

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





Table des matières

| 1 | Prin | cipes d | e mécanique satellitaire | 7 |
|---|------|-----------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| | 1.1 | Géom | étrie d'un système orbital | 8 |
| | | 1.1.1 | Rappels de mécanique képlerienne | 8 |
| | | 1.1.2 | Equations fondamentales des satellites | 9 |
| | | 1.1.3 | Paramètres orbitaux | 11 |
| | 1.2 | Descri | pteurs d'une orbite | 13 |
| | 1.3 | Prise e | en compte de la non sphéricité de la Terre | 14 |
| | | 1.3.1 | La Terre en WGS84 | 14 |
| | | 1.3.2 | Traiectoires circulaires : les orbites héliosynchrones | 15 |
| | | 1.3.3 | Trajectoires excentriques : les orbites gelées | 16 |
| | 1.4 | Donné | es numériques des lanceurs et satellites actuels | 17 |
| | | 141 | Ouelques données sur les altitudes des satellites | 17 |
| | | 142 | Lanceurs actuels | 18 |
| | | 1 4 3 | Les frottements dans la haute atmosphère | 19 |
| | | 1 4 4 | Les corrections orbitales | 20 |
| | | 1.4.5 | Bilan des forces agissant sur un satellite | 20 |
| | 15 | Orbite | s et rotation de la Terre | 21 |
| | 1.5 | 151 | Penrésentation d'une orbite denuis la Terre | 21 |
| | | 1.5.1 | Cycle et phosoge d'un cotallite NDO báliosynchrone | 21 |
| | 16 | 1.J.Z Doprás | cycle et phasage a un salemie Nr O nenosynemone | 20 |
| | 1.0 | 1 6 1 | | 20 |
| | | 1.0.1 | La Terre vue du sel terrestre : SDT et ellipsoïde | 21 |
| | | 1.0.2 | La Terre vue du sol terrestre : géodésie Sustème de Déférence Verticele (SDV) et référentiel | 51 |
| | | 1.0.5 | La refre vue du soi terrestre : geodeste, systeme de Reference verticale (SRV) et referentier | 22 |
| | | 164 | | 22 |
| | | 1.0.4 | Un SKI global : le wOS64 | 22 |
| | | 1.0.3 | Un modele regional : le reseau geodesique français KOF95 | 21 |
| | | 1.0.0 | La Terre et sa surface : les MINT (Modele Numerique de Terrain) | 54 |
| 2 | Gén | éralités | sur les satellites de télédétection | 36 |
| | 2.1 | La télé | détection civile | 37 |
| | | 2.1.1 | Les besoins en télédection civile | 37 |
| | | 2.1.2 | Les satellites de télédection civile | 37 |
| | 2.2 | Généra | alités sur les satellites imageurs | 38 |
| | | 2.2.1 | Choix des capteurs | 38 |
| | | 2.2.2 | Choix du type d'orbite | 39 |
| | | 2.2.3 | Choix de l'altitude de l'orbite : cycle, fauchée et couverture | 40 |
| | | 2.2.4 | Capteurs agiles et temps de revisite | 42 |
| | | 2.2.5 | Choix d'orbites héliosynchrones | 47 |
| | | 2.2.6 | La visibilité de la Terre depuis un satellite en orbite | 47 |
| | | 2.2.7 | La visibilité d'un satellite depuis la Terre : les stations de réception | 48 |
| | 23 | Les sa | tellites ontiques et Infra Rouge (IR) | 50 |
| | 2.0 | 2.3.1 | Principes généraux | 50 |
| | | 2.3.2 | Les capteurs optiques : principes élémentaires | 50 |
| | 2.4 | Les sa | tellites radar | 53 |
| | 2.1 | 2.4.1 | Principes généraux | 53 |
| | | 2.1.1 2 4 2 | Les canteurs radar : principes élémentaires | 53 |
| | | 2. 4 .2 2.4.3 | Bandes radar et thématiques | 53 |
| | | 2. r.J | Dundes fusur et memunques | 55 |



| | 2.5 | Les ima 2.5.1 2.5.2 2.5.3 2.5.4 | ges et leur géoréférencement | | · · · · | · · · · · · · · | · · · · · · | 54 54 55 56 |
|-----|--------|---------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------|----------|-----------|--------------------------|-------------------|----------------------|
| | 2.0 | Quelque | es images | • • • • | · · · | ••• | ••• | 58 |
| 3 | Géoi | métrie de | es images | | | | | 62 |
| | 3.1 | Général | ités sur les systèmes d'imagerie | | | • • | • • | 63 |
| | | 3.1.1 | Notion de résolution | | | • • | • • | 63 |
| | | 3.1.2 | Echantillonnage des données | | | • • | • • | 64 |
| | | 3.1.3 | Rayon perspectif et gerbe perspective | | | • • | ••• | 64 |
| | | 3.1.4 | Reperage du capteur par rapport au sol | | | • • | ••• | 00 70 |
| | | 3.1.5 | Enregistrement continu ou instantane : infage par le mouvement | | | • • | • • | 70 |
| | 37 | J.I.U Les cant | | | , | • • | ••• | 70 |
| | 5.2 | 3 2 1 | Résolution : limites physiques | | | • • | ••• | 71 |
| | | 3.2.2 | Capteurs numériques et chambres photographiques | | | ••• | ••• | 71 |
| | | 3.2.3 | Ouelques PSF (Point Spread Function) de systèmes satellitaires | | | ••• | ••• | 72 |
| | | 3.2.4 | Capteur grand champ, capteur petit champ | | | | | 73 |
| | 3.3 | Géomét | rie des acquisitions optiques | | | | | 73 |
| | | 3.3.1 | GSI et case sol : hypothèse de Terre plate en visée verticale | | | | | 73 |
| | | 3.3.2 | Géométrie des prises de vues optiques en visée oblique (capteurs petit | champs) | | | | 75 |
| | | 3.3.3 | Les limites de l'agilité | | | | | 79 |
| | 3.4 | Géomét | rie des acquisitions RSO (Radar à Synthèse d'Ouverture) | | | | | 80 |
| | | 3.4.1 | Principes de l'acquisition RSO | | | | | 80 |
| | | 3.4.2 | Géométrie "optique" et géométrie RSO | | | | | 81 |
| | | 3.4.3 | Acquisitions sous différentes incidences : hypothèse de Terre plate | | | | | 81 |
| | 3.5 | Effets du | u relief | | | • • | • • | 82 |
| | | 3.5.1 | Analyse qualitative | | | • • | • • | 82 |
| | | 3.5.2 | Effets du relief : analyse quantitative. Cas des capteurs passifs | | | | • • | 83 |
| | • | 3.5.3 | Effets du relief : analyse quantitative. Cas des capteurs actifs | | | • • | ••• | 85 |
| | 3.6 | Recalag | e des données | | | • • | ••• | 85 |
| | | 3.6.1 | Niveaux de rectification [18] | | | • • | • • | 85 |
| | | 3.6.2 | Transformations geometriques : modeles empiriques [18] | | | • • | ••• | 8/ |
| | | 3.6.7 | Méthodes d'interpolation | | | • • | • • | 00 80 |
| | | 5.0.4 | | | | • • | ••• | 09 |
| 4 | Les s | satellites | optiques | | | | | 90 |
| | 4.1 | Les sate | llites imageurs à champ de limbe à limbe et grand champ (applications | météoro | ologi | ques | 3). | 91 |
| | | 4.1.1 | Images planétaires : les satellites météorologiques géostationnaires | | | ••• | | 91 |
| | | 4.1.2 | Les satellites à défilement NOAA-POES | | | | | 97 |
| | | 4.1.3 | DMSP : Defense Meteorological Satellite Program | | | | | 99 |
| | | 4.1.4 | NPOESS (Suomi) | | | | | 99 |
| | | 4.1.5 | Les satellites à défilement METOP-ESA | | | | • • | 99 |
| | | 4.1.6 | Les satellites à défilement METEOR (URSS puis Russie) | | | | • • | 100 |
| | | 4.1.7 | Le capteur POLDER | | | • • | ••• | 101 |
| | | 4.1.8 | SPOT-Végétation | | | • • | • • | 103 |
| | 4.2 | Les sate | llites imageurs grand champ en océanographie | | | • • | ••• | 103 |
| | | 4.2.1 | Images régionales : NIMBUS 7 | | | • • | • • | 103 |
| | | 4.2.2 | | | | • • | • • | 103 |
| | | 4.2.3 | Le programmes Okean | | | • • | • • | 104 |
| | | 4.2.4 | Haiyang : la surveillance de la mer en Chine | | | •• | • • | 104 |
| | 12 | 4.2.3 | Les programmes morens OceanSal | | | ••• | • • | 105 |
| | 4.3 | $\Delta 2 1$ | Intes intagents a champ inflite | | | • • | • • | 105 |
| | | 4.3.1 | Le programme NMP | | | ••• | • • | 103 |
| | | 433 | NASA's Farth Observing Systems | | | ••• | • • | 107 |
| Jea | n Mari | ie Nicolas | <pre><iean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr></iean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr></pre> | | | • • | ••• | 107 |
| | 4 | | | | | | | |



| | 4.3.4 | Le programme RESURS-O |
|------|---------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| | 4.3.5 | Les satellites européens SPOT 1 à 7 |
| | 4.3.6 | Les satellites européens Sentinel-2 et Sentinel-3 |
| | 4.3.7 | Le programme indien IRS 113 |
| | 4.3.8 | Les programmes japonais |
| | 4.3.9 | Le programme Sino-brésilien CBERS (Ziyuan 0I) |
| | 4.3.10 | Les programmes chinois |
| | 4.3.11 | RapidEye |
| | 4.3.12 | Alsat-2 (Algérie) |
| | 4.3.13 | Egypte |
| | 4.3.14 | RazakSAI : le satellite d'observation de la Terre de Malaisie |
| | 4.3.15 | Le programme de la l'hailande : l'heos 118 |
| 4.4 | 4.5.10 | VINKEDSal IA (Viel Nalli) |
| 4.4 | | GeoEve : Orbuieve at Ikenes |
| | 4.4.1 | DigitalClaba: Quickbird Worldview 120 |
| | 4.4.2 | DigitalOlobe : Queckolid, wondview 120 |
| | 4.4.5 | $KOMPS \Delta T 2 KOMPS \Delta T 3 et KOMPS \Delta T 3 \Delta (Corée) $ 124 |
| | 4.4.4 | $\begin{array}{l} \text{KOWFSAI-2, KOWFSAI-3 th KOWFSAI-3A (COLC)} \\ \text{DubaïSat 1 at 2 (Emirats arabes unis)} \\ \end{array}$ |
| | 4.4.6 | $Dubaisat T Ct 2 (Estimats at above units) \dots 124$ $Deimos_2 (Estimate) 124$ |
| | 4.4.0 | Cartosat (Inde) 124 |
| | 448 | FROS (Israël) |
| | 449 | ASNARO (Japon) 125 |
| | 4 4 10 | KazEOSat-1 (Kazakhstan) |
| | 4.4.11 | Le programme du Pérou : Perusat-1 |
| | 4.4.12 | Les programmes RESURS-F. SPIN-2 et RESURS-P (Russie) 126 |
| | 4.4.13 | Le programme de Singapour : Teleos-1 |
| | 4.4.14 | Formosat-2 et Formosat-5 (Taiwan)) |
| 4.5 | Capteu | rs superspectraux et hyperspectraux |
| | 4.5.1 | Modis |
| | 4.5.2 | Hyperion |
| | 4.5.3 | Meris (satellite ENVISAT) |
| | 4.5.4 | Chris (satellite Proba-1) |
| | 4.5.5 | VIIRS (satellite Suomi) |
| | 4.5.6 | Venµs |
| 4.6 | L'acqu | isition video en orbite : SkySat |
| 4.7 | Mini, n | nicro, nano satellites |
| | 4.7.1 | SSTI (Small Spacecraft Technology Initiative) 131 |
| | 4.7.2 | Les Proba-1 et Proba-V |
| | 4.7.3 | Les plateformes SSTL |
| | 4.7.4 | Autres nano, mini et microsatellites 133 |
| 4.8 | Les "h | yper"-constellations : Planet, Aleph-1 et Spire |
| | 4.8.1 | Planet |
| | 4.8.2 | Nusat et la constellation Aleph-1 |
| | 4.8.3 | Spire |
| 4.9 | Quelqu | es programmes militaires ou duaux |
| | 4.9.1 | Chili |
| | 4.9.2 | Chine |
| | 4.9.3 | Emirats arabes unis |
| | 4.9.4 | France |
| | 4.9.5 | Israel |
| | 4.9.6 | |
| | 4.9.7 | Japon |
| | 4.9.8 | Maroc |
| | 4.9.9 | Iurquie 13/ L'UDSS at la Puscia 127 |
| | 4.9.10 | L UKSS et la KUSSIe |
| 1 10 | 4.9.11 | LES USA \dots 138 ion de la novette spatiale de Mir et de l'ISS 129 |
| 4.10 | ounsal | 100 ue la navelle spatiale, ue will et de l'155 |

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

3/173



| | 4.11 | 4.10.1 4.10.2 4.10.3 Les pro 4.11.1 4.11.2 | Expérimentations sur les navettes américaines | 139 139 140 140 140 140 |
|-----|-------------|-----------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------|
| 5 | Les s | satellite | s radar | 141 |
| | 5.1 | Les sat | ellites RSO de première génération | 142 |
| | | 5.1.1 | Particularités d'Almaz-1 (1991-1992) | 142 |
| | | 5.1.2 | Particularités d'ERS (1991-2011) | 142 |
| | | 5.1.3 | JERS (1992-1998) | 145 |
| | | 5.1.4 | Particularités de Radarsat-1 (1995-2013) | 145 |
| | | 5.1.5 | ENVISAT (2002-2012) | 146 |
| | | 5.1.6 | Autres systèmes | 148 |
| | 5.2 | Expéri | mentations sur les navettes américaines | 148 |
| | | 5.2.1 | Columbia : le programme SIR-A (1982) | 148 |
| | | 5.2.2 | Challenger : le programme SIR-B (1984) | 148 |
| | | 5.2.3 | Endeavour : le programme SIR-C (1994) | 149 |
| | | 5.2.4 | Endeavour : le programme SRTM (2000) | 149 |
| | 5.3 | Les cap | pteurs de seconde génération (2006) | 149 |
| | | 5.3.1 | ALOS (2006-2011) | 150 |
| | | 5.3.2 | Cosmo-Skymed (2007-) | 150 |
| | | 5.3.3 | Terrasar-X (2007-) et Tandem-X (2011-) | 150 |
| | | 5.3.4 | Radarsat-2 (2007-) | 151 |
| | | 5.3.5 | Programme indien : RISAT-1 (2012-) | 152 |
| | | 5.3.6 | Corée : KOMPSAT-5 (2013-) | 152 |
| | | 5.3.7 | Sentinel-1A (2014-) et Sentinel-1B (2016-) $\ldots \ldots \ldots$ | 152 |
| | | 5.3.8 | Programme chinois (civil) | 152 |
| | <i>5</i> 1 | 5.3.9 | Programme russe (civil) : Aist2-D | 153 |
| | 5.4 | Les sys | | 153 |
| | | 5.4.1 | | 153 |
| | | 5.4.2 | Japon : IGS | 153 |
| | | 5.4.5 | China : Veogen | 154 |
| | | 5.4.4 | | 154 |
| | | 5.4.5 | Islael . lecsal | 154 |
| | | 547 | $\frac{1}{1}$ | 154 |
| | 55 | Les RA | AR · SMAP | 155 |
| | 5.6 | Les pro | niets en cours et les projets abandonnés | 155 |
| | 5.0 | 5 6 1 | Les lancements programmés · PAZ_SAOCOM et "Constellation Radarsat" | 155 |
| | | 5.6.2 | Autres projets | 155 |
| | | 5.6.3 | Les projets en stand-by ou abandonnés | 156 |
| | | | | |
| Α | Que | lques da | ates de lancements de satellites de télédétection (1997-2010) | 157 |
| | A.1 | Chrone | ologie | 159 |
| р | ъ | | | 1// |
| В | | peis de l | urigonometrie spherique | 100 |
| | D.1 פיז | Cas ge | IICIAI | 10/ |
| | D .2 | mang | n spinnique rectange | 107 |
| Lie | cence | de droi | ts d'usage | 173 |

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

Aussi faut-il voir dans tous ces changements technologiques les raisons qui font qu'au début du troisième millénaire un nombre important de satellites civils assure une surveillance de la planète dans différents registres liés à la 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 de plus en plus sur les données d'archives (par exemple la compréhension de phénomènes sismiques requiert une analyse poussée sur les informations disponibles bien longtemps avant un séïsme).

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

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



Les principales agences spatiales

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



Chapitre 1

Principes de mécanique satellitaire



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

1.1 Géométrie d'un système orbital

1.1.1 Rappels de mécanique képlerienne

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 :

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

avec $G = 6,672 \ 10^{-11}$ constante gravitationelle.

Les satellites (artificiels ou non) de la Terre vérifient bien évidemment les lois de Newton, et, connaissant la masse de la Terre $M = 5,5974 \ 10^{24}$ kg, on peut poser alors $\mu = G M = 3,986 \ 10^{14} \ m^3 s^{-2}$. En faisant l'hypothèse que la Terre est une sphère parfaite et homogène, la force exercée par la Terre sur le satellite s'exprime :

$$F = \mu \frac{m}{r^2} \tag{1.1}$$

On en déduit le potentiel associé à cette force :

$$U = -\mu \frac{m}{r} \tag{1.2}$$

Soulignons que ces expressions font les hypothèses suivantes :

- * La Terre possède une symétrie sphérique : on peut alors la considérer comme un objet ponctuel réduit en son centre (application du théorème de Gauss),
- * Le centre de gravité du système Terre-satellite est en fait confondu avec le centre de gravité de la Terre. Cette dernière hypothèse, qui conduit à utiliser 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 massique). 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 proportionelle au cube du grand axe de l'ellipse.

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

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

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

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

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

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

La relation permet de tracer l'évolution de la constante g en fonction de l'altitude, ce qui permet d'avoir une idée des forces d'attraction soumises par la Terre à un satellite (voir figure 1.1). Il faut noter qu'à une distance de 380 000 km (distance Terre-Lune), la valeur de g tombe à 0.002 ms^{-2} . Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



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

1.1.2 Equations fondamentales des satellites

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

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

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} :

$$\vec{H} = \vec{r} \wedge m\vec{V}$$
$$\frac{d\vec{H}}{dt} = \vec{\mathcal{M}} = 0$$

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 $\vec{e_r}$ - :

$$\vec{V} = \vec{V}_R + \vec{V}_T$$

$$= \frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}t}\vec{e}_r + r\frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}t}\vec{e}_t \qquad (1.4)$$

on en déduit :

$$\vec{H} = \vec{r} \wedge m\vec{V} = \vec{r} \wedge m\vec{V_1}$$

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

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

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

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

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

$$\vec{V} = \frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}t}\vec{e_r} + \frac{C}{r}\vec{e_t}$$
(1.5)

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

$$W = \frac{1}{2}mV^2 + U(r)$$
$$= \frac{1}{2}m\left(\left(\frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}t}\right)^2 + \frac{C^2}{r^2}\right) - \frac{\mu m}{r}$$

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

Cadre privé } sans modifications Voir page 173



On en déduit :

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

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

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

ce qui donne :

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

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

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

avec une constante, θ_0 , prenant en compte les conditions initiales. En posant :

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

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

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

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



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

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

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

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

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

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

$$\frac{x^2}{x^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \tag{1.8}$$

Elle est donc décrite par deux paramètres : *a* le demi grand axe et *b* le demi petit axe (figure 1.2, gauche). Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

Cadre privé } sans modifications

👑 Voir page 173



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

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

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

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

Puisque le demi petit axe b peut s'écrire :

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

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

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

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

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

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

$$p = \left(1 - e^2\right)a\tag{1.9}$$

c'est à dire

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

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

- son foyer va s'écarter de son centre d'une distance *ae*,

— le demi petit axe *b* s'exprime :

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

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

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

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

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

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

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

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

1.1.3 Paramètres orbitaux

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

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

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

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

$$r_A + r_P = \frac{2p}{1-e^2} = 2a$$
ean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

Jean Marie Nicolas <je



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

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

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

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

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

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

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

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \tag{1.10}$$

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

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

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



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

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

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

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

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

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

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{R_T + h}}$$
Jean Marie Nicolas
(1.12)



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

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

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

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

1.2 Descripteurs d'une orbite

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



FIGURE 1.4 – Orbite d'un satellite inclinée d'un angle *i* et coupant le plan équatorial au nœud ascendant N, repéré par rapport au méridien de référence par 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.
- 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 périgée** ω qui exprime, dans le plan de l'orbite, l'angle entre la direction du nœud ascendant et celle du périgée.

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



FIGURE 1.5 – Deux exemples d'orbite ayant même plan orbital, même nœuds ascendant et descendant, mais dont l'argument du périgée 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 périgée, 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 1.7) : 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 1.8. Cet angle est en fait mesuré sur le cercle de rayon *a* circonscrit à l'ellipse (la valeur selon *OY* du point correspondant au point de l'orbite est simplement obtenu par une homothétie de rapport $\frac{a}{b}$).
- **l'anomalie moyenne** est une valeur d'angle qui croît linéairement avec le temps, égale à 0° au périgée 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). Cet aplatissement¹ de la Terre a été en particulier mesuré vers 1735 par des mesures comparées de la longueur d'une fraction de méridien en Laponie (Clairaut, Maupertuis) et au Pérou (Bouguer). C'est grâce à l'étude des orbites des satellites que cette première valeur (1/178) a été affinée, la valeur actuelle (1/298) prenant aussi en compte les théories hydrostatiques faisant intervenir la dynamique terrestre².

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

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

a = 6378.137 km b = 6356.752 kmaplatissement = 1/298.257222101

Notons que l'on parle souvent de l'"ellipsoïde WGS84" au lieu de l'"IAG GRS 80" : c'est une source de confusion car nous verrons que le WGS84 est tout d'abord un référentiel géodésique (voir paragraphe 1.6.3).

Dans le passé, notons l'ellipsoïde de Bessel (1841, destiné à l'Europe et l'Inde, a = 6378.397 km et b = 6356.078 km) l'ellipsoïde de Clarke (1880, associé au référentiel géodésique NTF –Nouvelle Triangulation de la France–, a = 6378.249 km et b = 6356.515 km, en vigueur en France jusqu à l'avènement du RGF93) et l'ellipsoïde de Hayford

^{1.} aplatissement géométrique

^{2.} en particulier, la rotation de la Terre produit un aplatissement dit hydrostatique

^{3.} aboutissement des modèles WGS60, WGS64, WGS72

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

(1924, associé au référentiel géodésique ED50 – European Datum 1950–, a=6378.388 km, aplatissement 1/297), défini pour permettre une cartographie cohérente sur l'Europe.

