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



A.11 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		

A.12 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	

A.13 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

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

A.14 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	



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 [7]).

B.1 Cas général

Soit un triangle sphérique, comme l'illustre la figure B.1

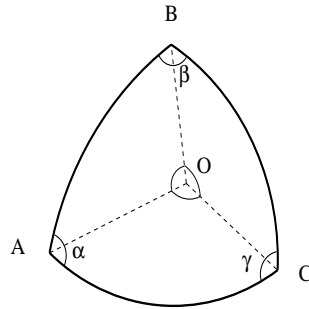


FIG. B.1 – Exemple de triangle sphérique construit sur une sphère de centre O.

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 γ 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] Laurent Beaudoin. *Sélection de données satellitales optiques pour la télédétection*. PhD thesis, Télécom-Paris, Dec 2001.
- [2] Michel Capderou. *Satellites : orbites et missions*. Springer, 2003.
- [3] F.Bonn. *Précis de télédétection : Volume 2, Applications thématiques*. Presses de l'Université du Québec, 1996.
- [4] G.Rochon F.Bonn. *Précis de télédétection : Volume 1, Applications thématiques*. Presses de l'Université du Québec, 1992.
- [5] F.Verger. *Atlas de géographie de l'espace*. Belin, 1997.
- [6] R. Guiziou. *Mécanique spatiale*. <http://artemmis.univ-mrs.fr/im2/mecaspa/>, 2001.
- [7] H.Stöcker. *Toutes les mathématiques*. Dunod, 2002.
- [8] H. Laur. *Analyse d'images radar en télédétection : discriminateurs radiométriques et texturaux*. Thèse de doctorat, Université Paul Sabatier (Toulouse), 1989.
- [9] X. Briottet P. Lier, C. Valorge. *Imagerie spatiale : Des principes d'acquisition au traitement des images optiques pour l'observation de la Terre*. Cépaduès, 2008.
- [10] Robert A. Schowengerdt. *Remote Sensing : Models and Methods for Image Processing*. Academic Press, 1997.
- [11] 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.



Index

- A-train : Aqua et Aura, 79
A-train : Parasol, 73
ADEOS, 85
ADEOS-II, 85
ALI (capteur), 78
Almaz, 103
ALOS, 85
Alsat, 95
Aqua, 78
ASTER (capteur), 79
AstroSAR-Lite, 112
Aura, 78
AVHRR (capteur), 69
AVNIR (capteur), 85
AVNIR 2 (capteur ALOS), 85
- Bandes Radar, 29
Beijing-1, 95
Bilsat-1, 95
BISSAT, 111
- CartoSat, 83
Cartosat, 93
Cartosat-1, Cartosat-2, 93
CBERS, 86
Chris (capteur), 94, 97
Clark, 94
Constellation Radarsat, 111
Cosmo Skymed, 110
Couverture d'un satellite, 21
CSK, 110
Cycle d'un satellite, 21
CZCS (capteur), 74
- Deimos-1, 95
Distance au nadir, 37
DMC, 95
DMSP, 70
- E-corce (Blue Planet), 101
EarlyBird, 89
EarthWatch, DigitalGlobe, 89
Ellipsoïde de référence : WGS84, 12
Envisat, 106
EO, 78
EOS, 78
EOSAT, 88
EROS, 92
ERS, 103
- Feng Yun (FY-1D, FY-2A à FY-2C, FY-3A), 68
Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>
- Formosat-2, 92
Fuyo-1 (optique), 85
Fuyo-1 (radar), 103, 105
- GEO : orbite géostationnaire, 26
GeoEye, 88
GeoEye-1, 89
GeoEye-2, 89
GMS, 66
GOES, 63
GOMS, 68
- Héliosynchronisme, 13
Haiyang, 75
Helios, 98
HRC (capteur), 94
HRV (capteur), 81
HRVIR (capteur), 81
Huan Jing, 87
Huan Jing (optique), 87
Hyperion (capteur), 78
Hyperion (satellite EO), 96
- IceSat, 79
IGS (optique), 98
IGS (radar), 113
Ikonos, 89
INSAT, 67
IRS, 83
- JERS, 103
JERS (optique), 85
JERS (RSO), 105
- Kalpana-1, 67
KFA 1000 (capteur), 93, 100
KFA 3000 (capteur), 93
Kitsat, 96
KMSS (capteur), 72
KOMPSAT-5, 112
KVR-1000 (capteur), 94
- Lacrosse, 112
Landsat, 76
LDCM, 77
LEO : Low Earth Orbit, 26
Lewis, 94
Lidar IceSat, 79
LISS(capteur), 83
- Meris (capteur embarqué sur Envisat)), 96