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

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

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

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

1.3.2 Trajectoires circulaires : les orbites héliosynchrones

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

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

Dans cette expression on a :

 μ : $\mu = G M = 3,986 \, 10^{14} \, \mathrm{m^3 s^{-2}}$

- 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 d'ordre n

 J_{nq} : harmonique tesserale d'ordre (n, q)

- λ_{nq} : longitude propre à l'harmonique tesserale J_{nq}
- P_n : Polynome de Legendre
- P_{nq} : Polynome associé de Legendre, avec $P_{nq} = \left(1 x^2\right)^{\frac{q}{2}} \frac{d^q}{dx^q} P_n(x)$

Les harmoniques zonales et tesserales, dont les premières valeurs fiables ont été établies à partir des orbites de Sputnik-2⁴, sont désignées par la lettre J en hommage au géophysicien Jeffrey (1891-1989) [5].

- Dans le cas de la Terre, deux phénomènes ont une importance notable :
- un aplatissement aux 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

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

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

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

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



^{4.} second satellite mis en orbite par l'homme -novembre 1957- et plus connu comme étant celui ayant comme passagère la chienne Laïka.

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

$$K = \frac{\mathrm{d}\Omega}{\mathrm{d}t} = 0,9856^{\mathrm{o}}/\mathrm{jours}$$

ce qui est vérifié si

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

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



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

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

1.3.3 Trajectoires excentriques : les orbites gelées

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

$$\frac{\mathrm{d}\Omega}{\mathrm{d}t} = -\left(\frac{3}{2}\right)n_0AJ_2\cos i$$

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





FIGURE 1.7 – Evolution 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 aulong de l'année. Sur cet exemple, l'orbite n'est pas héliosynchrone.

avec *i* inclinaison de l'orbite, $n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$, *a* demi grand axe de l'ellipse, $A = \frac{R_T^2}{a^2(1-e^2)^2}$. Les effets de J_2 se feront donc d'autant plus sentir que l'excentricité de l'orbite est importante.

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

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

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

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

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 $e = 1.14 \ 10^{-3}$, valeur que la formule approchée donne à 10% près.

Données numériques des lanceurs et satellites actuels 1.4

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.

Quelques données sur les altitudes des satellites 1.4.1

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



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

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

elliptiques proches d'une orbite circulaire, le cas des ellipses à fortes excentricités nécessitant un certain approfondissement (exemple des satellites MOLNYA de télécommunication, $h_P = 548$ km, $h_A = 39957$ km, T = 12 h).

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

1.4.2 Lanceurs actuels

Bases

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

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

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

La vitesse tangentielle à une latitude donnée Ψ est donnée par la relation suivante :

$$w_{\Psi} = \frac{2\pi R_T}{86164} \cos \Psi \,\mathrm{m/s} = 464 \,\cos \Psi \,\mathrm{m/s} \tag{1.16}$$

Une bonne approximation de la circonférence terrestre, $2\pi R_T$, étant donnée par la définition historique du mètre : 40 000 km. En réalité la valeur de la circonférence terrestre est de 40 075 km⁵.

Lanceurs

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

- Les Soyouz permettent de mettre 7,5 tonnes en orbite basse (exemples des Kosmos). Ils peuvent être lancés depuis Baïkonour, Plessetsk et, depuis 2011, Kourou.
- Titan 2 permettent 2 t en orbite polaire (NOAA).
- Les Atlas (2002) mettent environ 19t en orbite basse et 9t en orbite géostationnaire



^{5.} La définition du mètre se voulait être la 40 millionième partie de la circonférence de la Terre. Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

| Site | Latitude | Vitesse tangentielle |
|----------------|----------|-----------------------|
| Plessetsk | 62°33′ N | 210 ms^{-1} |
| Baïkonour | 45°58′ N | 328 ms^{-1} |
| Vandenberg | 34°43′ N | 384 ms^{-1} |
| Cap Carnaveral | 28°35′ N | 410 ms^{-1} |
| Kourou | 5°10′ N | 463 ms^{-1} |
| équateur | 0°00′ | 464 ms^{-1} |

TABLE 1.2 – Vitesses tangentielles en fonction de la latitude

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

TABLE 1.3 – Ariane et ses différentes évolutions

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

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

- aux USA, pour les petits satellites, la rééutilisation d'étages inférieurs en provenence de missiles intercontinentaux américains Minuteman-II (450 étaient déployés en 1967), puis des missiles Peacekeeper (une cinquantaine avaient été déployés à partir de 1986). Sous l'appelation Minotaur, ils auraient permis de mettre 335 kg en orbite héliosynchrone pour 12 millions de dollars. Le Minotaur IV permet de mettre 1735 kg en orbite basse. Il y aurait eu une quinzaine de tirs.
- en Russie, sous le nom de Dnepr, la réutilisation du missile intercontinental ballistique soviétique R-36⁶.

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

Le "prix à payer" pour un satellite héliosynchrone vient principalement du changement d'orientation de son orbite : l'orbite définitive étant quasi-polaire. En effet, le lancement s'effectue vers un pole : 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

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

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

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

 $\lambda_{500} = 168$ mètres/jour

 $\lambda_{700} = 10.6$ mètres/jour

^{6.} entré en service en 1975 !! 150 auraient ainsi été potentiellement recyclés. Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

En fait ce coefficient est proportionnel à $\frac{S}{m}$ avec S surface du maitre 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 aéodynamique 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 perte d'altitude en montrant les variations d'altitude du satellite SPOT4 sur 100 jours : régulièrement, des corrections d'orbites sont apportées qui remontent légèrement le satellite afin de lui redonner son altitude nominale.



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

1.4.4 Les corrections orbitales

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

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

$$m_0 \vec{v_0} = (m - dm) \left(\vec{v_0} + \vec{dv} \right) + dm \vec{v_{gaz}}$$

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

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



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'exentricité de l'ellipse étant alors de l'ordre de 10^{-7} : globalement, on crée un périgé et un apogé distant de l'ordre du mètre.

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

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

1.4.5 Bilan des forces agissant sur un satellite

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

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

Snyder [17] a obtenu les différentes forces (ramenées en accélération) s'appliquant au satellite SEASAT⁷ : les valeurs sont reprises dans le tableau 1.4

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

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

1.5 Orbites et rotation de la Terre

1.5.1 Représentation d'une orbite depuis la Terre

Tous les calculs précédents ont été effectués dans un référentiel fixe. Or, pour un observateur terrestre, un effet majeur réside dans la rotation de la Terre (un tour en 23h56) qui, associé au mouvement de la Terre autour du Soleil, se traduit par une durée du jour de 24h00 (86400 secondes). Aussi, pour un observateur terrestre pour qui sa position est fixe, le mouvement apparent d'un satellie sera la combinaison du mouvement propre du satellite dans son plan orbital⁸ et du mouvement de rotation de la Terre.

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

— Le cas du satellite ERS-1 (altitude 781 km, inclinaison de l'orbite 98.6°, période 100.6 mn). La figure 1.9 (figure du haut) représente une orbite du satellite ERS-1 dans le référentiel lié à la Terre. La distance sur l'équateur entre le début et la fin de cette orbite est environ 1780 km. 14 orbites plus tard, c'est à dire

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

^{7.} On peut noter que Snyder a pris une altitude de 720 km pour SEASAT

^{8.} on néglige dans ce raisonnement les effets de l'aplatissement de la Terre qui rende l'orbite non plane

presque une journée (très exactement au bout de 23h20mn), ERS-1 repassera au voisinage de son premier passage (figure 1.9 bas).

— Le cas du satellite Formosat-2 (altitude 888 km, inclinaison de l'orbite 99.0°, période 102.74 mn). Son altitude a été définie pour qu'il effectue exactement 14 orbites durant une journée⁹. Au bout d'une journée, il repasse exactement au point initial (figure 1.10).

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

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

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

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

1.5.2 Cycle et phasage d'un satellite NPO héliosynchrone

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

Le phasage d'un satellite NPO héliosynchrone est donc sa capacité à repasser exactement sur la même orbite au bout d'un certain nombre de jours, ce nombre étant appelé cycle du satellite et noté dans ce document q. Puisque le satellite est héliosynchrone ¹⁰, cela sigifie que pour un observateur au nadir d'un satellite un certain jour et à une certaine heure, il sera à nouveau au nadir du satellite à la même heure q jours plus tard.

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

$$nT = q T_d$$

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

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

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

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

Considérons maintenant le cas où ce nombre d'orbites par jour s'écrive sous forme de fraction rationnelle¹¹ :

$$p = p_0 + \frac{r}{q} \tag{1.17}$$

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

$$N = qp_0 + r \tag{1.18}$$

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

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

Cadre privé } sans modifications

Voir page 173



^{9.} voir la description du satellite Formosat-2 au paragraphe 4.4.14

^{10.} cette caractéristique est toujours possible puisqu'elle s'obtient par un choix de l'inclinaison de l'orbite

^{11.} choix qui peut tout simplement s'inspirer des données fournies par les agences spatiales qui écrivent –quand cela est possible– le nombre d'orbites par jour d'un satellite sous forme de fraction rationnelle.



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





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



| Mission | Altitude | Période | Orbites | Cycle | Orbites | Distance | Décalage | Inclinaison |
|--------------|----------|------------|----------------------|----------|-----------|---------------|------------|-------------|
| | | en minutes | par jour | en jours | par cycle | minimale | journalier | de l'orbite |
| | | | | | | entre orbites | | |
| | | | | | | à l'équateur | | |
| | h | Т | р | q | Ν | D_{\min} | d | i |
| Landsat-1 | 917 km | 103.81 | $13 + \frac{17}{18}$ | 18 | 251 | 159 km | 159 km | 99.1° |
| Formosat | 888 km | 102.74 | 14 | 1 | 14 | 2 857 km | 0 km | 98.99° |
| SPOT | 832 km | 102.01 | $14 + \frac{5}{26}$ | 26 | 369 | 108 km | 540 km | 98.7° |
| ADEOS-2 | 804 km | 101.05 | $14 + \frac{1}{4}$ | 4 | 57 | 615 km | 2800 km | 98.64° |
| ERS, ENVISAT | 781 km | 100.60 | $14 + \frac{11}{35}$ | 35 | 501 | 80 km | 1920 km | 98.52° |
| Landsat-4 | 705 km | 98.9 | $14 + \frac{9}{16}$ | 16 | 233 | 171 km | 171 km | 98.2° |
| TerraSAR-X | 515 km | 95.38 | $15 + \frac{2}{11}$ | 11 | 167 | 240 km | 480 km | 97.4° |
| | 1 | | 1 | | | 1 | 1 | |

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

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

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

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

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

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

Pas de la trace et décalage journalier

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

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

dans laquelle q représente le cycle de l'orbite.

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

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

Illustrons ceci sur des cas de satellites réels, dont l'altitude est voisine de l'altitude 891 km, qui est une des altitudes donnant un nombre d'orbites par jour entier, $N = p_0 = 14$ (voir le tableau 1.5). On sait que si l'on monte Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



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

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

- Formosat-2, en orbite à une altitude 891 km : son cycle est de 1 jour et il effectue 14 orbites par jour. Soit un jour de référence et une trace de référence. Au bout de 14 orbites, il repasse exactement au même endroit et à la même heure que le jour précédent (voir figure 1.10).
- Landsat 1 est à une altitude légèrement supérieure à celle de Formosat-2 : 917 km, donc, en un jour, il effectue un peu moins de 14 orbites par jour, la durée d'une orbite étant d'environ 6200 s (un petit peu plus de 103 minutes). Très exactement, son nombre d'orbite journalière est $p = 13 + \frac{17}{18}$. On peut aussi écrire cette relation $p = 14 \frac{1}{18}$. Il lui faut donc un peu plus d'une journée pour accomplir 14 orbites : il lui manque en effet environ 344 secondes pour boucler sa dernière orbite (c'est à dire 1/18 de la durée de son orbite). Voilà pourquoi sa trace au bout de 14 orbites (que nous appelerons "trace du second jour") est juste à coté de celle du jour précédent (trace de référence), légèrement à l'Ouest puisque pendant ce petit intervalle de temps (344 secondes) la Terre a effectué une petite rotation donnant un décalage sur l'équateur d'environ 144 km (voir figure 1.11). Il est facile de voir que, dans ce cas très particulier, cette distance est la valeur D_{min} de la relation 1.19.

Si l'on se place maintenant sur la seconde trace du jour de référence (effectuée environ 103 minutes après la trace de référence), la distance entre cette trace et la trace du second jour est de 17 D_{min} à l'Est de cette seconde trace. Chaque journée verra la trace se décaler vers l'Ouest par rapport à la trace de la veille et au bout de 18 jours la trace repassera exactement sur la trace du premier jour.

- Dans le cas de SPOT-1, dont l'altitude (832 km) est plus faible que celle de Formosat-2 (891 km), le nombre d'orbite journalière est plus élevé (compris entre 14 et 15) et on a $p = 14 + \frac{5}{26}$, donc un cycle de 26 jours. On peut aussi écrire cette relation $p = 15 \frac{21}{26}$. Dans ce cas, en faisant le même raisonnement que pour LANDSAT-1, on constate que pour boucler sa quinzième orbite, il manque du temps à SPOT-1 pour l'achever dans la journée (il manque $\frac{21}{26}$ de la période, c'est à dire environ 82 minutes, soit une distance à l'équateur d'environ 1100 km). Aussi, la trace au bout de 15 orbites est franchement à l'Ouest de la trace de référence du premier jour, à une distance de $21D_{min}$ à l'Ouest de cette trace de référence. En pratique, on constate que cette trace est à une distance de de $5D_{min}$ à l'Est de la seconde trace du premier jour, soit environ 260 km à l'équateur (voir figure 1.12).
- Enfin, dans le cas de Landsat 4, dont l'altitude (705 km) est beaucoup plus faible que celle de Formosat-2 (donc un nombre d'orbite journalière plus élevé, mais toujours compris entre 14 et 15), on a $p = 14 + \frac{9}{16}$, donc un cycle de 16 jours. On peut aussi écrire cette relation $p = 15 \frac{7}{16}$. Dans ce cas, la trace au bout de 15 orbites à peu près équidistante des deux premières traces du jour précédent (voir figure 1.13).

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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





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





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





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



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

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

Cadre privé } sans modifications

Voir page 173



1.6 Représenter la Terre

1.6.1 La Terre vu de l'espace

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

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

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

Une grande difficulté d'un système de référence adaptée à la structure de la Terre vient du mouvement de l'axe de rotation de la Terre ainsi que des mouvements des plaques continentales : ces derniers sont tout à fait mesurable si on analyse l'évolution des données GPS dans le temps : par exemple, au Canada, on mesure un soulèvement de l'ordre de 10 mm/an dans le secteur de la baie d'Hudson du aux effets du rebond post glaciaire. Aussi il est requis pour analyser la position d'un point sur la Terre d'avoir le mouvement dans le temps de ce point. Bien entendu, ces précisions sortent totalement du cadre de ce document dédié à l'imagerie satellitaire, mais sont indispensables pour comprendre ce que sont les Systèmes de Références Terrestres et comment gérer le géoréférencement des données, qui sera toujours relatif à un Système de Référence Terrestre donné¹².

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

- l'origine O, qui est un point proche du centre de gravité de la Terre
- un axe OZ, qui est proche de l'axe de rotation de la Terre
- le plan de l'équateur OXY
- un plan méridien origine (méridien de Greenwich, un standard international depuis 1884)
- la vitesse de déplacement de points de repères
- Un SRT est également appelé Système de Référence Géodésique ou Terrestrial Reference System.

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

Outre le fait qu'elle ne soit pas sphérique, la Terre n'est pas homogène : localement la valeur de l'accélération de la pesanteur g varie¹³, ce phénomène étant du aux anomalies gravimétriques de la Terre. Aussi, de même que l'on a choisit en première approximation de la forme de la Terre un ellipsoïde, on définit le géoïde qui est une équipotentielle du champ de pesanteur (cela correspond à la surface de la mer si la mer recouvrait toute la Terre). Il faut noter que l'orbite d'un satellite appartient à un unique géoïde : une mesure fine de ses positions permet donc de remonter aux variations du champ de pesanteur ¹⁴. Expérimentalement on observe que la distance du géoïde à un ellipsoïde (par exemple celui du WGS84) est de l'ordre de $\frac{+}{-}$ 100 m. La précision du modèle est de l'ordre du mm (la résolution est de l'ordre de la centaine de km).

A l'heure actuelle, le géoïde de référence est le EGM2008¹⁶, qui donne les hauteurs entre le géoïde et l'ellipsoïde de référence. La grille actuelle est de 1'x1' (une seconde d'arc à l'équateur correspond environ à 30m); le fichier est de l'ordre de 5 gigaoctets. Il permet en tout point du globe de connaître la différence entre l'altitude

16. produit par le NGA, National Geospatial-Intelligence Agency)

^{12.} Nous verrons qu'actuellement les données images actuellement commercialisées sont en général géoréférencées dans un système unique : l'"Elevation 30" d'Airbus.

^{13.} indépendamment des variations liées à l'aplatissement et à la rotation de la Terre

^{14.} Ce travail d'analyse approfondi des altitudes mesurées à partir d'un satellite a débuté avec la mission Topex-Poseïdon(1992), dont la pérennité, assurée avec les missions Jason-1 (2001), Envisat(2002), Jason-2 (2008) et Saral-Altika (2013), sera assurée avec le lancement de SWOT (Surface Water Ocean Topography Mission)¹⁵ en 2021. En 2002, la mission GRACE (Gravity Recovery And Climate Experiment) –deux satellites sur la même orbite polaire (altitude 500 km) à environ 220 km de distance– a permis des analyses très fines du géoïde.

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

1.6.2 La Terre vue du sol terrestre : SRT et ellipsoïde

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

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



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

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

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

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

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



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

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

et on obtient le triplet recherché (λ, Ψ, h) :

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

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

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

Dans ces relations, h représente l'altitude ellipsoïdale.

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

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

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

$$X = (N+h)\cos\Psi \,\cos\lambda$$
$$Y = (N+h)\cos\Psi \,\sin\lambda$$
$$Z = (N(1-e^2)+h)\sin\Psi$$

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

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

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

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

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

Pour un observateur terrestre, la surface de référence est le géoïde (équipotentielle du champ de gravitation) et c'est la verticale locale au géoïde qui permettra de définir l'altitude. En simplifiant le problème, on peut remarquer qu'il existe une certaine distance entre géoïde et ellipsoïde : on l'appelle hauteur du géoïde (elle apparaît aussi sous le nom d'ondulation). Un point en altitude sera défini par sa hauteur orthométrique (que l'on confondra dans ce document avec l'altitude usuelle¹⁷). L'altitude ellipsoïdale du paragraphe précédent est la somme de ces deux grandeurs (figure 1.16).

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

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



^{17.} La nuance vient de ce que les pentes d'un géoïde ne sont pas parallèles à l'ellipsoïde de référence.



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

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

1.6.4 Un SRT global : le WGS84

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

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

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

1.6.5 Un modèle régional : le réseau géodésique français RGF93

Le réseau géodésique français (RGF93)¹⁸ se réfère à un ellipsoïde de référence ("IAG GRS 80", c'est à dire celui du WGS84) et est constitué d'un certain nombre de sites définis par leur coordonnées tridimensionnelles¹⁹. Ceci nécessite d'avoir une référence verticale : c'est le NGF (Nivellement Général de la France), dont une version la plus exacte possible est destiné à un usage scientifique (NIREF : NIvellement de Référence Français). Ceci permet la représentation locale du géoïde puisque cela conduit à pouvoir construire le réseau français de référence gravimétrique, une fois choisi une origine des altitudes. Notons qu'à l'heure actuelle, la précision des mesures permet de suivre les mouvements liés à la tectonique des plaques (quelques centimètres de mouvement par an) et il est important de s'en affranchir pour des mesures de cadastres par exemple. L'exactitude horizontale du RGF93 est comprise entre 1cm et 2cm ; son exactitude verticale est comprise entre 2cm et 5cm.

^{18.} un réseau géodésique est un ensemble de points terrestres dont on connait le plus parfaitement possible les positions relatives.

^{19.} Un premier réseau, RRF, de 23 sites répartis sur l'ensemble de la France métropolitaine, associés à 1032 sites, RBF, uniformément répartis tous les 25 kilomètres et enfin un réseau de détails, RDF, comportant environ 75000 sites.

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

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

La France et ses représentations cartographiques

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

Au RGF93 est ainsi associé une projection de type conique ²⁰ : la projection Lambert-93²¹. Les unités sont le mètre en distance et le DGM (degré minute seconde) en angle. Les deux parallèles définissant les sécantes sont le parallèle 44° et le parallèle 49°. La longitude origine est 3° Est et la latitude origine 46°30' (entre Moulins et Montluçon). Les formules de passage et des outils en ligne de conversion (ainsi que dans certains cas les codes associés) sont sur le site de l'IGN.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

^{20.} plus précisément "Conique Conforme directe sécante"

^{21.} Le précédent référentiel géodésique français NTF associait à l'ellipsoïde de Clarke 4 projections Lambert I Nord, Lambert II Centre, Lambert III sud et Lambert VI Corse.

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

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

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

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

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

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

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


Chapitre 2

Généralités sur les satellites de télédétection



2.1 La télédétection civile

2.1.1 Les besoins en télédection civile

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

Ces besoins sont divers et variés et on peut les appréhender en se penchant sur une analyse effectuée au début des années 2000^{1} en prévision des spécifications du programme ORFEO² conçu autour de plusieurs systèmes d'observation haute résolution³ (tant radar qu'optique). Pour répondre à l'ensemble des besoins analysés, une dizaine de capteurs potentiels ont ainsi été mis en évidence : ceux-ci sont décrits dans le tableau 2.1.

| Capteur | Résolution | Fauchée | Bandes | Revisite | Applications |
|-------------------|------------|---------|-----------------|----------|-------------------------------------|
| | m | km | (polarisations) | jours | |
| 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 | 1-5 | 70-100 | NA | NA | MNT pour cartographie |
| Interférométrique | | | | | Risques,Hydrologie |

TABLE 2.1 - Analyse des besoins du système ORFEO

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

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

2.1.2 Les satellites de télédection civile

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



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

^{2.} qui sera analysé au paragraphe 4.4.3 et qui au final n'aura que deux composantes : deux capteurs optiques et quatre capteurs radar 3. c'est à dire dans le domaine métrique

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

Les chiffres de cette annexe illustrent bien les avancées technologiques majeures (comme l'utilisation de barettes CCD remplaçant les films⁴, ou l'apparition des radars militaires comme le Lacrosse), ainsi que la fin de la guerre froide et l'éclatement de l'URSS. Ils montrent aussi comment a pu opérer un certain transfert technologique entre le monde des satellites militaires et le monde des satellites civils, ce qui a permis la mise sur pied de programmes ambitieux de télédétection civile à des coûts néanmoins raisonnables.