- MESSR (capteur), 84
 Meteor, 72
 Meteor-M, 72
 Meteor-M 1 (RSO), 107
 Meteosat, 64
 METOP (ESA), 71
 METSAT, 67
 MisrSat-1, 96
 MK4 (capteur), 93
 MODIS (capteur), 79
 MOMS-1 (capteur), 99
 MOMS-2 (capteur), 99
 MOMS-2P (capteur), 100
 MOP (Meteosat), 64
 MOS, 84
 MOS (capteur), 83, 100
 MSG, 65
 MSU-E (capteur), 80
 MSU-K (capteur), 80
 MSU-MR (capteur), 72
 MTG, 66
 MTSAT, 66, 67
 Myriade : Parasol, 73

 NigeriaSat, 95
 NIMBUS, 74
 NMP, 78
 NOAA, 69
 NPO : Near Polar Orbit, 26
 NPOESS, 71

 OceanSat, 75
 OCM (capteur), 75
 Ofeq, 98
 Ofeq-8, 114
 Okean, 75
 OLS (capteur), 70
 Onyx, 113
 OPS (capteur), 85
 ORBIMAGE, 88
 Orbites gelées, 13
 Orbites héliosynchrones, 12
 Orbview, 88
 Orbview-5, 89
 Orfeo, 91
 Orientation de la trace, 30
 Orientation des images : visée avant-arrière, 56
 Orientation des images : visée oblique, 57
 Orientation des images : visée verticale, 30

 Période d'un satellite, 10
 PALSAR (capteur ALOS), 109
 Parasol, 73
 PAZ, 111
 Phasage d'un satellite, 21
 Pléiades HR 1A et 1B, 91
 POES (NOAA), 69
 Polder, 73
 Polder (satellite Parasol), 73

 Polder (satellites ADEOS et ADEOS-II), 73
 Priroda, 84, 107
 Proba-1, 94
 pushbroom, 28

 QuickBird, 90

 Résolution (définition), 34
 Radarsat, 103, 105
 Radarsat : constellation Radarsat, 111
 Radarsat-2, 109
 RapidEye, 86
 RazakSAT, 86
 ResourceSat, 83
 Ressources21, 101
 Resurs-F, 93
 Resurs-O, 80, 107
 RISAT-1, 112
 RISAT-2, 114
 ROCSAT, 92

 SABRINA, 111
 SAR-LUPE, 113
 Saudisat-3, 96
 Seasat, 103
 SeaWiFS, 74
 Sentinel-1, 111
 Sentinel-2, 100
 Sentinel-3, 100
 SEVIRI (capteur MSG), 65
 Shiyuan, 87
 Sich-2 (Resurs-O1 N9), 75
 SIR-A, 108
 SIR-B, 108
 SIR-C, 108
 SIR-X, 108
 Sovinformspoutnik, 93, 94
 Space Imaging, 88
 Spirale, 98
 SPOT, 80
 SPOT 1 à 4, 81
 SPOT 5, 81
 SPOT Végétation (capteur), 73
 SPOT-6, SPOT-7, 82
 SRTM, 109
 SSO : Sun Synchronous Orbit, 26

 TanDEM-X, 110
 TDI, 29
 Tecsar (optique), 98
 Tecsar (radar), 114
 Temps de revisite, 24
 Terra, 78
 Terrasar-L, 112
 Terrasar-X, 110
 Terraserver, 94
 Theos, 87
 Tianhui (TH1), 93
 TK-350 (capteur), 94

Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

Travers (capteur), 100, 107
TUBSAT, 96

UK-DMC, 95
USA 215, 113

Végétation, 73
VHRR (capteur), 67
VTIR (capteur), 84

whiskbroom, 28
WIFS (capteur), 83
World Meteorological Organization, 68
Worldview, 90

Yaogan (optique), 99
Yaogan (radar), 113

ZiYuan (ZY3), 93





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