Par ailleurs, on voit apparaître dès les années 90, au fur et à mesure des divers lancements des capteurs SPOT⁵, la notion de constellation visant à améliorer la disponibilité de données sur la Terre à des fins de surveillance civile. Le milieu de la décennie 2000 a vu, en un unique lancement, la mise en orbite des 5 satellites RapidEye dont la conception repose sur l'utilisation de 5 satellites optiques identiques, assurant une couverture quasi journalière de la Terre.

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

Associée au concept de microsatellites (quelques kilogrammes), cette notion de constellation a été totalement bouleversée en 2014 par le concept des "Flocks" de Planet Labs (voir paragraphe 4.8.1 page 134), suffisament petit et léger pour être pris en charge en complément d'une charge plus lourde lors d'un lancement conventionnel. Par exemple, en 2017, ce ne sont pas moins de 88 satellites qui ont été mis en orbite en un seul lancement, en complément d'un satellite plus gros et conventionnel. La constellation comporte alors plusieurs centaines de microsatellites, la redondance palliant aux problèmes de fiabilité. On peut alors parler d'"hyper-constellations".

Enfin, notons un aspect essentiel des données en imagerie satellitaire civile : celle de programmation d'acquisitions et de catalogue de données. En effet, grâce aux relations spécifiques à l'orbitographie, on connaît à tout instant la position d'un satellite et on peut surtout en prédire les positions futures. Les agences spatiales ont tiré profit de cette connaissance de l'orbite d'un satellite pour proposer des capteurs pour lesquels on peut connaître à l'avance les dates et heures d'acquisition, et, bien entendu, les dates des acquisitions passées. Il est alors possible de mener à bien des traitements de type "suivi de l'évolution temporelle" ou "détection de changements" d'autant plus efficaces que les données sont nombreuses et avec un espacement temporel le plus petit possible. Dans la majorité des cas, les données sont acquises sur demande : il faut alors solliciter auprès des agences spatiales la programmation des données⁷ aux dates souhaitées⁸, ce que permet cette notion de catalogue. Cependant, il faut noter que les Sentinel-1 et Sentinel-2 du programme Copernicus de l'ESA font des acquisitions systématiques en tout point des zone émergées de la Terre et offrent une mise à disposition gratuite des données sur le web.

2.2 Généralités sur les satellites imageurs

2.2.1 Choix des capteurs

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

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

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

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

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

Cadre privé } sans modifications *Voir page 173*

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

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

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

^{7.} opération en général payante

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

assurer l'énergie nécessaire au fonctionnement du radar. En particulier les batteries doivent éventuellement permettre des acquisitions quand la nuit recouvre la Terre : dans ce cas, le satellite lui non plus ne voit pas le Soleil et ce sont uniquement les batteries qui fournissent l'énergie nécessaire, ce qui rajoute des contraintes spécifiques d'utilisation pour maintenir les batteries en charge⁹.

2.2.2 Choix du type d'orbite

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

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

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

Notons que le choix d'orbites très basses (altitude inférieure à 400 km) conduit, dans le cas d'un satellite optique, à une meilleure résolution. Ce choix se fait au détriment de la stabilité de l'orbite puisque la haute atmosphère est à l'origine de frottements abaissant l'altitude de l'orbite, ce qui conduit à sa destruction si aucune manœuvre orbitale n'est faite¹¹. Ces orbites très basses sont souvent celles des satellites de renseignement militaire¹².

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

- les orbites polaires (ou quasi-polaires) qui passent au voisinage des pôles. L'intérêt majeur des orbites polaires LEO réside dans le fait que leur période est de l'ordre de 100 minutes. En une période du satellite, la Terre aura tourné sur elle même d'environ 25° : à l'équateur, il y a donc environ 2800 km entre deux acquisitions successives (voir par exemple la figure 1.9 page 23). Orbite par orbite, le satellite verra des portions d'équateur différentes. Il est donc possible d'acquérir des données sur la totalité de la Terre après un certain nombre de passage sur l'équateur ¹³. On parle parfois d'orbite NPO (Near Polar Orbit). .
- les orbites dont le plan est confondu avec le plan équatorial. Dans le cas d'un satellite géostationnaire, ce choix garantit l'immobilité relative du satellite par rapport à tout point de la Terre¹⁴. Notons qu'il existe deux satellites LEO en orbite quasi équatoriale ("NEqO" *Near Equatorial Orbit*) :
 - RazakSAT (Malaisie, 2009, voir 4.3.14), parfaitement adaptée à la surveillance du détroit de Malacca quasiment situé sur l'équateur. RazakSAT effectue alors environ 14 passages par jour au dessus de ce détroit, fournissant ainsi des informations sur cette zone environ toutes les 100 minutes. Tribus 1 (Singanguer 2016) dont l'inclinging est de 15 %
 - Teleos-1 (Singapour, 2015), dont l'inclinaison est de 15 °.

Un troisième cas d'école relève des lancements d'opportunité, par exemple dans le cadre de la mise en orbite de satellites imageurs depuis la station spatiale internationale¹⁵. Dans ce cas l'inclinaison de l'orbite est dictée par l'inclinaison de l'orbite d'opportunité (par exemple 51.55° pour un lancement depuis l'ISS) et peut ne pas être idéale pour la thématique visée.

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

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

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

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



^{9.} Voir par exemple le cas du satellite ERS, page 144.

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

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

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

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

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

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

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

- on peut souhaiter que cette heure soit à peu près identique pour acquérir des données avec le même taux d'humidité locale moyenne dans le cas des satellites actifs radar.
- on peut souhaiter, pour une orbite héliosynchrone, un passage au nœud ascendant autour de 6h00 GMT, ce qui donne à peu près 18h00 GMT au nœud descendant¹⁶ : dans ce cas, le satellite est toujours illuminé par le soleil, ce qui permet une gestion optimale des batteries. Ce cas est désormais privilégié pour les satellites radar dits de seconde génération (Terrasar-X, Cosmo SkyMed, Sentinel-1).

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

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

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

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

ce qui donne un cycle de q jours.

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

Fauchée et Couverture



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



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

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

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

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

$$ND \geq 40000$$
 km

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

ND = 40000 km

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

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

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

$$N = \frac{40000}{D}\sin i \tag{2.3}$$

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

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

Les valeurs de cycle des satellites de télédétection

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

- 1 jour : FORMOSAT
- -2 jours : Ven μ s
- 3 jours : mode "Ice" d'ERS-1 (phase A, B et D)¹⁹
- 7 jours : EROS
- 10 jours : Sentinel-2
- 11 jours : Terrasar-X
- 12 jours : Sentinel-1
- 14 jours : ALOS-2
- 16 jours : LANDSAT 4 à 7, Terra, Cosmo SkyMed
- 17 jours : SEASAT
- 18 jours : LANDSAT 1 à 3

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

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

Woir page 173

Cadre privé } sans modifications



^{— 24} jours : IRS-P2 à IRS-P6, Radarsat

^{19.} voir tableau 5.3 page 144

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

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

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

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

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

L'utilisation de constellation de capteurs permet d'avoir des temps de cycle réduits. Par exemple, le placement sur la même orbite de deux satellites identiques permet de diviser le temps de cycle par un facteur 2²⁰. C'est le cas des Sentinels et des Pléiades²¹ :

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

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

2.2.4 Capteurs agiles et temps de revisite



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

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



^{20.} les satellites sont alors "en opposition" l'un avec l'autre sur l'orbite de référence, c'est à dire placé à 180 ° l'un par rapport à l'autre.
21. Im faudrait rajouter aux 2 Pléiades les satellites SPOT-6 et SPOT-7 qui sont placés sur la même orbite que les Pléiades.

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

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

En règle générale, il n'est pas requis que le satellite passe exactement avec les mêmes caractéristiques orbitales et les mêmes caractéristiques instrumentales pour effectuer une acquisition d'une zone d'étude²². Pour cela, il faut que le capteur soit doté d'une certaine **agilité**, c'est à dire de la capacité à modifier à la demande sa direction de visée.

La notion d'agilité est apparu avec SPOT-1 (1986). Alors que Landsat vise toujours la Terre à la verticale, SPOT peut, grâce à un miroir, varier son angle de visée de gauche à droite d'environ +/- 30° (voir figure 4.5 gauche, page 111) : la zone sur laquelle on peut effectuer une image est alors d'environ 800 km, alors que la fauchée d'un des imageurs SPOT n'est que de 60 km. On parle alors de couloir d'agilité. La figure 2.3 montre comment en se déplaçant de la Suède vers la Tunisie (cas identique à la figure 2.2), l'acquisition peut s'effectuer en visant des zones au sol qui ne sont pas strictement à la verticale du capteur. Avec ces ordres de grandeur, on peut vérifier que :

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

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

Si on prend comme ordre de grandeur que SPOT effectue 14 orbites par jour, on voit qu'il faut 48 jours pour couvrir avec un seul capteur la totalité de l'équateur²³. SPOT disposant de deux capteurs identiques, cela revient à effectuer ce calcul en prenant une fauchée double, ce qui conduit à la nécessité d'avoir environ 24 jours pour couvrir l'équateur : on retrouve ainsi le cycle de SPOT de 26 jours (avec une petite marge conduisant à un très léger recouvrement des images).

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

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

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

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

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

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

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

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

Cadre privé } sans modifications Woir page 173



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

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



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

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

Exemples : LANDSAT-1 et SPOT-1

Regardons maintenant l'interprétation de la relation 2.1 :

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

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

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

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

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

— Dans le cas de SPOT-1, on a

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

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

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

Cadre privé } sans modifications





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



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







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



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



2.2.5 Choix d'orbites héliosynchrones

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

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

2.2.6 La visibilité de la Terre depuis un satellite en orbite

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

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

On en déduit alors facilement la surface visible

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

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



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

On peut ainsi construire le tableau 2.3 donnant quelques valeurs théoriques pour des satellites imageurs usuels. On peut remarquer que les satellites météorologiques en orbites géostationnaires ne peuvent observer les pôles : c'est ce qui a conduit les organismes internationaux à compléter les constellations de satellites météorologiques géostationnaires par des satellites en orbite basse (LEO/NPO) passant au voisinage des pôles.

| | altitude théorique | pourcentage | α | φ |
|-------------|--------------------|-------------|-------|-----------|
| Meteosat | 35683 km | 42.4 % | 8.7° | 81.3° |
| Spot | 832 km | 5.69 % | 62.4° | 27.6° |
| QuickBird2 | 450 km | 3.28 % | 69.1° | 20.9° |
| Cosmos 2372 | 211 km | 1.60 % | 75.5° | 14.5° |

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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



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

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

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

Cadre privé } sans modifications



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

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



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

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

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

Notons qu'il existe des accords avec des opérateurs privés pour disposer d'autres stations (comme celle de la base antarctique Troll de la Norvège) ainsi que des accords bilatéraux avec d'autres agences spatiales (NASA, ASI, CNES, DLR²⁶ et JAXA).

Notons qu'une innovation majeure est apparue avec ENVISAT, qui transmettait ses données au satellite Artemis en orbite géostationnaire²⁷, ce dernier retransmettant ensuite les données sur Terre.

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

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

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



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

^{26.} qui gère par exemple la station GARS en antarctique.

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

2.3 Les satellites optiques et Infra Rouge (IR)

2.3.1 Principes généraux

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

| | | 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.



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

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

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

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

2.3.2 Les capteurs optiques : principes élémentaires

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

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

TELECOM ParisTech

| Fenêtre | de | à | |
|------------------------|------|---------------------------------------------|-------------------------------------------------|
| 1 011010 | (µ) | (<i>u</i>) | |
| Ultraviolet et visible | 0.35 | 0.70 | |
| "Red Edge" | 0.70 | 0.73 | Plantes "en bonne santé" |
| | —A | bsorption CO ₂ — | |
| Proche infrarouge | 0.77 | 0.91 | détection des oxydes de fer |
| | —A | bsorption H ₂ O— | , |
| | 1.0 | 1.12 | |
| | —A | bsorption H_2O — | |
| | 1.19 | 1.34 | |
| | —Abs | orption H ₂ O, CO ₂ — | |
| Infrarouge moyen | 1.55 | 1.75 | teneur en eau des sols |
| | —Abs | orption H ₂ O, CO ₂ — | |
| | 2.05 | 2.4 | |
| | —A | bsorption H ₂ O— | |
| Infrarouge thermique | 3.35 | 4.16 | |
| | —A | bsorption CO ₂ — | |
| | 4.5 | 5.0 | |
| | —A | bsorption H ₂ O— | |
| | 8.0 | 9.2 | |
| | | Absorption O ₃ — | |
| | 10.2 | 12.4 | discrimination roches silicatées/non silicatées |
| | —A | bsorption CO ₂ — | |
| | 17.0 | 22.0 | |

TABLE 2.4 – Interprétation des fenêtres optiques en transmission de l'atmosphère terrestre (d'après [7]). A été rajoutée la bande "Red Edge" utilisée pour la première fois avec les RapidEyes (voir 4.3.11 page 117), que l'on retrouve depuis sur un certain nombre de capteurs (WorldView-2, RESURS-P,

| 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 |

TABLE 2.5 – Choix de bandes optiques (capteur NIMBUS)

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

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

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





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

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

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

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

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

Cadre privé } sans modifications



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

2.4 Les satellites radar

2.4.1 Principes généraux

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

| Р | 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 |
| С | 4.20 - 5.75 GHz | 7.1 - 5.2 cm |
| Х | 5.75 - 10.90 GHz | 5.2 - 2.7 cm |
| K _u | 10.90 - 22.0 GHz | 2.7 - 1.36 cm |
| Ka | 22.0 - 36 GHz | 1.36 - 0.83 cm |

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

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

2.4.2 Les capteurs radar : principes élémentaires

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

Par principe, un radar imageur vise latéralement (utiliser une antenne visant à la verticale définit les systèmes altimétriques). L'analyse du signal reçu selon le temps permet de définir le positionnement des objets rétrodiffuseurs dans la direction d'émission de l'antenne puisque le radar est un système d'écholocalisation²⁹. La géométrie d'acquisition spécifique à la visée latérale est résumé sur la figure 2.13 gauche et sera approfondie au paragraphe 3.4.

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

2.4.3 Bandes radar et thématiques

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

29. RADAR signifie RAdio Detection And Ranging. Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>





FIGURE 2.13 – A gauche : acquisition d'une ligne d'image par un radar à visée latérale. De par les propriétés des antennes, l'énergie émise est localisé dans une zone appelée lobe d'antenne et définie par la direction de visée α de l'antenne ainsi que son ouverture angulaire β . Pour un tir radar donné, l'analyse du signal en réception se fait en analysant selon l'axe temporel les échos reçus, le signal ayant été échantillonné selon un pas temporel Δt définissant les "cases temps". Connaissant la célérité des ondes électromagnétiques, ces cases temps deviennent des "cases distance" Δr . La prise en compte du diagramme d'antenne permet d'associer les échos observés à des positions particulières sur le sol terrestre, ce qui définit la fauchée d'un système radar (sur cette figure, la Terre est supposée plate). A droite : construction d'une image radar grâce au mouvement du capteur. Les tirs radar se succèdent avec un pas temporel T_{FRI} et, de manière analogue au *pushbroom* optique, la concaténation ligne à ligne d'acquisitions élémentaires permet la construction d'une image. Par projection sur le sol, on obtient à partir des cases distance les "cases sol" Δx .

2.5 Les images et leur géoréférencement

2.5.1 Le positionnement des satellites

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

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

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

2.5.2 Orientation locale des images

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



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

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

Les images prises par un satellite –tant optique que radar– sont orientés selon la trace du satellite : elles peuvent néanmoins être obtenues en avant, en arrière ou latéralement par rapport au nadir (*i.e.* le point au sol qui "voit" le satellite en pointant vers le sol à la verticale, voir le paragraphe 3.1.4). Connaissant l'inclinaison de l'orbite *i*, l'altitude du satellite *h*, le rayon de la terre R_T (hypothèse de terre parfaitement sphérique dans ce paragraphe), ainsi que les paramètres d'acquisition (type de visée –avant/arrière ou latérale–, angle de visée v), 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 .



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

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

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

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

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

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

2.5.3 Prise en compte de la rotation de la Terre

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





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

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

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

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

2.5.4 Images et métaparamètres

Pour les capteurs actuels, les images sont fournies avec des fichiers (xml ou texte) regroupant un certain nombres de données (orbite, paramètres liés au capteur, conditions de prise de vue, ...) généralement appelées métaparamètres. A partir de ces métaparamètres, il est possible d'avoir un recalage sans référence au sol d'une très bonne précision³⁰.

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

2.6 Quelques satellites de télédétection

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



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

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



2.7 Quelques images

Ces quelques exemples proposent des images de Paris intra-muros, en partant d'un capteur grand-champ (résolution kilométrique) à un capteur local (résolution décimétrique).



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





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



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





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





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



Chapitre 3

Géométrie des images



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

- Deux aspects sont à prendre en compte pour passer d'une image à un point sur la Terre[13] :
- Connaissant un pixel de l'image (x, y) et l'altitude du point visé *h*, trouver le point correspondant **P** situé sur la Terre. Ce modèle est appelé modèle direct.
- Connaissant un point **P** situé sur la Terre¹, associer ce point à un pixel de l'image (x, y). Ce modèle est appelé modèle inverse.

Ce document se focalisera sur le modèle inverse, tant pour des capteurs passifs qu'actifs. En effet, depuis l'avènement de satellites dont on connaît (presque) parfaitement l'orbitographie ainsi que la position et l'attitude à tout instant², le modèle inverse, qui consiste à retrouver sur une image un point donné de la Terre, est le plus aisé à comprendre et à mettre en œuvre. Il faut insister sur les deux points suivants :

- La localisation d'un objet ponctuel P s'effectue selon le choix d'un référentiel, qui peut être un repère absolu (coordonnées cartésiennes ou géographiques, liées à un ellipsoïde de référence), ou qui peut être lié à un système géodésique (comme le triplet longitude, latitude, hauteur orthométrique).
- La position sur l'image (x, y) correspond à une position sur une chambre photographique (placé sur le plan de l'image en optique géométrique, ou, du moins, en son voisinage), à un capteur élémentaire d'une barette de CCD, ou à une fenêtre spatio-temporelle dans le cas d'un tableau de données radar.

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

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

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

3.1 Généralités sur les systèmes d'imagerie

3.1.1 Notion de résolution

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

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

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

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

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

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



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

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

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

3.1.2 Echantillonnage des données

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

L'échantillonnage doit vérifier des contraintes spécifiques (théorème de Nyquist) pour ne pas affecter les données d'effets nuisibles que l'on appelle repliement (aliasing). Pour cela, les données doivent être filtrées avant échantillonnage par un filtre passe-bas analogique³. En règle générale, le capteur physique effectue de facto un filtrage passe-bas qui peut dans certains cas s'avérer suffisant. Dans d'autres cas des effets de repliement pourront apparaître (cas des capteurs des systèmes SPOT).

3.1.3 Rayon perspectif et gerbe perspective

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

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

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

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

Capteurs passif (optique)



FIGURE 3.1 – Rayon perspectif dans le cas d'un capteur optique orienté selon le vecteur W. Un rayon perspectif est défini par un point O (correspondant au capteur) et un vecteur V parallèle à la visée W : tous les points appartenant à la droite passant par O et de vecteur directeur V définissent le rayon perspectif. A droite : gerbe perspective formée de 5 rayons (V₁ à V₅), correspondant à 5 directions de visée, et passant par O. C'est une gerbe centrale.

Dans le cas d'un capteur optique orienté selon la direction donnée par le vecteur W, on considère que la propagation de la lumière se fait en ligne droite⁴ : le rayon perspectif est alors une droite (dans la mesure où l'on peut considérer le milieu de propagation comme homogène). On a la définition des points définissant un rayon perspectif :

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

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

Cadre privé } sans modifications Voir page 173





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

^{4.} du moins pour les résolutions submétriques actuelles

avec **O** centre de projection (ou point de vue) et **V** parallèle à la direction de visée **W**. *d* est un paramètre permettant de décrire la position d'un point imagé sur le rayon projectif. La gerbe perspective⁵ est décrite par un jeu de vecteurs possibles **V** (correspondant à un ensemble de vecteurs de visée **W**) et des valeurs *d* associées. La figure 3.1 illustre la notion de gerbe perspective au voisinage du centre de projection.

Si l'on se place à grande distance, les rayons perspectifs formeront un ensemble de droites presque parallèles à

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

Capteur actif (radar)

la direction de visée du capteur.



FIGURE 3.2 - Rayon perspectif, capteur radar (hypothèse d'onde plane). Un rayon perspectif est défini par un point O (correspondant au radar), un vecteur W correspondant à la direction d'émission du radar, une distance R et enfin un vecteurs V (orthogonal au vecteur W) : tous les points appartenant à la droite passant par O' (défini par le vecteur W et la distance R) et de vecteur directeur V perpendiculaire à W définissent un rayon perspectif. A droite, gerbe perspective formée de 5 rayons (V₁ à V₅) : aucun ne passe par le point O.

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

Puisqu'on approxime le front d'onde par une onde plane, on peut écrire pour tout point P :

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

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

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

Prise en compte de l'orientation du plan image

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

Dans la présentation de ce cours, nous considèrerons 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.



^{5.} qui est ici une gerbe "centrale" : tous les rayons perspectifs passent par O. Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



FIGURE 3.3 – Rayon perspectif, capteur radar (hypothèse d'onde plane) à gauche (cf figure 3.2) et capteur optique (à l'infini) à droite (cf figure 3.1). Les deux capteurs ont la même direction de visée, définie par le même vecteur **W** : on observe que les rayons perpectifs du capteur radar sont perpendiculaires aux rayons perpectifs du capteur optique. Le cas de visées obliques optique et radar sera illustré figure 3.14, page 81.

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

3.1.4 Repérage du capteur par rapport au sol

Capteurs actifs et passifs se caractérisent par deux paramètres essentiels :

- l'altitude du porteur,

- la direction de visée du capteur, représentée par un vecteur W.

ainsi que leurs gerbes perspectives, représentées par un ensemble de vecteurs Vi.

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

La Terre peut toujours localement être approximée par un plan : cela revient à faire l'hypothèse de Terre plate⁶, bien utile pour poser les concepts fondamentaux et tout à fait réaliste en imagerie satellitaire⁷. C'est cette hypothèse qui sera choisie en premier lieu. Une meilleure approximation de la Terre est la sphère : ce cas plus réaliste sera abordé ensuite.

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

Hypothèse de Terre plate

Dans ce cas d'école (figure 3.4), une des manières les plus efficaces de repérer une image est de se repérer par rapport au nadir (*i.e.* le point au sol que "voit" le satellite en pointant vers le sol à la verticale). Dans ce cas, soit D_N la distance au nadir, et α l'angle de visée définie par la verticale associée au capteur et la direction de visée (vecteur **W**). 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 connait que l'altitude h du capteur, on a

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

On peut remarquer les deux points de vues :

— celui du capteur, qui peut ajuster l'angle de visée α ;

— celui de l'observateur qui peut mesurer l'angle d'incidence θ .

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

Cadre privé } sans modifications

Voir page 173



^{6.} chère à Thalès de Millet et battu en brèche dès Pythagore, en 560 av. J.-C.

^{7.} peut-être beaucoup moins en imagerie aéroportée.

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

Hypothèse de sol sphérique



FIGURE 3.4 – A gauche : Hypothèse de Terre plate. <u>A droite</u> : hypothèse de Terre sphérique. θ est l'angle d'incidence. α est l'angle de visée. Dans le cas de la Terre sphérique, on utilise courament l'angle φ dans les formules.

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 :

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

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

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

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

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

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

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

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

$$D_N = R_T \varphi$$

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

Si l'on connait l'angle d'incidence θ , on peut alors écrire l'expression de la distance au nadir D_N :

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

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

Cadre privé } sans modifications



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

| 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 |

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

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

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

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

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

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

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

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

dont l'allure est reprise figure 3.5.



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

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

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

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

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

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

ce qui permet d'écrire :

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

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

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

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

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

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

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

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

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

- Pour conclure, on peut remarquer les deux points de vues :
- celui du capteur, qui peut ajuster l'angle de visée α ;
- celui de l'observateur qui peut mesurer l'angle d'incidence θ .

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

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

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

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

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

Cadre privé } sans modifications



3.1.5 Enregistrement continu ou instantané : image par le mouvement

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

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

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

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

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

Il faut noter que ce principe d'acquisition (pushbroom) est identique à l'acquisition des lignes de l'image radar. En configuration *stop and 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 exactment comme un pushbroom optique, d'où le néologisme de radarbroom introduit au paragraphe 2.4.2.

3.1.6 Monoscopie et stéréoscopie

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

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

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

Cependant, il est usuel d'appliquer des couvertures stéréoscopiques à partir d'un seul type de capteur (passif ou actif) moyennant des acquisitions effectués lors de différents passages du satellite effectués à des dates différentes⁸.

Types de stéréoscopies optiques

A partir d'un même capteur optique⁹, plusieurs couvertures sont envisageables :

- stéréoscopie latérale : avec un capteur pouvant être orienté par rapport à la verticale, et si deux trajectoires parallèles sont possibles, on peut effectuer une stéréoscopie latérale, une acquisition visant vers la gauche, l'autre acquisition vers la droite. C'est le principe historique de SPOT-1
- stéréoscopie avant-arrière : si l'on dispose de deux capteurs embarqués visant l'un vers l'avant de la trace, l'autre vers l'arrière de la trace, il est alors possible de faire de la stéréoscopie. C'est le principe de SPOT5-HRS (visées avant-arrière) et de Terra-ASTER (visées nadir-arrière), ce dernier ayant permis l'élaboration d'un MNE mondial gratuit (voir le paragraphe 1.6.6). On peut aussi envisager le même capteur si sa direction de visée est modifiable le long de la trace : c'est le principe du senseur AVNIR d'ADEOS-2 (dont



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

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

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

l'orientation n'est ajustable que selon la direction de la trace) ainsi que des capteurs actuels métriques et sub-métriques agiles dans toutes les orientations possibles (gauche-droite et avant-arrière).

Types de stéréoscopie radar

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

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

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

3.2 Les capteurs

3.2.1 **Résolution : limites physiques**

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

$$\delta \sim \frac{\lambda R}{D} \tag{3.13}$$

avec R distance entre le capteur et le point observé, et D ouverture du capteur (dans le cas d'un objectif circulaire, le facteur de proportionnalité est 1,22).

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

- 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 téléscopes permettent d'envisager ces capteurs de l'ordre de 5m dans un futur proche, voire plus avec des techniques dites d'optique active pour garantir la forme exacte du miroir ¹⁰. Néanmoins, d'autres difficultés apparaissent dans la modélisation, car, dans le cadre de la télédétection "classique" (orbites de l'ordre de 500 km d'altitude), les points au sol sont alors en champ proche. De plus, les effets atmosphériques peuvent aussi limiter la course à la résolution. Enfin la très faible durée théorique du temps de pose nécessitera aussi des innovations sur les TDI.
- Dans le cas d'un système radar, 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). Très curieusement, la résolution est alors proportionnelle à la dimension de l'antenne : la limitation vient alors du rapport signal à bruit qui se dégrade si l'antenne est trop petite.

3.2.2 Capteurs numériques et chambres photographiques

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

Appareils photographiques

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

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

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

^{10.} Le futur capteur Pléiade-Neo, dont le diamètre du télescope sera de 1.35 m, sera doté de cette technologie.
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 monodimensionelle, qui équipe la majorité des satellites d'observation actuels,
- la barette bidimensionelle (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 :

- 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 bidimensionelle PSF(x, y) qui est, dans certains cas suffisament simples, séparable :

$$\mathsf{PSF}(x, y) = \mathsf{PSF}_x(x) \mathsf{PSF}_y(y).$$

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

$$\mathsf{PSF}_{opt}(r) = 2 \frac{J_1\left(\frac{\pi rD}{\lambda R}\right)}{\frac{\pi rD}{\lambda R}}$$

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 :

$$\mathsf{PSF}_{opt}(r) = 2 \frac{J_1\left(\frac{1,22\pi r}{res_r}\right)}{\frac{1,22\pi r}{res_r}}$$

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 :

$$\mathsf{PSF}_{det} = \Pi\left(\frac{y}{d}\right)$$

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, sous forme centrée à l'origine, la PSF sous forme de produit de sinus cardinaux :

$$\mathsf{PSF}(x, y) = \frac{\sin \pi \frac{x}{res_x}}{\pi \frac{x}{res_x}} \frac{\sin \pi \frac{y}{res_y}}{\pi \frac{y}{res_y}}$$
(3.14)

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

Cadre privé } sans modifications Voir page 173



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).

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

3.2.4 Capteur grand champ, capteur petit champ

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

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

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

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

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

FAU = $2 h \alpha$

expression qui peut se comparer à la relation 3.1 dans le cas de valeurs de θ petites. Sur la figure 3.6, en bas à droite, on remarque que si on est à une altitude suffisament faible, on peut négliger la courbure de la Terre.

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

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

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

Comme exemple de capteur grand champ, nous allons prendre l'exemple de MODIS, embarqué sur les satellites Terra et Acqua (MODIS sera détaillé au paragraphe 4.3.3 page 107), dont nous avons vu un exemple au chapitre 2 (figure 2.17 page 59). L'altitude est de 705 km et la zone imagée est d'environ 2300 km.

3.3 Géométrie des acquisitions optiques

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

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

— tout d'abord en supposant que la visée est verticale et que la Terre est plate. Ce cas ne concerne que l'imagerie optique.





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

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

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

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

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

$$\frac{e}{f} = \frac{x}{h} \tag{3.15}$$

e étant la position sur la matrice CCD. Dans le cas d'une barette CCD (le nombre d'éléments peut varier entre 3000 et 17000), l'espacement entre éléments δe est par construction constant. Le GSI est alors constant :

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

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

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

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

Le renseignement militaire cherchera donc à placer des satellites en orbite très basse pour avoir un GSI le plus petit possible, quite à embarquer une grande quantité de propergol pour maintenir l'orbite à son altitude nominale, Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>





FIGURE 3.7 – 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..

alors qu'en télédétection civile, d'autres facteurs (héliosynchronisme, répétitivité des acquisitions, quasi stabilité de l'orbite...) justifieront l'exploitation de capteurs en orbite plus élevées.

Modèle géométrique inverse, hypothèse de Terre plate (cas optique) L'équation 3.15 s'inverse sans aucune hypothèse simplificatrice, et on obtient directement

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

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

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

A l'origine, les capteurs optiques n'avaient aucun moyen de changer leur angle de visée (LANDSAT). Puis sont apparus des capteurs dotés d'une certaine agilité, soit par dépointage latéral (SPOT, Ikonos,...), soit par dépointage avant-arrière (JERS, SPOT5-HRS...). Notons que quasiment tous les capteurs actuels ont potentiellement ces deux modalités : avant-arrière et gauche-droite (voir figure 2.4).

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

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

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

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

 en visée oblique, les points sont plus éloignés qu'à la verticale. Il va falloir prendre en compte une distance h' dans la formule 3.16 telle que :

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

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

— la visée étant oblique, il faut projeter le GSI calculé par la formule 3.16 sur le plan horizontal et donc lui faire effectuer une projection d'angle θ .

Pour une visée oblique d'incidence locale θ , on a finalement :

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

Cette relation montre que le GSI se dégrade au fur et à mesure que l'angle θ augmente, l'effet du cosinus au dénominateur étant au carré (le premier étant du à l'éloignement, le second à la projection sur le sol). Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

Cadre privé } sans modifications





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



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

La figure 3.9 illustre la relation 3.17 : on voit ainsi que pour le capteur Ikonos, le GSI peut varier du simple au double.

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

$$k = (\cos \theta)^2 \tag{3.18}$$

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 puisque le même genre de calcul peut être effectué sur les PSF.

Il faut aussi remarquer que si l'on dispose de deux images ¹¹ acquises avec deux incidences proches (θ et θ + $\delta\theta$), les GSI seront très légèrement différents et il faudra faire subir à l'une des images une homothétie de rapport *k*

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

^{11.} Ce cas est très théorique en imagerie optique car les données sont quasiment toujours fournies avec un GSI sol constant.

constante le long de la fauchée :

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

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

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

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

En reportant dans la relation 3.17, on obtient la variation de GSI :

$$\delta GSI(\theta) \simeq GSI(\theta = 0) \frac{2}{(\cos \theta)^3} X_S \frac{\cos^2 \theta}{h}$$
$$\simeq GSI(\theta) \frac{2 X_S \cos \theta}{h}$$

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

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

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

On va maintenant considérer un capteur "grand champs" : l'hypothèse de Terre plate ne peut plus être utilisée ; le cas serait similaire si on analysait les performances d'un capteur avec un angle de visée α grand. Cependant une manière assez simple pour analyser l'évolution du GSI sur l'image est de se ramener au cas de la visée verticale sur sol plat (figure 3.10). Pour cela, on recherche le plan osculateur à la sphère terrestre et on se ramène à une visée oblique d'angle $\alpha + \varphi$ pour un capteur placé alors à une altitude h'.



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



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

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

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

d s'exprimant en fonction de θ (relation 3.10), on en déduit la grandeur *h*' (qui jouera le rôle de l'altitude dans la formule 3.17) :

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

On remarque aussi sur cette figure que ce sera l'angle $\alpha + \varphi$ qui jouera le rôle de l'angle d'incidence dans la formule 3.17.

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

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

d'où la valeur de l'incidence locale en fonction de l'angle φ :

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

sachant que cette incidence locale ne peut dépasser 90° (l'angle de visée limite étant donné par la relation 3.9

On peut alors directement utiliser la relation 3.17 avec pour altitude la valeur h', ce qui introduit un paramètre d'ajustement supplémentaire :

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



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

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

$$GSI(\alpha) = GSI(0)\frac{h'}{h}\frac{1}{(\cos\theta)^2} = GSI(0)\frac{(R_T+h)}{h}\frac{2}{\sin(2\theta)}\sin\left(\theta - \operatorname{Arcsin}\left(\frac{R_T\sin\theta}{R_T+h}\right)\right)$$
(3.19)

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

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

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

Cadre privé } sans modifications Voir page 173



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



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

| h=480 km | | | | | | | | | |
|-----------|-----|-------|--------|-------|-------|-------|--|--|--|
| α | 0º | 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=8001 | 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 | | | |

TABLE 3.4 – Cas de la Terre sphérique : évolution du GSI en fonction de l'angle de visée pour deux altitudes du capteur (480 km –à peu près l'altitude de Quickbird–, et 800 km –à peu près des SPOT–). En visée verticale, le GSI est de 10m.

3.3.3 Les limites de l'agilité

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

- 1.1 jour pour une résolution de 1m : l'image aura été acquise sans contrainte d'angle d'incidence. Dans le pire des cas, cet angle est de 45°, ce qui conduit à une résolution de 1m.
- 3.7 jours pour une résolution de 52 cm : dans ce cas, l'image aura été acquise avec un angle d'incidence entre -20° et 20°, ce qui garantit la contrainte de résolution.

Dans tous les cas, quelle que soit la résolution, l'image a toujours le même GSI, c'est à dire 50 cm. Dans le meilleur des cas, l'acquisition a été faite à la verticale et la résolution est alors la résolution nominale du capteur (52 cm). Dans le pire des cas (visée à 45°), l'image fournie a été rééchantillonnée d'un facteur 2 et a donc une résolution de l'ordre du mètre.





FIGURE 3.13 – Principe de l'écholocation radar. <u>A droite</u> : le radar est en visée latérale et émet des ondes planes dans la direction α faisant un angle θ avec le sol. Le signal est échantillonné selon l'axe de visée du radar avec un pas Δt (case temps). En faisant l'hypothèse que la célérité des ondes électromagnétiques est constante, l'axe temps se transforme en axe distance et la case temps devient une case distance Δr . Enfin, par projection sur le sol, on obtient la case sol Δx . <u>A gauche</u> : le radar est à visée verticale, la totalité de la surface de la Terre (supposée plane) est alors dans une seule case distance, ce qui exclut toute possibilité d'imagerie. C'est, en fait, le principe du radar altimétrique.

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 émétrice) 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 –en fait leur différence de temps de vol– depuis l'antenne.
- l'azimuth (généralement Oy), obtenu par le déplacement de l'antenne : cette construction est identique au pushbroom optique.

Il se trouve que les lois de traitement du signal (appliquées au signal émis) et les lois d'antenne (permettant la reconstruction selon l'axe azimutal) conduisent à une PSF d'allure identique selon Ox et Oy (voir équation 3.14), alors que les principes physiques sont différents selon ces deux axes.

Si selon l'axe Oy un système RSO est finalement assez semblable à un pushbroom 12 , 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 (valeur dictée par l'échantillonneur du signal

^{12.} même si son acquisition requiert une technique spécifique : la synthèse d'ouverture

reçu par l'antenne), qui est donc lié à la case sol (GSI) par la relation :

$$GSI(\theta) = \Delta x = \frac{\Delta r}{\sin \theta}$$
(3.20)

qui dépend donc de l'angle θ de l'incidence de l'onde plane sur le sol (figure 3.13).

3.4.2 Géométrie "optique" et géométrie RSO

Stricto sensu, en faisant l'hypothèse de Terre plate, on peut voir une analogie formelle entre une acquisition RSO avec un angle de visée α et entre une visée optique selon une incidence $\pi/2 - \alpha$. En choisissant des origines différentes pour les rayons perspectifs radar et optique, la figure 3.14 montre une grande similarité dans le processus d'acquisition.



FIGURE 3.14 – Comparaison optique-radar : rayons perpectifs dans le cas d'un radar situé au point O et visant selon un angle de visée α , *i.e.* la direction \mathbf{W}_R (à gauche, cf figure 3.2) et issus de O' dans le cas d'un capteur optique visant selon la direction \mathbf{W}_O (à droite, cf figure 3.1). A la différence de la figure 3.3, les visées sont obliques tant pour le capteur radar (à gauche, angle α) que pour le capteur optique (à droite, angle $\pi/2 - \alpha$). Pour ces deux exemples, les intersections avec le sol définissent des cases sol de même dimension.

En choisissant des paramètres capteurs adéquats, on peut avoir au final une même géométrie d'acquisition en optique et en radar (figure 3.15) : pour cela, entre l'incidence radar θ_{radar} et l'incidence optique $\theta_{optique}$, on doit avoir :

$$\theta_{optique} = \pi/2 - \theta_{radar} \tag{3.21}$$

En revanche, la formule 3.20 diffère de la formule "optique" 3.17 en ce sens que :

- la case sol du radar ne dépend pas de la distance entre la zone observée et le capteur (propriété spécifique d'un radar : seul la case distance, qui est une constante du système, intervient). Aussi la dépendance ne fait apparaître qu'un terme sin θ au dénominateur et qui est lié à une projection sol.
- la case sol en distance d'un système optique (GSI) dépend de la distance entre la zone observée et le capteur (premier terme en $\cos \theta$ au dénominateur) ainsi que d'un terme de projection sol en $\cos \theta$ au dénominateur. Au final on a un terme de correction dépendant du carré de $\cos \theta$.

3.4.3 Acquisitions sous différentes incidences : hypothèse de Terre plate

Les résultats obtenus au paragraphe 3.3.2 sont parfaitement transposables dans le cas de l'imagerie RSO. Pour en illustrer la portée, considérons le satellite ERS, dont l'orientation de l'antenne définit un angle de visée de 23 ° et 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 3.16, on constate que le GSI diminue le long de la fauchée. En considérant la formule 3.20, on voit que le GSI varie entre $\frac{\Delta r}{\sin \theta_2}$, ce qui donne :





FIGURE 3.15 – Comparaison optique-radar : le RS0 a une visée α et une incidence θ et le capteur optique vise selon un angle $\pi/2 - \alpha$ et selon une incidence $\pi/2 - \theta$. Les choix d'échantillonnage ont été fait pour que la case sol soit la même dans les deux cas de sorte que la géométrie d'acquisition sur sol plat est strictement la même.

| ERS : $\Delta r = 7,9$ m (case distance) | | | | | |
|------------------------------------------|-------------------------|------------|--|--|--|
| Incidence GSI | | | | | |
| | | (case sol) | | | |
| Début de fauchée | $\theta_1 = 19^{\circ}$ | 24,3m | | | |
| Fin de fauchée | $\theta_2 = 26^{\circ}$ | 18,0m | | | |

c'est à dire une variation d'environ 25%.



FIGURE 3.16 – Capteur RSO illuminant le sol depuis le début de fauchée (*near range*) et la fin de fauchée (*far range*). L'angle d'incidence varie entre θ_1 et θ_2 . Dans le cas d'ERS, l'incidence varie entre 19° et 26°. Comme la case distance est de 7,9m (valeur déduite de la case temps, dictée par la fréquence d'échantillonnage du convertisseur), on en déduit que la case sol (GSI) varie de 24,3m (*near range*) à 18,0m (*far range*).

3.5 Effets du relief

3.5.1 Analyse qualitative

La présence de relief (zones montagneuses) ou de sursol (immeubles, ...) peut modifier considérablement l'aspect des données. Si cette information peut en effet changer l'allure des images, les conséquences sont grandes puisque les données satellitaires permettent alors de remonter à l'information du relief par des techniques de type stereoscopiques (voir paragraphe 3.1.6).

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

Cadre privé } sans modifications



FIGURE 3.17 – Effet du relief dans le cas d'images de Radar à Synthèse d'Oouverture (RSO) à gauche et d'un système imageur optique à droite. Les incidences du capteur radar et du capteur optique ont été choisie pour que les deux images acquises aient les mêmes propriétés sur sol plat (relation 3.21). Les observations sont résumées dans le tableau 3.5.

Le modèle d'acquisition optique a été abordé par le biais du rayon perspectif (paragraphe 3.1.3), tant en optique qu'en radar. Nous avons vu aussi qu'il était possible de comparer aisément ces deux géométries d'acquisition sous l'hypothèse d'une illumination RSO selon l'incidence 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 3.17, on peut constater des effets du relief comparables entre une acquition RSO à l'incidence θ et une acquition 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 3.5.

| | optique | radar |
|---------------|-----------------------|----------------------------------|
| points A et B | masqué par le point C | dans la même case distance que C |
| | | repliement |
| points D et E | séparés | dans l'ombre du point C |

TABLE 3.5 – Comparaison de l'observabilité des points de la figure 3.17 selon la modalité d'imagerie choisie. Pour les deux modalités, certaines zones ne seront pas imagées (masquage en optique pour le segment AC, ombre en radar pour le segment CE). A première vue, le radar pose problème pour le segment AB puisque tous les diffuseurs présents sur ce segment appartiennent à la même cas temps : ce phénomène est appelé repliement et rend inexploitable le pixel puisqu'il mélange des informations spatialement différentes.

3.5.2 Effets du relief : analyse quantitative. Cas des capteurs passifs

Modèle géométrique inverse, hypothèse de Terre plate

La problématique posée est de retrouver le décalage sur l'image connaissant l'altitude localedu point visé.
Soit l'angle d'incidence au sol θ (identique à l'angle de visée α puisque la Terre est plate). Soit le GSI : GS I(θ).
En présence de relief, considérons un point P d'abscisse X et d'altitude z, vu selon un angle d'incidence θ (figure 3.18). Le rayon perpectif 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 connait l'altitude z d'un point P, on sait qu'il subira un décalage sur l'image de δn pixels :

$$\delta n = \frac{z \tan(\theta)}{GSI(\theta)} \tag{3.22}$$

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





FIGURE 3.18 – Effet du relief dans le cas d'un capteur passif : le point P, d'altitude z, appartient au même rayon perspectif que le point P' d'altitude nulle.

— 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 θ). 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 3.22).

— Si l'on souhaite prendre en compte la rotondité de la Terre, on utilisera la relation 3.19, ce qui permet d'écrire directement :

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

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

Modèle géométrique direct, hypothèse de Terre plate

La problématique posée est de retrouver l'altitude locale à partir de données stéréoscopiques. Si l'on connait le décalage δn et l'angle d'incidence θ , on peut écrire directement :

$$z = \frac{\delta n \, GS \, I(\theta)}{\tan(\theta)}$$

Stéréoscopie

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 $\delta n'_2$:

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

$$z = \frac{\delta n'_2 GSI(0)}{\tan(\theta_2)}$$
(3.23)

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 :

$$z = \frac{\left(\delta n_2' - \delta n_1'\right) GSI(0)}{\tan \theta_2 - \tan \theta_1}$$
(3.24)

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

Cadre privé } sans modifications



Cette dernière relation est intéressante car ce n'est pas le décalage absolu pour chaque image qui entre en ligne de compte, mais la différence de décalage, grandeur parfaitement accessible dès lors que les deux images ont le même GSI.

Si on analyse l'expression 3.24, on remarque que les performances seront d'autant meilleures que les angles sont différents, voire de signe opposés. Ceci explique les acquisitions "historiques" de SPOT-1 (une acquisitione envisée droite associée à une acquisition en visée gauche).

3.5.3 Effets du relief : analyse quantitative. Cas des capteurs actifs



FIGURE 3.19 – Effet du relief dans le cas d'un capteur actif : le point P, d'altitude z, appartient à la même "case distance" que le point P', d'altitude nulle.

En prenant la même configuration que dans le cas optique avec un angle d'incidence au sol θ (figure 3.19), et en présence de relief, un point d'altitude z en X sera confondu avec le point en X' d'altitude 0 tel que :

$$X - X' = z \tan\left(\frac{\pi}{2} - \theta\right) = \frac{z}{\tan(\theta)}$$

On retrouve donc la même problématique que les capteurs passifs (et même la même formule en changeant θ en $\pi/2 - \theta$).

Si l'on dispose de deux acquisitions effectuées avec des angles d'incidence différents, la problématique est la même que la stéréoscopie optique : on parle de radargrammétrie.

Notons que le fait d'utiliser une illumination cohérente permet aussi d'analyser des différences de trajets à l'échelle de la longueur d'onde. Dans ce cas, on peut traiter des configurations pour lesquelles la différence d'incidence locale est très faible et le décalage entre les deux acquisitions est subpixellique, mais peut se mesurer en comparant ce décalage à la longueur d'onde ¹³. Notons que dans le cas de l'interférométrie, la différence angulaire est très petite (inférieure au degré) mais que au final, les performances sont généralement meilleures que dans le cas optique.

3.6 Recalage des données

Une fois assimilé les problèmes liés au système d'acquisition (angles de visée, que l'on peut connaître par le biais des données auxiliaires capteur) et ceux plus complexes liés au relief (que l'on peut parfois approcher par le biais d'un MNE –Modèle Numérique d'élévation– ou d'un MNT –Modèle Numérique de Terrain–) il est parfois souhaitable de pouvoir recaler des images obtenues soit par des capteurs différents (d'une image optique et d'une image RSO) soit sur des modalités capteur différentes (divers angles d'incidence, tant en RSO qu'en optique), soit à des dates différentes (suivi des évolutions de la végétation, du relief, du bâti,...).

3.6.1 Niveaux de rectification [18]

Les images de télédétection sont fournies selon divers degrés de rectification. Pour mieux comprendre ce qui se passe sous cette terminologie, nous donnons ici les niveaux proposés pour trois exemples d'images.

^{13.} à condition de disposer des données radar "single look complex" sur lesquelles on peut appliquer des techniques d'interférométrie Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



SPOT-1 à SPOT-5

Les scènes SPOT1 à 5 étaient disponibles sous un grand nombre de niveaux :

- 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.
- 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-corrections) se basent sur un modèle de ré-échantillonnage tenant compte des distorsions dues aux conditions de prise de vue ainsi que des transformations nécessaires pour transposer l'image dans la projection cartographique standard (projection UTM). Ce modèle est calculé sur la base des paramètres de prise de vue connus a priori (éphémérides du satellite, attitude, etc.) sans apport de mesures extérieures (comme les points d'appui).
 - 2B : Les corrections géométriques (géo-corrections) 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** : sa réalisation nécessite un MNE (ou un MNT) de sorte que ce type d'image est corrigé des effets du relief. (ORTHO dans le catalogue SPOT). Aucune méta-données n'est alors fournie.

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

Images Pléiades

Elles sont disponibles sous deux niveaux de produit :

- **Primary** : c'est le niveau de traitement le plus proche de l'image telle qu'acquise par le capteur, pour garantir une restitution parfaite des conditions d'acquisition : le capteur est mis en géométrie rectiligne et l'image est corrigée de toute distorsion radiométrique. RPC et modèle de capteur sont fournis pour assurer à l'utilisateur simplicité et pleine autonomie.
- **Ortho** : Image géoréférencée et corrigée des effets d'angles et de relief, optimale pour une utilisation simple et directe de l'image et l'ingestion dans un Système d'Information Géographique. La géorectification s'appuie sur le référentiel géographique 3D "Elevation 30" d'Airbus (voir le paragraphe 1.6.6).

Images Sentinel-1

Les données RSO ont la particularités de devoir en premier lieu faire l'objet de l'étape de synthèse avant tout traitement. Néanmoins, l'ESA diffuse les données initiales (données brutes, appelées aussi "RAW") pour ceux qui souhaiteraient faire eux même cette étape de synthèse. On a donc pour les Sentinel-1 les niveaux suivants :

Level 0 : Données brutes (RAW) obtenues par l'antenne. La résolution est celle du "RAR" de Sentinel-1 (Real Aperture Radar), donc d'ordre kilométrique selon la distance et l'azimut. Le pixel est à valeur complexe car les donénes, acquises sur une porteuse (5.405 GHz) ont été ramenées en "bande de base" par une étape de démodulation pour pouvoir être échantillonnée par un convertisseur A/D opérant à des fréquences de l'ordre de la bande passante (donc autour de 100 MHz).

- Level 1 SLC : Données construites à partir des RAW par synthèse RSO : on parle alors couramment de données SLC (Single Look Complex) car le pixel a toujours une valeur complexe. La géométrie est celle de l'acquisition : l'orientation des données est celle liée à la trace, la dimension du pixel varie le long de la fauchée (cf équation 3.20 page 81). Les métaparamètres donnent la position du satellite à des instants réguliers, ainsi qu'un certain nombre d'information sur les instants d'émission et de réception : il est alors possible de recaler deux images différentes en utilisant ces paramètres.
- Level 1 GRD : Les données sont géoréférencées et le pixel devient carré. La projection des coordonnées en distance se fait sur l'ellispoïde. Un MNE est utilisé : l'altitude est constante le long d'une ligne, mais peut varier d'une ligne à l'autre.

3.6.2 Transformations géométriques : modèles empiriques [18]

Pour corriger les distorsions géométriques, des modèles et des opérateurs mathématiques doivent alors être développés pour permettre *in fine* d'avoir des données d'une part géoréférencées et d'autre part comparables d'une acquisition à l'autre, voire d'un capteur à l'autre. Une première piste consiste à appliquer des modèkes 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 dela 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 résoud 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 :

$$\left[\begin{array}{c} x\\ y\end{array}\right] = \left[\begin{array}{c} a_{10} & a_{01}\\ b_{10} & b_{01}\end{array}\right] \left[\begin{array}{c} x_{ref}\\ y_{ref}\end{array}\right] + \left[\begin{array}{c} a_{00}\\ b_{00}\end{array}\right]$$

Les coefficients se regroupent ainsi :

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

Cadre privé } sans modifications



- a_{00} : translation en x et b_{00} : translation en y
- a_{10} et b_{01} facteurs d'échelle en x et y
- a_{01} et b_{10} facteurs de cisaillement (la rotation est un cas particulier : $a_{01} = -b_{10}$)
- Ce modèle affine permet de traiter quelques problèmes concrets :
- l'ajustement du pas selon Oy avec celui selon Ox

$$\left[\begin{array}{rrr}1&0\\0&a\end{array}\right]$$

— rotation de l'image acquise selon le sens de la trace faisant un angle i avec le Nord :

$$\begin{bmatrix} \cos i & -\sin i \\ \sin i & \cos i \end{bmatrix}$$

des fonctions polynomiales 3-D avec *N* le degré du polynôme vérifié par la variable *x*, *M* le degré du polynôme vérifié par la variable *y* et *P* le degré du polynôme vérifié par la variable *z* :

$$x = \sum_{i=0}^{N} \sum_{j=0}^{M} \sum_{k=0}^{P} a_{ijk} x_{ref}^{i} y_{ref}^{j} z_{ref}^{k}$$
$$y = \sum_{i=0}^{N} \sum_{j=0}^{M} \sum_{k=0}^{P} b_{ijk} x_{ref}^{i} y_{ref}^{j} z_{ref}^{k}$$

Le nombre de PA requis augmente : on montre qu'il faut au moins 8 PA pour un degré égal à 1, 20 PA pour un degré égal à 2, 40 PA pour un degré égal à 3. Cependant on peut réduire le nombre de termes en z puisque les termes des polynomes en $x^m z^n$ et $y^m z^n$ n'ont pas de réalité physique.

des fonctions rationnelles 2-D et 3-D qui s'expriment dans le cas 2-D comme :

$$x = \frac{\sum_{i=0}^{N} \sum_{j=0}^{M} an_{ij} x_{ref}^{i} y_{ref}^{j}}{\sum_{i=0}^{N} \sum_{j=0}^{M} ad_{ij} x_{ref}^{i} y_{ref}^{j}}$$
$$y = \frac{\sum_{i=0}^{N} \sum_{j=0}^{M} bn_{ij} x_{ref}^{i} y_{ref}^{j}}{\sum_{i=0}^{N} \sum_{j=0}^{M} bd_{ij} x_{ref}^{i} y_{ref}^{j}}$$

et dans le cas 3-D :

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

Cette modélisation par des fonctions rationnelles (appelée RPM, *Rational Polynomial Model*) est maintenant généralisée pour les capteurs THR (Ikonos, QuickBird, GeoEye, WorldView, ...). Parmi les métaparamètres fournis avec l'image, sont donnés les RPC (*Rational Polynomial coefficients*) : 20 coefficients pour le numérateur et 20 coefficients pour le dénominateur.

3.6.3 Transformations géométriques : modèles physiques 3D [18]

Même s'ils sont satisfaisants dans le cadre des images satellitaires moyenne résolution, les résultats des modèles empiriques sont en général décevant dès lors que l'on souhaite traiter des images haute résolution acquises de surcroit 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 distorsion par distorsion (plate-forme, capteur) en quatre étapes (satellite, capteur, Terre, projection), ou toutes les distorsions ensemble en une seule étape.

Pour la gamme actuelle de résolution des capteurs THR, il est heureusement possible de continuer à considérer comme une approximation valide de la trajectoire du satellite, l'ellipse osculatrice à l'orbite réelle à chaque instant ; ce qui permet donc d'introduire le premier niveau de distorsion.



3.6.4 Méthodes d'interpolation

Transformer une image nécessite d'attribuer une valeur à un pixel non localisé sur un échantillon initial. La méthodologie du traitement de signal et des images nécessite au préalable que les données initiales vérifient certaines propriétés (Nyquist ou Shannon) et impose alors un type d'interpolation "exacte" : l'interpolation au sens de Shannon.

Cette approche est irréaliste en traitement d'images car l'évaluation de chaque pixel requiert tous les pixels de l'image pour chaque calcul individuel. Aussi le pragmatisme conseille d'utiliser deux méthodes :

- l'interpolation au sens du plus proche voisin : on recherche quelle est la donnée initiale qui est la plus proche du nouveau point considéré. Cette méthode est à privilégier dans le cas de données multispectrales.
- l'interpolation bilinéaire : dans l'exemple d'un maillage carré, de pas δ , on choisit la valeur I(x, y) telle que

$$\begin{split} I(x,y) &= \left(\frac{x-x_i}{\delta}I(x_{i+1,j}) + \frac{x_{i+1}-x}{\delta}I(x_{i,j})\right) \left(\frac{y_{j+1}-y}{\delta}\right) \\ &+ \left(\frac{x-x_i}{\delta}I(x_{i+1,j+1}) + \frac{x_{i+1}-x}{\delta}I(x_{i,j+1})\right) \left(\frac{y-y_j}{\delta}\right) \end{split}$$

D'autres méthodes sont aussi utilisées (splines, ...).

Dans le cas d'images RSO, dont les pixels sont des complexes, il faut interpoler avec beaucoup de soin ¹⁴ dès lors que l'on espère pouvoir utiliser le terme de phase. Pour cela, on peut recommender d'effectuer les étapes suivantes :

- suréchantillonner par zéro-padding d'un facteur au moins 4, en ayant au préalable recentré le spectre ;
- remettre le spectre dans sa position initiale;

— appliquer ensuite une interpolation bilinéaire sur la partie réelle et sur la partie imaginaire.

Cette méthode est une des rares permettant une utilisation ultérieure de la phase (en interférométrie par exemple).

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



^{14.} En effet, les données sont fournies après une étape qui a ramené le spectre "en bande de base", c'est à dire autour de 0, ce qui permet l'usage d'échantillonneur de fréquence d'échantillonnage petite vis à vis de la fréquence centrale. Toute opération ultérieure sur le signal devra prendre en compte correctement cette étape.

Chapitre 4

Les satellites optiques



Un moyen de classer les satellites optiques et InfraRouge (IR) est de prendre en compte leur champ de visée et leur résolution. Ainsi on peut répartir globalement ces capteurs en trois catégories [9] :

- les capteurs imageurs à champ de limbe à limbe : ils imagent la totalité de la surface du globe visible à l'altitude de leur orbite. Leur résolution est kilométrique. Ils sont en général dédiés aux applications météorologiques ou à l'océanographie.
- les capteurs imageurs à champ limité : la résolution est alors décamétrique, mais permet néanmoins une couverture régulière et homogène de la surface de la Terre.
- les capteurs haute résolution : à champ limité, ils sont dédiés à l'observation de régions spécifiques du globe (choix dicté par la thématique), et leur résolution est métrique, voire submétrique.

C'est en suivant cette classification que commencera ce chapitre, qui verra ensuite un paragraphe dédié aux capteus superspectraux et multispectraux. Seront ensuite évoqués les mini et microsatellites ainsi que les programmes militaires (ou du moins ce que l'on en sait de source officielle).

4.1 Les satellites imageurs à champ de limbe à limbe et grand champ (applications météorologiques)

Leur but est d'imager la Terre selon un balayage allant d'un limbe terrestre au limbe opposé. Ce balayage peut être assuré par rotation du satellite (cas de Meteosat) ou par oscillation d'un miroir : la surface de la Terre n'occupe en fait qu'un arc minoritaire (17° 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 imager 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 | S 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 typde 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 | | | | |

| | | ABI (Advanced Baseline Imager) | | |
|----|---------|----------------------------------------|-------|---------------------------------------|
| | μ m | "Band nikname" | | |
| 1 | 0.47 | "Blue" | 1 km | Visible |
| 2 | 0.64 | "Red" | 500 m | Visible |
| 3 | 0.86 | "Veggie" | 1 km | Near-IR |
| 4 | 1.37 | "Cirrus" | 2 km | Near-IR |
| 5 | 1.6 | "Snow/Ice" | 1 km | Near-IR |
| 6 | 2.3 | "Cloud Particle Size" | 2 km | Near-IR |
| 7 | 3.9 | "Shortwave Window" | 2 km | IR (with reflected daytime component) |
| 8 | 6.2 | "Upper-Level Tropospheric Water Vapor" | 2 km | IR |
| 9 | 6.9 | "Mid-Level Tropospheric Water Vapor" | 2 km | IR |
| 10 | 7.3 | "Lower-level Water Vapor" | 2 km | IR |
| 11 | 8.4 | "Cloud-Top Phase" | 2 km | IR |
| 12 | 9.6 | "Ozone " | 2 km | IR |
| 13 | 10.3 | "Clean" IR Longwave Window | 2 km | IR |
| 14 | 11.2 | IR Longwave Window | 2 km | IR |
| 15 | 12.3 | "Dirty" Longwave Window | 2 km | IR |
| 16 | 13.3 | "CO2" longwave infrared | 2 km | IR |

| TABLE 4.1 – | Caractéristiq | ues du ca | pteur ABI | (GOES-R) |
|-------------|---------------|-----------|-----------|----------|
| | | | | <hr/> / |

| GOES | | 1 | 10/1975 | 03/02/1985 | VISSR |
|---------------|--------|-------|-----------------|-------------|-------------|
| GOES | | 2 | 06/1977 | 1983 | VISSR |
| GOES | | 3 | 06/1978 | 1983 | VISSR |
| GOES | | 4 | 09/1980 | 1982 | VISSR |
| GOES | | 5 | 05/1981 | 29/07/1984 | VISSR |
| GOES | | 6 | 04/1983 | 1989 | VISSR |
| GOES-H | | 7 | 26/02/1987 | 11/01/1996 | VISSR |
| GOES-I | | 8 | 13/04/1994 | 3/04/2003 | GOES I-M |
| GOES-J | | 9 | 23/05/1995 | 15/06/2007 | GOES I-M |
| GOES-K | | 10 | 25/04/1997 | 2/12/2009 | GOES I-M |
| GOES-L | | 11 | 03/03/2000 | 16/12/2011 | GOES I-M |
| GOES-M | | 12 | 23/07/2001 | 16/08/2013 | GOES I-M |
| GOES-N | Е | 13 | 24/05/2006 | | GOES N-P |
| GOES-O | S | 14 | 27/06/2009 | | GOES N-P |
| GOES-P | W | 15 | 04/03/2010 | | GOES N-P |
| GOES-Q | | | annulé | | |
| GOES-R | | | 19/11/2016 | | Capteur ABI |
| GOES-S | | | 2018 | | Capteur ABI |
| E : satellite | e Est, | W : s | atellite Ouest, | S : secours | |

Par exemple, au 23 avril 2007 :

- GOES-M jouait le rôle de GOES-East

— GOES-K jouait le rôle de GOES-West

— GOES-L était en secours (en 105° W)

— GOES-J était en secours (en 105° W) (quelques canaux dégradés)

et au 19 décembre 2016 :

- GOES-N jouait le rôle de GOES-East

- GOES-P jouait le rôle de GOES-West

— GOES-0 était en secours

Les caractéristiques du capteur ABI, très semblables à celles du capteur AHI des satellites japonais Himawari (voir page 95) sont données tableau 4.1 page 92.

Site WEB : http ://www.goes.noaa.gov/, http ://meso-a.gsfc.nasa.gov/goes/, http ://www.osd.noaa.nasa.gov/GOES

Meteosat-MOP

En 1969, le CNES proposa le lancement de satellites de météorologie de type géostationnaire et s'associa pour cela à un consortium européen agréé en 1972 (Belgique, Danemark, France, Italie, Allemagne, Grande Bretagne, Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



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'EUMET-SAT (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 exentricité 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 | | | | |

L'acquisition de l'image (5000 x 5000 pour le visible, 2500 x 2500 pour l'IR) se fait par rotation du satellite (100 révolutions par minute), ce qui donne une ligne d'image par révolution. Après chaque révolution, le radiomètre est décalé vers le Nord (un décalage de 18° permet, à l'altitude des satellites géostationnaires, d'observer la Terre en sa totalité) de sorte que l'image complète de la Terre est acquise en 25 minutes. 5 minutes sont alors nécessaires pour revenir à l'origine et restabiliser le tout. Ceci explique pourquoi les satellites Meteosat fournissent 2 images par heure.

En fait, il y avait (au 23 avril 2007) 3 satellites Meteosat disponibles :

- Meteosat-5, opérationnel, situé en 63° E
- Meteosat-6, secours, situé en 10° E
- Meteosat-7, prévu pour remplacer Meteosat-5, situé en 57.5° E

Page WEB : http ://www.esa.int/esaMI/MSG/ http ://www.eumetsat.int

Meteosat-MSG

| Meteosat-MSG | | | | | | |
|--------------|-------|------------|----------------|--|--|--|
| | | Lancement | fin de mission | | | |
| Meteosat 8 | MSG 1 | 28/08/2002 | | | | |
| Meteosat 9 | MSG 2 | 21/12/2005 | | | | |
| Meteosat 10 | MSG 3 | 5/07/2012 | | | | |
| Meteosat 11 | MSG 4 | 15/07/2015 | | | | |

Le successeur de Meteosat : Meteosat Seconde Génération (MSG), dont la maitrise d'œuvre est assuré par Aerospatiale Espace & Défense, voit la cadence d'images doublée (une image toutes les 15 minutes), une masse sensiblement accrue (1850 kg au lancement, 920 kg en orbite). Le capteur "SEVIRI" (Spinning Enhanced Visible and Infrared Imager) possède 12 canaux spectraux, et une résolution de l'ordre du km dans le visible et de 3km pour les autres canaux ; il est toujours en rotation, comme celui de Meteosat (une centaine de tour par minute). Le téléscope a un diamètre de 50cm.

Sa durée de vie est de 7 ans.

Le lancement du premier satellite, MSG-1, a été effectué le 28 août 2002. Après une longue phase de validation, il a pris, à la fin des années 2000, physiquement la place de Meteosat 7 en 0° sous le nom de Meteosat 8. Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



FIGURE 4.1 – Satellite MSG4, ©Airbus. Le satellite fait 100 tours à la minute. En 12.5 minutes, on obtient alors les 1250 acquisitions formant l'image de la Terre (3750 lignes pour les 11 canaux standard, 11250 lignes pour le canal HRV, car le senseur comporte 42 capteurs élémentaires) grâce à un léger dépointage du miroir ($^+9^{\circ}$). En 2.5 minutes, le miroir revient à sa position initiale, ce qui donne une image toutes les 15 minutes.

| M | 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 . Ces satellites visent deux finalités : l'acquisition de données météorologiques et des applications en aviation civile.

| | AHI (Advanced Himawari Imager) | | | | | |
|----|--------------------------------|----------------------------------------|-----------|---------------------------------------|--|--|
| | μ m | "ABI Band nikname" | pas pixel | | | |
| 1 | 0.47 | "Blue" | 1 km | Visible | | |
| 2 | 0.51 | "Green" | 1 km | Visible | | |
| 3 | 0.64 | "Red" | 500 m | Visible | | |
| 4 | 0.86 | "Veggie" | 1 km | Near-IR | | |
| 5 | 1.6 | "Snow/Ice" | 2 km | Near-IR | | |
| 6 | 2.3 | "Cloud Particle Size" | 2 km | Near-IR | | |
| 7 | 3.9 | "Shortwave Window" | 2 km | IR (with reflected daytime component) | | |
| 8 | 6.2 | "Upper-Level Tropospheric Water Vapor" | 2 km | IR | | |
| 9 | 6.9 | "Mid-Level Tropospheric Water Vapor" | 2 km | IR | | |
| 10 | 7.3 | "Lower-level Water Vapor" | 2 km | IR | | |
| 11 | 8.6 | "Cloud-Top Phase" | 2 km | IR | | |
| 12 | 9.6 | "Ozone " | | IR | | |
| 13 | 10.4 | "Clean" IR Longwave Window | 2 km | IR | | |
| 14 | 11.2 | IR Longwave Window | 2 km | IR | | |
| 15 | 12.4 | "Dirty" Longwave Window | 2 km | IR | | |
| 16 | 13.3 | "CO2" longwave infrared | 2 km | IR | | |

| TABLE 4 2 – Caractéristic | wes du canteur AH | I (Himawari 8 et 9) tr | rès proche de l'ABL | de GOES-R |
|---------------------------|--------------------|----------------------------------------|---------------------|-----------|
| TABLE 1.2 Curactoristic | Jues au cupieur mi | i (i i i i i i i i i i i i i i i i i i | tes proche de l'Abr | |

| MTSAT-1R (Himawari 6) | 26/02/2005 | 4/12/2015 | MTSAT | en 140°E |
|-----------------------|------------|-----------|-------|-------------------------|
| MTSAT-2 (Himawari 7) | 18/02/2006 | | MTSAT | secours en 145°E |
| Himawari 8 | 7/10/2014 | | AHI | opérationnel en 140.7°E |
| Himawari 9 | 2/11/2016 | | AHI | |

| | 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 | | |

Les caractéristiques du capteur AHI (Advanced Himawari Imager), très proches de celles du capteur ABI (tableau 4.1 page 92) sont données tableau 4.2 page 95.

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

http://www.data.jma.go.jp/mscweb/en/himawari89/space_segment/spsg_ahi.html

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 | |
| METSAT | 12/09/2002 | |
| INSAT 2E | 02/04/1999 | est aussi doté d'une camera CCD, 1km de résolution |
| INSAT 3A | 09/04/2003 | " |
| INSAT 3D | 26/07/2013 | |
| INSAT 3DR | 8/09/2016 | |



METSAT a été rebaptisé Kalpana-1 en février 2003, en l'honneur de la spationaute indienne disparue sur Columbia. Deux autres lancements avaient été initialement envisagés.

Le capteur VHRR (Very High Resolution Radiometer) fournit des images dans deux (ou trois) bandes spectrales :

| VHPP INSAT 1 | | VHRR INSAT-2 | | VHRR METSAT | |
|------------------|-------------------|------------------|-------------|------------------|------------------------------------|
| Dan da (um) | | VHKK INSAI-2 | | Bande (μ m) | Résolution |
| Bande (μ m) | Resolution | Bande (μ m) | Resolution | 0.55 - 0.75 | 2 km x 2 km |
| 0.55 - 0.75 | 2.75 km x 2.75 km | 0.55 - 0.75 | 2 km x 2 km | 5771 | $2 \text{ km} \times 2 \text{ km}$ |
| 10.5 - 12.5 | 11 km x 11 km | 10.5 - 12.5 | 8 km x 8 km | J./ -/.1 | |
| | | | | 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 (μ m) | Résolution | |
| 0.46 - 0.70 | 1.25 km x 1.25 km | |
| 10.5 - 12.5 | 6.25 km x 6.25 km | |

Page WEB : http ://smis.iki.rssi.ru/dataserv/engl/goms_e.htm

Les satellites chinois

Dans le cadre du suivi météorologique de la Terre, la Chine a placé en orbite géostationnaire

- le satellite Feng Yun 2A (FY-2A) le 10 juin 1997 (105° E), qui a cessé ses activités en mars 1999
- le satellite Feng Yun 2B (FY-2B) le 25/06/2000
- le satellite Feng Yun 2C (FY-2C) le 19/10/2004
- le satellite Feng Yun 2F (FY-2F) le 13/01/2012

et en orbite LEO :

- le satellite Feng Yun-1A le 07/09/1988
- le satellite Feng Yun-1B le 09/03/1990
- le satellite Feng Yun-1C le 10/05/1999, détruit lors de tests par un satellite antimissile le 11/01/2007, et dont les débris ont touché le 22/01/2013 le nanosatellite russe BLITS.
- le satellite Feng Yun-1D le 15/05/2002
- le satellite FY-3A le 27/05/2008 (827 km, 98.8°),
- le satellite FY-3B le 5/11/2010,
- le satellite FY-3C le 23/09/2013,
- le satellite FY-4A le 10/12/2016.

Le WMO

Le WMO "World Meteorological Organization" est une agence des Nations Unies comprenant 187 états membres et visant à élaborer une collaboration internationale dans le domaine des satellites de météorologie.

Dans ce contexte, depuis 1972, le CGMS : "Co-ordination Group for Meteorological satellites" a pour vocation d'assurer un forum pour permettre une couverture mondiale par les satellites météorologiques des différentes agences spatiales, en exploitant au mieux l'existence de satellites opérationnels pour pallier aux éventuelles défaillances de certains.

Appartiennent à cet organisme Eumetsat, la fédération russe, le Japon, l'Inde et les USA.

Par exemple, au 23 novembre 2007, on pouvait recenser les satellites suivants :

| West Pacific | MTSAT-1R | Japon | 140° E | 26/02/05 | |
|---------------|------------------|-----------|---------|----------|--------------------------|
| West Pacific | MTSAT-2 | Japon | 145° E | 18/02/06 | en secours pour MTSAT-1R |
| East Pacific | GOES 11 | USA/NOAA | 135° W | 05/00 | "GOES-W" |
| West Atlantic | GOES 10 | USA/NOAA | 60° W | 04/97 | secours |
| West Atlantic | GOES 12 | USA/NOAA | 75° W | 07/01 | "GOES-E" |
| West Atlantic | GOES 13 | USA/NOAA | 105° W | 05/06 | pré-opérationnel |
| East Atlantic | Meteosat-8 | Eumetstat | 3.4° W | 28/08/02 | secours de Meteosat-9 |
| East Atlantic | Meteosat-9 | Eumetstat | 0° | 08/02 | |
| Indian Ocean | Meteosat 7 | Eumetstat | 57.5° E | 02/97 | |
| Indian Ocean | Meteosat 6 | Eumetstat | 67.5° E | 11/93 | en secours de Meteosat-7 |
| Indian Ocean | Metsat/Kalpana 1 | Inde | 74º E | 09/02 | |
| Indian Ocean | GOMS-N1 | Russie | 76º E | 11/94 | en stand by depuis 9/98 |
| Indian Ocean | FY-2A | Chine | 86.5° E | 06/97 | |
| Indian Ocean | INSAT III-A | Inde | 93.5° E | 04/03 | |
| Indian Ocean | FY-2C | Chine | 105° E | 19/10/04 | |

Page WEB :

http://www.wmo.ch/

http://www.wmo.ch/pages/prog/sat/GOSgeo.html

4.1.2 Les satellites à défilement NOAA-POES

NOAA (National Oceanic Atmospheric Administration) regroupe les activités de surveillance atmosphérique : les satellites GOES en orbite géostationnaire (déjà cités en 4.1.1), les POES (Polar Orbiting Environmental Satellite) en orbite basse quasi polaire et dispose aussi des données militaires DMSP (voir 4.1.3). http://www.esa.int/export/esaME/index.html

Le concept de base des POES découle des expérimentations TIROS Operational System) (Television and Infrared Observation Satellite), en particulier TIROS-7, lancé le 19 juin 1963 (orbite géocentrique, apogée : 649 km, périgée : 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 décamétrique pour les hautes latitudes.

Le fait d'avoir plusieurs satellites en orbite permet une couverture locale deux fois par jour : le matin et l'après midi. En pratique, il y a deux satellites opérationnels, certains plus anciens restant sur une orbite leur permettant de jouer un rôle de secours (back up ou stand by).

NOAA a passé des accords concernant les POES avec l'ESA : METOP (voir paragraphe 4.1.5) est prévu pour jouer un rôle concerté avec les satellites NOAA.

Le NOAA a développé trois générations de satellites en orbite basse héliosynchrones : les satellites TOS (TIROS Operational System) : ESSA-1 à ESSA-9, les satellites ITOS (Improved TIROS Operational System) : NOAA-1 à NOAA-5 (lancés entre 1970 et 1975), enfin la troisième génération à partir de TIROS-N.

Le capteur AVHRR 1 (Advanced Very High Resolution Radiometer) fournit des images basse résolution (1.1 km au nadir) sur des zones de 3000 km sur 4 bandes spectrales.

| | AVHRR 1 | | | | |
|-------|---------------|---------------------|--|--|--|
| Bande | (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 | | | | | |

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

Cadre privé } sans modifications Voir page 173



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 |
| NOAA-20 | | | 18/11/2017 | | | - |

NOAA-20 est aussi dénommé JPSS-1 et c'est le premier NOAA de la série "Joint Polar Satellite System" à laquelle est rattaché le Suomi (voir paragraphe 4.1.4). Comme Suomi, il est doté du même capteur VIIRS, radiomètre à 22 canaux (voir tableau 4.3 page 100).

| | altitude | période | inclinaison | Cycle | |
|------------|----------|---------|-------------|-------|---------|
| NOOA 6 à 7 | 852 | 102.09' | 98.85° | 19 | 14+2/19 |
| NOAA 8 | 850 | | 98.9° | | |
| NOAA 11 | 841 | 101.8 | 98.9° | | |
| NOAA 12 | 804 | 101.1 | 98.7° | | |
| NOAA 14 | 844 | 101.9 | 99.1° | | |
| NOAA 15 | 807 | 101.1 | 98.5° | | |
| NOAA 16 | 849 | 102.1 | 99.0° | | |
| NOAA 17 | 812 | 101.2 | 98.8° | | |
| NOAA 18 | 850 | 102.12 | 98.74° | | |
| NOAA 19 | 870 | 102.14 | 98.7° | | |
| NOAA 20 | 870 | 102.14 | 98.7° | | |





Les orbites sont héliosynchrones (altitude : 800-850 km, inclinaison : 98-99°, période 102 mn). Le cycle de NOAA-7 est de 19 jours.

Site WEB : http://www.noaa.gov, http://www2.ncdc.noaa.gov

4.1.3 DMSP : Defense Meteorological Satellite Program

Le NGDC (National Geophysical Data Center), qui assure la diffusion des données GOES et NOAA propose des données en provenance des satellites DMSP depuis mars 1994.

| F12 | 28/08/1994 |
|-----|------------|
| F13 | 24/03/1995 |
| F14 | 10/04/1997 |
| F15 | 13/12/1999 |
| F16 | 18/10/2003 |
| F17 | 04/11/2006 |
| F18 | 18/10/2009 |
| F19 | 3/04/2014 |
| F20 | 2016 |

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

| OLS | | | | |
|------------------|-------------------|--|--|--|
| Bande (μ m) | Résolution | | | |
| 0.4 - 1.1 | 0.55 km x 0.55 km | | | |
| 10.0 - 13.4 | 2.7 km x 2.7 km | | | |

Dans le cas de l'utilisation du PM, la bande est réduite (0.46-0.95 μ m). L'orbite est héliosynchrone, d'inclinaison = 98.9 °). L'altitude est d'environ 830 km, la période de 101 mn. Site WEB : http://www.ngdc.noaa.gov/dmsp/dmsp.html

4.1.4 NPOESS (Suomi)

Lancé en 1994 pour assurer la suite de ces satellites tant civils que militaires, le NPOESS (National Polarorbiting Operational Environmental Satellite System) avait prévu un programme commun très ambitieux, annulé en 2010. Il a cependant débouché sur un satellite expérimental, mis sur orbite le 28 octobre 2011. Nommé Suomi (NOAA/NPP), il est placé sur une orbite à 832 km d'altitude. Il est doté, entre autres, du capteur VIIRS (Visible Infrared Imaging Radiometer Suite, radiomètre à 22 canaux, assez proche du capteur MODIS). Suomi peut être vu comme le prototype des JPSS ("Joint Polar Satellite System").

Après réorganisation des moyens et des acteurs, il est prévu le lancement de deux JPSS-1 et JPSS-2 en 2018 et 2022, dérivés du satellite Suomi NPP.

4.1.5 Les satellites à défilement METOP-ESA

METOP est le premier satellite polaire européen dédié à la météorologie. Il représente la contribution de l'Europe à un projet commun avec les USA pour fournir des données permettant une meilleure surveillance du temps et de meilleurs outils de prévision.

Trois satellites sont prévus, les lancements s'échelonnant entre 2006 et 2017.

| | | altitude | période | inclinaison | Cycle | | Nœud descendant |
|---------|--------------|----------|---------|-------------|-------|----------|-----------------|
| METOP-1 | 19/10/2006 | 817 | 101.36' | 98.70° | 5 | 14 + 1/5 | |
| METOP-2 | 17/09/2012 | | | | | | |
| METOP-3 | octobre 2018 | | | | | | |

METOP embarque 11 instruments, dont un capteur AVHRR-3 (celui qui équipe les satellites NOAA). METOP-1 joue le rôle du satellite "matin" en association avec NOAA-N (après midi). Il est doté aussi du capteur IASI (Interféromètre atmosphérique de sondage dans l'infrarouge) conçu par le CNES.

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

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

Cadre privé } sans modifications Voir page 173

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

| Nom | λ_C | bande | Résolution |
|--------|-------------|---------------|------------|
| | μ m | μ m | m |
| M1 | 0.412 | 0.402 - 0.422 | 750 |
| M2 | 0.445 | 0.436 - 0.454 | 750 |
| M3 | 0.488 | 0.478 - 0.488 | 750 |
| M4 | 0.555 | 0.545 - 0.565 | 750 |
| M5 | 0.672 | 0.662 - 0.682 | 750 |
| M6 | 0.746 | 0.739 - 0.754 | 750 |
| M7 | 0.865 | 0.846 - 0.885 | 750 |
| M8 | 1.240 | 1.23 - 1.25 | 750 |
| M9 | 1.378 | 1.371 - 1.386 | 750 |
| M10 | 1.61 | 1.58 - 1.64 | 750 |
| M11 | 2.25 | 2.23 - 2.28 | 750 |
| M12 | 3.7 | 3.61 - 3.79 | 750 |
| M13 | 4.05 | 3.97 - 4.13 | 750 |
| M14 | 8.55 | 8.4 - 8.7 | 750 |
| M15 | 10.763 | 10.26 - 11.26 | 750 |
| M16 | 12.013 | 11.54 - 12.49 | 750 |
| DNB | 0.7 | 0.5 - 0.9 | 750 |
| I1 (B) | 0.64 | 0.6 - 0.68 | 375 |
| I2 (G) | 0.865 | 0.85 - 0.88 | 375 |
| I3 (R) | 1.61 | 1.58 - 1.64 | 375 |
| I4 | 3.74 | 3.55 - 3.93 | 375 |
| 15 | 11.45 | 10.5 - 12.4 | 375 |

TABLE 4.3 - Capteur VIIRS embarqué sur Suomi et sur NOAA-20 (JPSS-1).

4.1.6 Les satellites à défilement METEOR (URSS puis Russie)

L'URSS (puis la Russie) a été très présente dans le domaine des satellites à défilement météorologique. Plusieurs générations de METEOR ont ainsi été mis en orbite :

- Les Meteor-2 entre 1975 et 1993 (21 lancements), sur des orbites assez particulières (850 km, 81.2°, dont non héliosynchrones). Sur cette période, ils fonctionnaient par constellation de trois satellites, avec un temps de revisite inférieur à la demi journée.
- Les Meteor-3 entre 1984 et 1994 (7 lancements), sur des orbites assez particulières (1200 km, 81.2°, dont non héliosynchrones).
- Le Meteor-3M1 le 10/12/2001, sur une orbite cette fois ci héliosynchrone (1000 km, 99.7°).

Les Meteor-3 embarquaient, entre autres, le capteur suivant :

| Capteur | bande | résolution | fauchée |
|----------------------|-----------|------------|---------|
| | μ m | km | km |
| "TV-sensor" | 0.5-0.8 | 0.7x1.4 | 3100 |
| "TV-sensor" | 0.5-0.8 | 1x2 | 2600 |
| Radiomètre IR | 10.5-12.5 | 3x3 | 3100 |
| radiomètre 10 canaux | 9.65-18.7 | 35x35 | 400 |

Après quelques années d'absence, la Russie s'investit à nouveau dans ce secteur avec le lancement de Meteor-M1 le 17/09/2009 (héliosynchrone, altitude 820 km), puis Meteor-M2 (8/07/2014). Ils embarquent, comme systèmes imageurs, un capteur grand champ MSU-MR (assez proche de l'AVHRR/3) et un capteur moyenne résolution KMSS.

Meteor-M1 embarquait aussi un RSO BRLK (fauchée 600 km, résolution 500m à 1 km) destiné à l'étude de la couverture glaciaire.

100/173

| | 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 | " | | |





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



FIGURE 4.2 – Satellite européen météorologique METOP, ©ESA.

| | | | période | inclinaison | Cycle | Nœud ascendant |
|-----------|------------|--------|---------|-------------|-------|----------------|
| Meteor-M1 | 17/09/2009 | 832 km | 101.3' | 98.85° | | 12h00 |
| Meteor-M2 | 8/07/2014 | 830 km | 101.4' | 98.6° | | 9h30 |

Le lancement de Meteor-M2 est prévu pour 2010. Un Meteor-M3 est aussi programmé.

http://planet.iitp.ru/english/spacecraft/meteor-m-n1_eng.htm

4.1.7 Le capteur POLDER

Le capteur POLDER : POLarization and Directionality of the Earth's Reflectance, est un exemple intéressant d'utilisation d'un radiomètre imageur grand champ. Il mesure les caractéristiques directionnelles et la polarisation de la lumière réfléchie par l'ensemble Terre/atmosphère, afin d'améliorer notre connaissance des propriétés radiatives et microphysiques des nuages et des aérosols.

Le capteur POLDER sur les satellites ADEOS-1 et ADEOS-2)

La première génération POLDER a été embarquée sur le satellite japonais ADEOS (ADvanced Earth Observation Satellite) – voir paragraphe 4.3.8–, lancé le 17 aout 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





FIGURE 4.3 – Image METOP sur l'est de la Méditerranée, ©ESA. La projection cartographique est cylindrique : si la fauchée est identique le long de la trace, sa projection change vers les hautes latitudes.

à une fauchée de 2400 km : de ce fait, la résolution instrumentale est de 6 km x 7 km au nadir (et elle augmente avec l'incidence du fait de la courbure de la Terre).

Une séquence d'images est réalisée toutes les 20 s. Pendant ce temps, le satellite s'est déplacé de 140 km environ. Ainsi un point quelconque à la surface de la Terre reste dans le champ de POLDER pendant plusieurs séquences de prises de vue (jusqu'à 14).

Sur le plan des images, il faut noter les performances de recalage :

0,1 pixel pour les 3 bandes polarisées d'une même bande spectrale

0.1 pixel pour différentes bandes spectrales d'une même séquence

0.2 pixel en multidirectionnel

0.4 pixel en multitemporel

1 pixel en absolu.

Les 3 objectifs majeurs du programme POLDER sont l'étude des aérosols, qui est un thème important du programme Global Change, l'étude du bilan radiatif nuages et vapeur d'eau, et l'analyse de la couleur des océans (effet de la présence de phytoplancton).

Suite à la défaillance de la plateforme ADEOS en juillet 1997, l'expérience n'a malheureusement pas été menée à bien jusqu'au bout. Aussi le CNES et la NASDA avaient décidé de placer un POLDER sur le remplaçant d'ADEOS : ADEOS-2 lancé le 14 décembre 2002, mais qui n'a malheureuseument fonctionné que peu de temps lui aussi (défaillance le 25/10/2003).

Parasol

Deuxième microsatellite de la filière Myriade développée par le CNES, Parasol embarque à son bord un radiomètre imageur à grand champ Polder conçu grâce à la contribution du Laboratoire d'Optique Atmosphérique de Lille(CNRS-USTL).

Lancé le 18/12/2004 par Ariane 5 G+ depuis le port spatial européen de Kourou en Guyane, Parasol, dont la durée de vie nominale est de deux ans, est positionné par rapport aux satellites Aqua et Aura (NASA), Calipso (NASA/CNES, lancé le 28/04/2006) et Cloudsat (NASA, Agence spatiale canadienne, lancé le 28/04/2006) de façon à compléter la formation appelée "A-train"¹. Première mondiale, cet observatoire spatial exceptionnel, complété en 2008 par OCO (NASA), a offert simultanément toutes les techniques de mesures actuellement disponibles pour l'observation des nuages et des aérosols, depuis la radiométrie passive jusqu'au sondage actif par lidar et par radar.

http://smsc.cnes.fr/PARASOL/

^{1.} Le A-train sera complété par GCOM-W1 (JAXA, 17/05/2012), OCO-2 (Orbiting Carbon Observatory 2, NASA, 2/07/2014)

4.1.8 SPOT-Végétation

En sus du capteur HRVIR de résolution décamétrique (voir paragraphe 4.3.5), SPOT-4 et SPOT-5 embarquent le capteur "Végétation" qui a pour but de fournir une couverture journalière² 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°).

| 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 | |

Le programme végétation a actuellement une suite grâce au capteur Proba-V (voir 4.7.2).

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

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 aout 1997, pour lequel un montage original a été mis au point : les droits des données obtenues sur la mer appartiennent à la NASA tandis que Orbimage a l'exclusivité des données obtenues sur la Terre.

Le capteur dispose de 8 bandes :

^{2.} la couverture journalière est effective pour les latitudes au delà de $+35^{\circ}$ et -35° , tous les deux jours à l'équateur

| | 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 4.1.6), ces satellites dédiées à l'océanographie –en particulier sur la mer Arctique et en Antarctique– ont été lancés depuis Baïkonour. Leurs orbites (NPO) ont une altitude de 600 à 650 km, et une inclination de l'ordre de 82°.

| Kosmos 1500 | 28/09/1983 | Okean-OE | |
|-------------|------------|----------|------------------------------------------------------|
| Kosmos 1602 | 28/09/1984 | Okean-OE | |
| Kosmos 1766 | 28/07/1986 | Okean-O1 | |
| Kosmos 1869 | 16/07/1987 | Okean-O1 | |
| Okean 1 | 5/07/1988 | Okean-O1 | |
| Okean | 9/06/1989 | Okean-O1 | |
| Okean 2 | 28/02/1990 | Okean-O1 | |
| Okean 3 | 4/06/1991 | Okean-O1 | |
| Okean-01 n7 | 11/10/1994 | Okean-O1 | |
| Sich1 | 31/08/1995 | Okean-O1 | |
| Okean 0 | 17/07/1999 | Okean-O | SSO (altitude 650-670 km, inclination 98°), 2 RLS-BO |
| 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 (périgé : 280km, apogé : 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.

| 00 | CM |
|---------|---------|
| OCM1 | OCM2 |
| nm | 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 et LANDSAT-8 assure la relève depuis 2013.

| | lancement | Fin de la mission | Capteurs | Altitude | Cycle | orbites par jour | période | inclinaison |
|-----------|------------|-------------------|----------|----------|-------|------------------|---------|-------------|
| Landsat 1 | 23/07/72 | 6/01/78 | RVB, MSS | 917 | 18 | 13+17/18 | 103.8 | 99.1 |
| Landsat 2 | 22/01/75 | 27/07/83 | RVB, MSS | 917 | 18 | 13+17/18 | 103.8 | 99.1 |
| Landsat 3 | 5/03/78 | 7/09/83 | RVB, MSS | 917 | 18 | 13+17/18 | 103.8 | 99.1 |
| Landsat 4 | 16/07/82 | 08/1993 | MSS, TM | 705 | 16 | 14+9/16 | 98.9 | 98.2 |
| Landsat 5 | 1/03/84 | | MSS, TM | 705 | 16 | 14+9/16 | 98.9 | 98.2 |
| Landsat 6 | 5/10/93 | 5/10/93 | ETM | 705 | 16 | 14+9/16 | 98.9 | 98.2 |
| Landsat 7 | 15/04/99 | | ETM+ | 705 | 16 | 14+9/16 | 98.9 | 98.2 |
| Landsat-8 | 11/02/2013 | | | OLI | 16 | 14+9/16 | 98.9 | 98.2 |

Les satellites LANDSAT sont équipés de différents capteurs :

- Les caméras RBV ("Return Beam Vidicon"), qui prennent des clichés instantanés de grande taille (185km x 185 km) toutes les 25 secondes. Ces capteurs s'appliquent soit sur 3 bandes spectrales différentes, soit en panchromatique.
- les senseurs MSS ("MultiSpectral Scanner"), qui balayent la surface de la Terre selon 6 bandes simultanées d'environ 185 km de large, perpendiculairement à la trajectoire du satellite. La numérisation du signal se fait sur 6 ou 7 bits. 5 bandes spectrales ont été employées.
- le capteur TM ("Thematic Mapper") est une amélioration du MSS : il y a 16 bandes parallèles, de 30 m de large (système whiskbroom). 7 bandes spectrales sont disponibles.
- les capteurs ETM ("Enhanced Thematic Mapper") : ETM (Landsat 6) et ETM+ (Landsat 7) sont des évolutions du capteur TM. ETM+ (toujours fondé sur le whiskbroom pour des raisons budgétaires) permet d'obtenir des images panchromatiques. ("Thematic Mapper") est une amélioration du MSS :

| Instrument | Bande spectrale | Dimension du pixel | Dynamique | Satellite |
|------------------|-----------------|--------------------|-----------|-------------------|
| | μ m | m | | |
| 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 |
| ТМ | 0.45 - 0.52 | 30 x 30 | 8 | Landsat 4,5 |
| | 0.52 - 0.60 | 30 x 30 | 8 | Landsat 4,5 |
| | 0.63 - 0.69 | 30 x 30 | 8 | Landsat 4,5 |
| | 0.76 - 0.90 | 30 x 30 | 8 | Landsat 4,5 |
| | 1.55 - 1.75 | 30 x 30 | 8 | Landsat 4,5 |
| | 2.08 - 2.35 | 30 x 30 | 8 | Landsat 4,5 |
| | 10.4 - 12.5 | 120 x 120 | 8 | Landsat 4,5 |
| ETM+ | 0.45 - 0.515 | 30 x 30 | 8 | Landsat 7 |
| | 0.525 - 0.605 | 30 x 30 | 8 | Landsat 7 |
| | 0.630 - 0.690 | 30 x 30 | 8 | Landsat 7 |
| | 0.750 - 0.900 | 30 x 30 | 8 | Landsat 7 |
| | 1.55 - 1.75 | 30 x 30 | 8 | Landsat 7 |
| | 2.09 - 2.35 | 30 x 30 | 8 | Landsat 7 |
| | 10.40 - 12.50 | 60 x 60 | 8 | Landsat 7 |
| | 0.520 - 0.900 | 15 x 15 | 8 | Landsat 7 |



FIGURE 4.4 – Image Landsat TM sur la ville du Caire, ©ESA.

Le satellite LANDSAT-7 embarque un capteur ETM+ (Enhanced Thematic Mapper Plus) dont la bande IR thermique a une résolution améliorée (60m), et doté d'une bande panchromatique de résolution 15m. La capacité d'archivage à bord est de 375 Gb. Sa masse totale est de 2.2 tonnes.

LANDSAT-7 a été intégré au programme EO (Earth Orbiter, voir le paragraphe 4.3.2).

Le futur du programme Landsat avait été défini en 2003 sous l'appelation LDCM (Landsat Data Continuing Mission). Après quelques ultimes péripéties (initialement, le nouveau capteur devait être lancé et exploité dans le cadre d'un partenariat public-privé) et négociations entre la NASA et l'USGS, Landsat-8 a été lancé le 11/02/2013 et embarque le capteur OLI (qui est enfin un pushbroom) et un capteur IRT (TIRS). http://ldcm.nasa.gov

| Instrument | Nom bande | Bande spectrale | Dimension du pixel | Dynamique | Satellite |
|------------|------------|-----------------|--------------------|-----------|----------------|
| | | μ m | m | | |
| OLI | 1 : CA | 0.434 - 0.451 | 30 x 30 | 8 | LDCM/Landsat-8 |
| | 2 : Blue | 0.452 - 512 | 30 x 30 | 8 | LDCM/Landsat-8 |
| | 3 : Green | 0.533 - 0.590 | 30 x 30 | 8 | LDCM/Landsat-8 |
| | 4 : Red | 0.636 - 0.673 | 30 x 30 | 8 | LDCM/Landsat-8 |
| | 5 : NIR | 0.851 - 0.879 | 30 x 30 | 8 | LDCM/Landsat-8 |
| | 6 : SWIR-1 | 1.566 - 1.651 | 30 x 30 | 8 | LDCM/Landsat-8 |
| | 7 : SWIR-2 | 2.107 - 2.294 | 30 x 30 | 8 | LDCM/Landsat-8 |
| | 8 : Pan | 0.503 - 0.676 | 15 x 15 | 8 | LDCM/Landsat-8 |
| | 9 : Cirrus | 1.363 - 1.384 | 30 x 30 | 8 | LDCM/Landsat-8 |
| TIRS | 10 | 10.6 - 11.2 | 100 x 100 | 8 | LDCM/Landsat-8 |
| | 11 | 11.5 - 12.5 | 100 x 100 | 8 | LDCM/Landsat-8 |

Site WEB : http://geo.arc.nasa.gov/sge/landsat/landsat.html http://landsat.gsfc.nasa.gov/?page_id=5377

4.3.2 Le programme NMP

Suite aux travaux menés sur les données LANDSAT, le programe 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 cout des systèmes Landsat. Ce satellite a été lancé le 21 novembre 2000 (425 kg, 705 km, héliosynchrone, 1 minute derrière LANDSAT 7); il est équipé du capteur ALI (Advanced Land Imager) dont les performances sont les suivantes :

| 0.433 - 0.453 | 30 x 30 | |
|---------------|---------|----------------------------|
| 0.450 - 0.510 | 30 x 30 | |
| 0.525 - 0.605 | 30 x 30 | |
| 0.630 - 0.690 | 30 x 30 | |
| 0.775 - 0.805 | 30 x 30 | |
| 0.845 - 0.890 | 30 x 30 | |
| 1.20 - 1.30 | 30 x 30 | |
| 1.55 - 1.75 | 30 x 30 | |
| 2.08 - 2.35 | 30 x 30 | |
| 0.480 - 0.680 | 10 x 10 | panchromatique |
| .400 - 2.5 | 30 x 30 | hyperspectral : 242 bandes |

Il ne permet pas une couverture aussi exhaustive de la planète que les LANDSAT (seulement 16 images par jour en mode Panchro). La durée de vie d'un tel satellite devait être d'environ 1 an.

Le capteur hyperspectral Hyperion (voir paragraphe 4.5.2) a une fauchée limitée (256 pixels, soit environ 7,5 km), et semble n'avoir en pratique que 198 canaux utilisables.

Site WEB : http://eo1.gsfc.nasa.gov (comparaison avec Landsat : http://geo.arc.nasa.gov/sge/landsat/l7eo1.html)

EO2 devait tester le concept de SPARCLE (SPAce Readiness Coherent Lidar Experiment) pour la mesure des vents.

Le projet EO3 devait tester de nouvelles techniques pour les satellites météorologiques géostationnaires

http://nmp.nasa.gov

4.3.3 NASA's Earth Observing Systems

Pour faire suite au programme Landsat, la NASA a lancé un programme de grande envergure sur l'observation de la Terre : NASA's Earth Observing Systems, avec comme objectif de collecter des données sur 15 ans. La motivation de ce programme prend naissance dans le programme "Global Change" qui vise à apporter des réponses sur les grands changements climatiques de la planète. Ont ainsi été programmés le lancement de divers satellites : Terra (ex EOS-AM), Aqua (ex EOS-PM), Aura (ex EOS-CHEM), ICESat, Jason (successeur de TOPEX-Poseidon,


pour mesurer la surface des océans, en collaboration avec le CNES), SAGE III (Stratospheric Aerosol and Gas Experiment III, instrument placé sur une plateforme Meteor 3M lancée le 10/12/2001), Notons que ce programme intègre aussi les capteurs Landsat (paragraphe 4.3.1) et SeaWifs (paragraphe 4.2.2).

- Terra (ex EOS-AM), lancé le 18 décembre 1999, est un satellite de près de 5 tonnes et est doté de 5 instruments, dont
 - le MODIS (Moderate-resolution Imaging Spectroradiometer) qui image sur 36 bandes (entre 0.4 μ m et 14,4 μ m) des fauchées de 2330 km avec une résolution variant de 250m à 1Km au nadir. Il a un demi-angle d'ouverture de 55°.

| 1 | 620 - 670 | 13 | 662 - 672 | 25 | 4.482 - 4.549 |
|----|-------------|----|---------------|----|-----------------|
| 2 | 841 - 876 | 14 | 673 - 683 | 26 | 1.360 - 1.390 |
| 3 | 459 - 479 | 15 | 743 - 753 | 27 | 6.535 - 6.895 |
| 4 | 545 - 565 | 16 | 862 - 877 | 28 | 7.175 - 7.475 |
| 5 | 1230 - 1250 | 17 | 890 - 920 | 29 | 8.400 - 8.700 |
| 6 | 1628 - 1652 | 18 | 931 - 941 | 30 | 9.580 - 9.880 |
| 7 | 2105 - 2155 | 19 | 915 - 965 | 31 | 10.780 - 11.280 |
| 8 | 405 - 420 | 20 | 3.660 - 3.840 | 32 | 11.770 - 12.270 |
| 9 | 438 - 448 | 21 | 3.929 - 3.989 | 33 | 13.185 - 13.485 |
| 10 | 483 - 493 | 22 | 3.929 - 3.989 | 34 | 13.485 - 13.785 |
| 11 | 526 - 536 | 23 | 4.020 - 4.080 | 35 | 13.785 - 14.085 |
| 12 | 546 - 556 | 24 | 4.433 - 4.498 | 36 | 14.085 - 14.385 |

Ce capteur permet une couverture journalière de la Terre.

— ASTER (Advanced Sapceborne 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). Sa capacité (VNIR) à viser à la fois au nadir et en arrière a permis la réalisation du MNE "ASTER" diffusé gratuitement sur le net (projet Japonais-américain).

| VNIR | | | | | | |
|------|---------|---------|-----------|------|----------|-----|
| Baı | nde | | (µm) | | Résolut | ion |
| 1 | | | 0.52-0.60 | | 15 m | |
| 2 | 2 | | | .69 | 15 m | |
| 3 N | ladir | | 0.76-0 | .86 | 15 m | |
| 3 B | ackward | (27.6°) | 0.76-0 | .86 | 15 m | |
| | | S | WIR | | | |
| | Bande | (µm) | | Rés | solution | |
| | 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) | | Rés | solution | |
| | 10 | 8.125 - | 8.475 | 90 | m | |
| | 11 | 8.475 - | 8.825 | 90 | m | |
| | 12 | 8.925 - | 9.275 | 90 | m | |
| | 13 | 10.25 - | 10.95 | 90 | m | |
| | 14 | 10.95 - | 11.65 | 90 | m | |
| | | | | | | |

Il est placé en orbite héliosynchrone (705 km, cycle de 16 jours), le nœud descendant étant fixé à 10 :30 am (heure à laquelle statistiquement il y a la couverture nuageuse minimale sur les terres émergées.

- Aqua (ex EOS-PM) (lancé le 4 mai 2002) est placé sur une orbite identique, mais son nœud ascendant est à 1 :30 pm. Il est doté de 6 instruments, dont le MODIS.
- ICESat (lancé le 13 janvier 2003), a une orbite (LEO) d'altitude 600 km et d'inclinaison 94 ° (il n'est donc pas héliosynchrone). Il n'est doté que d'un seul instrument : l'altimètre GLAS ("Geoscience Laser Altimeter System", LIDAR doté de 2 longueurs d'onde : 532 et 1064 nm, échantillonnant la surface par des "spots" de 70m tous les 175 mètres.

http://icesat.gsfc.nasa.gov

 Aura a été lancé le 15/07/2004 et est principalement dédié à l'analyse chimique de notre atmosphère. Il possède 4 intruments, principalement dédiés à l'ozone. http://aura.gsfc.nasa.gov/

| | | | période | inclinaison | Cycle | | Nœud |
|--------|----------------------|--------|---------|-------------|-------|-----------|--------------|
| Terra | 18/12/1999 | 705 km | 98,9' | 98.8° | 16 | 14 +19/16 | Desc : 10h30 |
| Acqua | 4/05/2002 | 705 km | 98,9' | 98.8° | 16 | 14 +19/16 | Asc : 13h30 |
| Icesat | 12/01/2003 (02/2010) | 600 km | 96.6' | 94.0° | | | |
| Aura | 15/07/2004 | 705 km | 98,9' | 98.8° | 16 | 14 +19/16 | Asc : 13h45 |

Les prochains lancements prévus sont :

— Icesat-2 en 2018, qui embarquera le lidar ATLAS (Advanced Topographic Laser Altimeter System).

Aqua et Aura ont été les deux premières composantes du A-train (voir 4.1.7). site WEB : http ://terra.nasa.gov/, http ://eospso.gsfc.nasa.gov/, http ://eos-pm.gsfc.nasa.gov/

4.3.4 Le programme RESURS-O

L'URSS, puis la Russie, se sont intéressés à la surveillance des ressources de la Terre par le biais du programme RESURS-O1, avec des satellites placés sur des orbites entre 500 km et 800 km d'altitude.

| Kosmos 1689 | 3/10/1985 | Resurs-O1 | |
|--------------|------------|-----------|---------------|
| Kosmos 1939 | 20/04/1988 | | |
| Resurs-O1 N3 | 4/11/1994 | Resurs-O1 | MSU-SK, MSU-E |
| Resurs-O1 N4 | 10/07/1998 | Resurs-O1 | MSU-SK, MSU-E |

Les images produites par le capteur MSU-SK se placent entre les produits Landsat et les images AVHRR.

| MSU-SK | | | | | |
|-------------|-------------|--|--|--|--|
| 0.5 - 0.6 | 150m x 250m | | | | |
| 0.6 - 0.7 | 150m x 250m | | | | |
| 0.7 - 0.8 | 150m x 250m | | | | |
| 0.8 - 1.1 | 150m x 250m | | | | |
| 10.4 - 12.6 | 600 m | | | | |

la fauchée est de 600 km. Les données sont commercialisées par Eurimage.

Le capteur MSU-E a 3 bandes spectrales et une résolution de 35m x 45 m. La fauchée est de 45 km. Les données ne sont pas commercialisées.

Resurs-O1 N4 était doté d'un MSU-SK et d'un MSU-E amélioré (résolution 30 m).

4.3.5 Les satellites européens SPOT 1 à 7

SPOT, Satellite Pour l'Observation de la Terre, est historiquement un système européen associant trois pays d'Europe : la France, la Belgique et la Suède. 5 satellites ont ainsi été lancés dans ce contexte et sur la même orbite.

Pour assurer la continuité des données, EADS a récemment lancé les SPOT-6 et SPOT-7 : cependant l'orbite choisie est celle des capteurs submétriques Pléiades, afin d'assurer une meilleure couverture temporelle aux deux Pléiades actuels.

| Farr | Famille SPOT-1 à SPOT-5 | | | | | | | |
|--------------------------|-------------------------|------------|--|--|--|--|--|--|
| SPOT 1 | 22/2/1986 | 28/11/2003 | | | | | | |
| SPOT 2 | 22/1/1990 | 29/07/2009 | | | | | | |
| SPOT 3 | 26/9/1993 | 14/11/1996 | | | | | | |
| SPOT 4 | 24/03/1998 | | | | | | | |
| SPOT 5 | 4/05/2002 | | | | | | | |
| Famille SPOT-6 et SPOT-7 | | | | | | | | |
| SPOT 6 | 9/09/2012 | | | | | | | |
| SPOT 7 | 30/06/2014 | | | | | | | |

Pour pallier à la défaillance de SPOT 3, SPOT 1, mis en hybernation 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 :

| SPO | Т |
|-------------------|---------------------|
| 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 précèdait 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 téléscope (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 | | | | | |
| Р | 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 | | | | |
| Р | 0.51-0.73 | 10 m x 10 m | | | | |
| B1 | 0.50-0.59 | 20 m x 20 m | | | | |
| B2 | 0.61-0.68 | 20 m x 20 m | | | | |
| B3 | 0.78-0.89 | 20 m x 20 m | | | | |
| MIR | 1.58-1.75 | 20 m x 20 m | | | | |

Les acquisitions se font avec un angle de visée compris entre -27° et 27°, ceci permettant l'acquisition de données stéréoscopiques (voir figure 4.5). La technique employée (push-broom) garantit de très bonnes caractéristiques géométriques.

Deux enregistreurs de bord (disque) permettent d'acquérir 2x22 minutes de données (2x40 minutes pour SPOT4, soit 2x500 images), par exemple en vue de l'acquisition de données lors de survol de zones hors de vue des stations au sol. SPOT 4 est aussi doté d'une mémoire statique de masse de 9 Gbits, implantée à titre probatoire et correspondant à 3 minutes de données.

Rappelons aussi que SPOT-4 est doté d'un instrument grand champ : le capteur Végétation (voir 4.1.8). Site

WEB : http ://www.spotimage.fr, http ://spot4.cnes.fr Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



FIGURE 4.5 – A gauche : système HRV des Spot 1 à 5. Les deux capteurs prennent une fauchée de 60 km chacune, pouvant être dépointée latéralement jusqu'à 27°. A droite : système HRS de Spot5. Les deux capteurs sont dépointés longitudinalement de 20°, ce qui permet d'acquérir une zone commune jusqu'à 600 km de long. ©CNES

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 | | | | | |
| | | | 2x12000 | | | | | |
| Р | 0.49-0.69 | 5 m x 5 m | | | | | | |
| Р | 0.49-0.69 | 2,5 m x 2,5 m | | | | | | |
| | | | 3x6000 | | | | | |
| B1 | 0.50-0.59 | 10 m x 10 m | | | | | | |
| B2 | 0.61-0.68 | 10 m x 10 m | | | | | | |
| B3 | 0.79-0.89 | 10 m x 10 m | | | | | | |
| | | | 3000 | | | | | |
| MIR | 1.58-1.75 | 20 m x 20 m | | | | | | |

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'échamtillonnage, 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 4.5). La taille du pixel au sol est de 10mx5m (temps d'intégration de 0.752 ms), et les images sont obtenues sur la même bande panchromatique (0.49-0.69µm) 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 | | | | | | | |
| át. | ation identique à celui de SPOTA (voir $4.1.8$) | | | | | | | |

— un capteur Végétation identique à celui de SPOT4 (voir 4.1.8).

L'archivage à bord est effectué à l'aide d'une mémoire de 90 Gbits (environ 550 images) qui remplace l'enregistreur. L'orbite est connue à 5m (rms) près grâce au système de localisation Doris. La performance en localisation des images est de 50m.

SPOT-6 et SPOT-7

Pour assurer la continuité des données SPOT, EADS a ùis sur la même orbite que les deux Pléiades (voir 4.4.3) deux capteurs optiques de fauchée identique aux précédents SPOT (60 km). La résolution est de 1,5m en



panchromatique et de 3m en multispectral. L'agilité nominale est un cône de 30°, mais est prévue pour aller jusu'à un cône de 45°.

| | | | période | inclinaison | Cycle | | Nœud descendant |
|--------|------------|--------|---------|-------------|-------|-----------|-----------------|
| SPOT 6 | 9/09/2012 | 695 km | 98,78' | 98.15° | 26 | 14 +15/26 | 10h00 |
| SPOT 7 | 30/06/2014 | 695 km | 98,78' | 98.15° | 26 | 14 +15/26 | 10h00 |

Le premier lancement (SPOT 6) a eu lieu le 9 septembre 2012, le second (SPOT 7) le 30 juin 2014.

Les orbites des SPOT-6 et SPOT-7 sont identiques à celles des Pléiades. Les deux satellits sont phasés à 180° entre eux, et à 90° par rapport aux Pléiades (voir paragraphe 4.4.3)..

Les capteurs sont de la famille NAOMI (New AstroSat Optical Modular Instrument)³.

| | SPOT 6 et 7 | |
|----------------|--------------|------------|
| | | résolution |
| Multispectral | | |
| 1 | 455 - 525 nm | 6 m |
| 2 | 530 - 590 nm | 6 m |
| 3 | 625 - 695 nm | 6 m |
| 4 | 760 - 890 nm | 6 m |
| Panchromatique | | |
| 5 | 455 - 745 nm | 1.5 m |

Les données sont aussi fournies en "Pan-sharpened" (1.5 m). Les acquisitions en tri-stéréo font partie des fournitures de base.

http://www.astrium-geo.com/en/147-spot-6-7

4.3.6 Les satellites européens Sentinel-2 et Sentinel-3

Dans le cadre du programme Copernicus⁴, l'ESA et la communauté européenne se sont donnés pour objectif de doter l'Europe d'outils de télédétection pour la surveillance et l'environnement : c'est le projet Sentinel.

Une de ses composantes est une paire de satellites RSO : les Sentinel-1 (voir la section 5.6) visant à assurer une continuité d'acquisition avec les satellites ERS et Envisat.

Pour la composante optique d'observation de la Terre, l'objectif de Sentinel-2 (est d'assurer la continuité des capacités européennes d'observation optique de la Terre (SPOT 1 à 5). L'instrument génére des images optiques dans 13 bandes spectrales de la gamme du visible et de l'infrarouge proche, à raison d'une résolution décamétrique et de fauchées de 290 km de large. Deux satellites permettront alors de couvrir la Terre avec un temps de couverture de 5 jours.

| | | | période | inclinaison | Cycle | | Nœud descendant |
|-------------|------------|--------|---------|-------------|-------|----------|-----------------|
| Sentinel 2A | 23/06/2015 | 786 km | 100,7' | 98.62° | 10 | 14 +3/10 | 10h30 |
| Sentinel 2B | 7/03/2017 | 786 km | 100,7' | 98.62° | 10 | 14 +3/10 | 10h30 |

L'instrument embarqué sur les Sentinel-2 est le MSI (MultiSpectral Instrument).

|] | Résolution 10m | | | | | |
|---|----------------|---------|--|--|--|--|
| | centre | largeur | | | | |
| | nm | | | | | |
| 2 | 490 | 65 | | | | |
| 3 | 560 | 35 | | | | |
| 4 | 665 | 30 | | | | |
| 8 | 842 | 115 | | | | |
| | | | | | | |

| F | | | |
|----|--------|---------|--|
| | centre | largeur | |
| | nm | nm | |
| 5 | 705 | 15 | |
| 6 | 740 | 15 | |
| 7 | 783 | 20 | |
| ßb | 865 | 20 | |
| 11 | 1610 | 90 | |
| 12 | 2190 | 180 | |

| Résolution 60m | | | | |
|----------------|--------|---------|--|--|
| | centre | largeur | | |
| | nm | nm | | |
| 1 | 443 | 20 | | |
| 9 | 945 | 20 | | |
| 10 | 1375 | 30 | | |
| | | | | |

Pour la surveillance des cotes et des océans, Sentinel-3 (lancé le 16/02/2016, altitude 814 km) a été conçu pour générer des données de radiométrie infrarouge, c'est-à-dire une lecture des températures de haute précision (capteur SLSTR –Sea and Land Surface Temperature Radiometer– qui est une version améliorée du capteur AATSR

3. Ce type de capteur est aussi embarqué sur Alsat-2, VNREDSat et SSOT.

4. ex GMES Global Monitoring for Environment and Security

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

Cadre privé } sans modifications





d'Envisat), des données altimétriques par radar (calcul de l'altitude, capteur SRAL –Sar Radar Altimeter–), ainsi que des images multi-spectrales d'une résolution de 500 à 1000 m (capteur OLCI –Ocean and Land Color Instrument–, qui est une version améliorée du capteur MERIS d'Envisat).

Les Sentinel 4 et 5 seront dédiés à l'analyse de l'atmosphère. Sentinel-5P a été lancé le 13/10/2017.

4.3.7 Le programme indien IRS

L'ISRO (Indian Space Research Organisation) est depuis 1988 un spécialiste de satellites dédiés à l'observation de la Terre en mettant en orbite ses IRS (*Indian Remote Sensing satellites*), d'abors avec l'aide de l'URSS (IRS-1A et IRS-1B), puis avec les alceurs indiens PSLV.

Ce sont des satellites de type héliosynchrone. Principalement consacrés à l'Inde, les premiers IRS n'étaient opérationnels qu'en vue de la sation au sol de Shadnagar (près d'Hyderabad) car ils ne disposaient pas d'enregistreur de bord. Une station américaine à Norman (Oklahoma) pouvait aussi recevoir les données lors du survol de ces satellites. IRS-1C a été le premier à disposer d'un enregistreur de bord permettant d'archiver 24 minutes de données.

| IRS 1A | 17/3/1988 | 1994 | 904 km | 99.49 | 22 | 13+21/22 | 10h26 | LISS I et LISS II |
|----------------------|------------|-------|------------|-------|----|----------|-------|----------------------|
| IRS 1B | 29/8/1991 | | 904 km | 99.49 | 22 | 13+21/22 | 10h26 | LISS I et LISS II |
| IRS 1C | 26/12/1995 | | 817 km | 98.69 | 24 | 14+5/24 | 10h30 | PAN, LIS III, WIFS |
| IRS 1D | 23/09/1997 | | | | | | | PAN, LIS III, WIFS |
| IRS P6 Resourcesat-1 | 17/10/03 | | 813-836 km | 98.8 | 24 | 14+5/24 | | LISS III et IV, WIFS |
| IRS P1 | 20/9/1993 | échec | | | | | | LIS II |
| IRS P2 | 16/10/1994 | | 817 km | 98.69 | 24 | 14+5/24 | 10h30 | LIS II |
| IRS P3 | 21/03/1996 | | 817 km | 98.69 | 24 | 14+5/24 | 10h30 | WIFS, MOS |
| Resourcesat-2 | 21/04/2011 | | | | | | | |
| Resourcesat-2A | 7/12/2016 | | | | | | | |

L'heure est celle du nœud descendant.

La couverture globale des deux satellites IRS-1A et IRS-1B (22 jours chacun) est en fait de 11 jours. IRS-1D a subi quelques problèmes au lancement et n'a semble-t-il pas atteint sa trajectoire initiale prévue.

Les différents capteurs ont les propriétés suivantes :

- LISS I (Linear Imaging Self Scanning System) est un senseur multispectral optique (matrice CCD) de résolution 72 m (focale 162.2 mm). Les données sont acquises dans 4 bandes spectrales. Les images couvrent une superficie de 148 km x 148 km.
- LISS II (Linear Imaging Self Scanning System) est un senseur multispectral optique (matrice CCD) de résolution 36.25 m (focale de 324.4 mm). Les données sont acquises dans 4 bandes spectrales. Les images couvrent une superficie de 74 km x 74 km.
- LISS III (Linear Imaging Self Scanning System) est un senseur multispectral optique (matrice CCD). Les données sont acquises dans 4 bandes spectrales. La résolution est de 23.5 m (70.5 m en proche IR).
- LISS IV (Linear Imaging Self Scanning System) propose 3 bandes à une résolution de 6m.
- PAN est une caméra panchromatique (CCD push-broom) de résolution 5.8 m, 6 bits, dans une bande spectrale comprise entre 0.50 et 0.75 μ m. L'angle de visée varie entre 0° et 26°
- WIFS (WIde Field Sensor) a une résolution de 188 m, 3 bandes spectrales (0.62-0.68 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 1.01μ m), permettant de construire des images de résolution 500m sur une fauchée de 200 km. Un capteur similaire a été embarqué sur le module PRIRODA (voir le paragraphe 4.10.1)

| | LISS I | - | LISS II | | |
|-------|-----------|-------------|---------|-----------|-------------|
| Bande | (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 |

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

Cadre privé } sans modifications

Woir page 173



| | LISS III | | | | | |
|-----------------------|-----------|-----------------|---------|-----------|-------------|--|
| Danda (um) Désolution | | | LISS IV | | | |
| Danue | (µIII) | Resolution | Bande | (μm) | Résolution | |
| 1 | 0.45-0.52 | 23.5 m x 23.5 m | 1 | 0.52.0.50 | 6 m x 6 m | |
| 2 | 0.52-0.59 | 23.5 m x 23.5 m | 1 | 0.52-0.59 | | |
| 3 | 0.62-0.68 | 23.5 m x 23.5 m | 2 | 0.62-0.68 | 6 m x 6 m | |
| 1 | 0.02 0.00 | 23.5 m x 25.5 m | 3 | 0.77-0.86 | 6 m x 6 m | |
| 4 | 0.//-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 | | 1.55 1.70 | 0 11 X 0 11 | |

L'Inde a aussi mis en orbite des satellites THR de résolution submétrique pour des applications cartographiques : Cartosat-1 et Cartosat-2 (voir 4.4.7).

Sites WEB : http ://www.isro.org/

http://www.spaceimage.com/home/overview/constell.html http://www.ba.dlr.de/NE-WS/ws5/irs-p3.html

4.3.8 Les programmes japonais

Depuis 2003, la JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) a pour mission le développement et le lancement de satellites civils et militaires. Cette agence a entre autres intégré les activités de la NASDA (NAtional Space Development Agency).

MOS

Le programme MOS (Marine Observation Satellite) est la première mission d'observation de la Terre de la NASDA (NAtional Space Development Agency).

| | | altitude | inclinaison | cycle | |
|--------|-----------|--------------|-------------|-------|----------|
| MOS-1 | 19/2/1987 | 908 km | 99.1 | 17 | 13+16/17 |
| MOS-1b | 7/2/1990 | 909 - 940 km | 99. | 17 | 13+16/17 |

Les capteurs imageurs disponibles sont :

- MESSR (Multispectral Electronic Self Scanning Radiometer), de résolution spatiale 50 m, doté de 4 bandes spectrales (0.51 0.59 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

JERS

Programme commun à la NASDA et au MITI (Ministry of International Trade and Industry), JERS (Japanese Earth Resources Satellite), appelé aussi Fuyo-1, a été le premier satellite doté de différentes fonctionnalités (optique et radar). Le capteur radar sera analysé au paragraphe 5.1.3.

| | Début mission | fin mission | altitude | inclinaison | cycle | |
|--------|---------------|-------------|----------|-------------|-------|------------|
| JERS-1 | 02/1992 | 11/10/98 | 568 km | 97.7 | 44 | 14 + 43/44 |

Le capteur optique OPS (Optical Sensor) disposait de 7 bandes spectrales :

| | OPS | | | | | |
|-------|-------------|------------|-----------------------------------------------------------|--|--|--|
| Bande | (µm) | Résolution | | | | |
| 1 | 0.52 - 0.60 | 18m x 24m | | | | |
| 2 | 0.63 – 0.69 | 18m x 24m | | | | |
| 3 | 0.76 - 0.86 | 18m x 24m | | | | |
| 4 | 0.76 - 0.86 | 18m x 24m | visée en avant de 15.3° par rapport à la direction du vol | | | |
| 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 4.1.7), était doté du capteur **AVNIR** (Advanced Visible and Near-Infrared Radiometer). Ce capteur peut observer selon une direction pouvant varier de +-40° le long de la trace⁵. 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 disfonctionnement électrique a interrompu l'expérience depuis le 30 juin 1997. Site WEB : http ://www.eorc.nasda.go.jp/ADEOS/index.html

| | Début mission | fin mission | | | cycle | | période |
|---------|---------------|-------------|--------|-------|-------|----------|---------|
| ADEOS-1 | 17/08/1996 | 30/06/1997 | 797 km | 98.7 | 41 | 14+11/41 | 98.61 |
| ADEOS-2 | 14/12/2002 | 25/10/2003 | 804 km | 98.64 | 4 | 14 + 1/4 | 98.64 |

ADEOS-2 a été lancé le 14 décembre 2002. Il embarquait seulement le capteur POLDER et le GLI (36 canaux, 250 m de résolution), ainsi qu'un sondeur AMSR (Advenced Microwave Scanning Radiometer), un spectromètre (ILAS) et SeaWinds (mesure radar de la vitesse du vent sur la mer). Quant au capteur AVNIR, qui équipait ADEOS-1, son emport était prévu sur ALOS. Malheureusement, tout contact a a été perdu avec ce satellite le 25 octobre 2003.

ALOS

AVNIR-2 est embarqué sur ALOS, satellite lancé le 24 janvier 2006 . Il est aussi doté d'un RSO en bande L : PALSAR (voir paragraphe 5.3.1), et est donc à ce titre le successeur de JERS.

Site WEB :http ://www.eorc.nasda.go.jp/ALOS/

| | mep 1// II II III eeren | nusua.ge.jp/in | 100/ | | | | |
|--------|-------------------------|----------------|--------|------|-------|----------|-----------------|
| | Début mission | fin mission | | | cycle | | nœud descendant |
| ALOS | 24/01/2006 | 12/05/2011 | 692 km | 98.2 | 46 | 14+27/46 | 10:30 |
| ALOS-2 | 24/05/2014 | | 638 km | 97.9 | 14 | | 10:30 |

Le futur d'ALOS-1 passera par le lancement de deux satellites : ALOS-2 spécifiquement radar (lancement effectué le 24 mai 2014) et Alos-3, spécifiquement optique (lancement prévu en 2020). Alos-3 sera doté de trois modalité :

— un capteur panchromatique de résolution 80cm et de dynamique 11 bits (contre 8 bits sur AVNIR-2),

— un capteur multispectral 5m, 50 km swath, $^+_{-}60^{\circ}$ incidence angle, 4 bandes (visible, PIR)

— un capteur hyperspectral : 30m, 30km swath, 185 bandes (0.4 à 2.5μ m)

4.3.9 Le programme Sino-brésilien CBERS (Ziyuan 0I)

Ce programme, fruit d'une collaboration entre le Brésil et la Chine, et ayant pour vocation la télédétection, s'est concrétisé par la programmation du lancement de trois satellites héliosynchrones :

| CBERS-1 (Ziyuan I-01) | 14/10/1999 | 778 km | 98,504° | 100.26' | 26 jours |
|-------------------------|------------|--------|---------|---------|----------|
| CBERS-2 (Ziyuan I-02) | 21/10/2003 | " | ,, | ,, | " |
| CBERS-2B (Ziyuan I-02b) | 19/09/2007 | " | " | ,, | " |

5. Cela permet localement les mêmes modalités que SPOT5-HRG avec un capteur unique

CBERS-1 et les CBERS-2 ont été mis en orbite par une fusée chinoise Longue Marche 4B depuis le pas de tir de Tayuan.

CBERS-1 et CBERS-2 sont dotés de 3 capteurs : CCD, IR-MSS (tous deux de fauchée 120 km) et WFI (fauchée de 890 km).

CBERS-2B est doté du capteur CCD, WFI et d'une camera HRC de 2,5 m de résolution.

| CCD | | IR-MSS | | | | | | | |
|-------|-------------|------------|-----------------------|-----------|------------|---------------------------|-----------|------------|--|
| Bande | (µm) | Résolution | Danda (um) Dácolution | | | Banda (um) Dásolution WEI | | | |
| 1 | 0.51 - 0.73 | 20m | Danue | (µIII) | Resolution | | VV 1 1 | | |
| 1 | 0.51-0.75 | 20111 | 1 | 0 5-1 10 | 80 m | Bande | (μm) | Résolution | |
| 2 | 0.45-0.52 | 20m | 1 | 0.5 1.10 | 00 111 | Dunae | (mili) | resolution | |
| - | 0.70 0.70 | 20111 | 2 | 1.5-1.75 | 80 m | 1 | 0.63-0.69 | 260 m | |
| 3 | 0.52-0.59 | 20m | 2 | 2 00 2 25 | 00 | ^ | 07000 | 2(0 | |
| 4 | 0 62 0 60 | 20 | 3 | 2.08-2.35 | 80 m | 2 | 0.76-0.90 | 260 m | |
| 4 | 0.03-0.09 | 20m | 4 | 10 / 12 5 | 160 m | • | | | |
| 5 | 0 77 0 80 | 20m | 4 | 10.4-12.3 | 100 III | | | | |
| 5 | 0.77 - 0.09 | 20111 | | | | | | | |

CBERS3 (Ziyuan I-03) et CBERS4 (Ziyuan I-04) ont été conçus avec une résolution de 3 mètres. Le lancement de CBERS-3 (9/12/2013) a été un échec. Celui de CBERS-4 a été réussi le 7/12/2014.

Sites WEB :

http://www.cbers.inpe.br/

4.3.10 Les programmes chinois

Shiyuan

Shiyuan-1 (appelé aussi Tansuo-1) a été le premier satellite de télédétection civil numérique lancé par la Chine(18/04/2004). Suivirent ensuite :

- Shiyuan 2 (18/11/2004),
- Shiyuan-3 (15/11/2008),
- Shiyuan-4 (20/11/2011),
- Shiyuan-5 (25/11/2013).

Ils ont des capacités stéréoscopiques leur permettant de reconstruire le relief.

Huan Jing

La Chine a lancé le 6 septembre 2008 deux satellites optiques de télédétection (résolution de 30m à 100m) Huan Jing 1A et Huan Jing 1B, dédiés à la surveillance de l'environnement (Huan Jing signifiant justement environnement). L'orbite est héliosynchrone (altitude 650 km). Cette mini constellation est complétée par une composante radar Huan Jing 1C (lancé le 18 novembre 2012).

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

GaoFen : GF1

- GF-1 est un satellite optique de résolution 2m (en panchromatique), 8m (en multispectral) et 16 m (grande ouverture, multispectral). Il a été lancé le 26 avril 2013.
- GF-2, lancé le 19 aout 2014, a une résolution submétrique en panchromatique (0.80 m), et de 3.2 m en multispectral (4 canaux)
- GF-3, lancé le 9 août 2016

Une composante radar (GF-3) a été lancée le 10/08/2016 (voir paragraphe 5.3.8).

Tianhui

La Chine a lancé le 22 septembre 2010 le satellite Tianhui-1 (en anglais : Mapping Satellite 1) destiné à des missions de cartographie a priori militaires. L'altitude est de 500 km.

Tianhui-1B a été lancé le 6 mai 2012.

Le satellite TH1 est doté de deux cameras CCD (5 m de résolution), visée verticale et à 25°, fauchée de 60 km. Il y a aussi un système multispectral de résolution 10 m $(0.43\mu-0.52\mu, 0.52\mu-0.61\mu, 0.61\mu-0.69\mu, and 0.76\mu-0.90\mu)$.

Ziyuan

Les capteurs Ziyuan I sont les CBERS, décrits au paragraphe 4.3.9.

Le capteur ZY-3 est dédié à la cartographie. C'est le premier satellite civil chinois de cartographie terrestre à très haute définition. Il a été lancé le 9 janvier 2012. Il est doté de trois caméras (nadir, avant, arrière) de Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



résolution respectivement de 2.5m, 4.0m and 4.0m. La résolution du capteur mumilispectral est de 8m. L'orbite est héliosynchrone, inclinée à 97.421° et de 59 jours de cycle. Il est destiné à la cartographie, à l'étude des ressources terrestres et à la prévention des catastrophes naturelles.

Le second de la série a été lancé le 30 mai 2016.

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

4.3.11 RapidEye

Ce projet, qui associe le DLR (l'agence spatiale allemande : *Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt*) et VH (*Vereinigte Hagelversicherung*, un grand groupe allemand d'agroassurance, dont Allianz), a mis en orbite le 29 août 2008 une constellation de 5 satellites construits par SSTL sur la base de sa plateforme SSTL-150, et dotés d'un capteur de résolution 6,5m (pixel de 5m) permettant un suivi journalier des zones agricoles (ou tous les 5,5 jours au nadir).

La fauchée est de 77 km et les données sont sur 12 bits. L'orbite est héliosynchrone (altitude de 630km, nœud ascendant à 11h00). Une des spécificités du capteur de ces satellites est de proposer 5 bandes dans le visible et le proche infra rouge (voir tableau 4.4), dont le "Red Edge" (voir le tableau 2.4 page 51 pour l'utilisation des bandes spectrales).

| RapidEye | | | | | |
|----------|---------------|--|--|--|--|
| (µm) | | | | | |
| Bleu | 0.440 - 0.510 | | | | |
| Vert | 0.520 - 0.590 | | | | |
| Rouge | 0.630 - 0.685 | | | | |
| Red Edge | 0.690-0.730 | | | | |
| NIR | 0.760-0.850 | | | | |

TABLE 4.4 – Bandes du capteur RapidEye

http://www.rapideye.de

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

Depuis 2015, les satellites RapidEye font partie du groupe Planet Labs (voir paragraphe 4.8.1).

4.3.12 Alsat-2 (Algérie)

Après avoir participé au programme DMC (avec Alsat-1, voir le paragraphe 4.7.3), l'Algérie s'est doté de deux satellites identiques, Alsat-2A et Alsat-2B, conçu à partir de la structure Myriade⁶ et doté d'un capteur imageur conçu par EADS-Astrium (résolution de 2.5 m en panchromatique et de 10m en multispectral –4 bandes–, fauchée de 17.5 km, $FOR=^+_{-}30^{\circ}$).

| | | | période | inclinaison | Cycle | Nœud descendant |
|----------|------------|--------|---------|-------------|-------|-----------------|
| Alsat-2A | 12/07/2010 | 670 km | 98.0' | 98.23° | | 21h30 |
| Alsat-2B | 26/09/2016 | 670 km | 98.0' | 98.23° | | 21h30 |

| N | AOMI Alsat-2 | |
|----------------|--------------|------------|
| | | résolution |
| Multispectral | | |
| 1 | 455 - 525 nm | 10 m |
| 2 | 530 - 590 nm | 10 m |
| 3 | 625 - 695 nm | 10 m |
| 4 | 760 - 890 nm | 10 m |
| Panchromatique | | |
| 5 | 455 - 745 nm | 2.5 m |

6. voir le satellite chilien SSOT conçu de manière identique, paragraphe 4.9.1.

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



4.3.13 Egypte

Après le mini-satellite EgyptSat-1 (voir paragraphe 4.7.4), l'Egypte a conçu avec l'aide de l'Ukraine et fait mettre sur orbite le 16 avril 2014 MisrSat-2 (Egyptsat-2). La résolution est de 1m en panchromatique et de 4m en multispectral. L'orbite est assez particulière (périgée 436 km, apogée 703 km, inclinaison de l'orbite 51.6°)Il semble défaillant depuis le 15 avril 2015 (durée de vie 363 jours au lieu des 11 ans prévus).

4.3.14 RazakSAT : le satellite d'observation de la Terre de Malaisie

La Malaisie a depuis le 14/07/2009 un satellite d'observation spécifique pour ce pays proche de l'équateur : RazakSAT. Son orbite est "NEqO" (*Near Equatorial Orbit*), d'altitude 685 km, avec une inclinaison de 9°, parfaitement adaptée à la surveillance de Singapour et du détroit de Malacca puisque Singapour est quasiment situé sur l'équateur.

Le système push broom MAC (Medium-sized Aperture Camera) fournit des images de 2.5m de résolution en panchromatique et de 5m de résolution en multispectral (rouge, vert, bleu et proche infrarouge). La fauchée est de 20 km.

| RasakSAT | | | | | |
|----------|---------------|--|--|--|--|
| (µm) | | | | | |
| Bleu | 0.450 - 0.520 | | | | |
| Vert | 0.520 - 0.600 | | | | |
| Rouge | 0.630 - 0.690 | | | | |
| NIR | 0.760-0.890 | | | | |
| Panchro | 0.510-0.730 | | | | |

http://www.atsb.my/

4.3.15 Le programme de la Thaïlande : Theos

Le satellite Theos (THai Earth Observation System), lancé le 1/10/2008 sous l'égide du GISTDA (Thai Ministry of Science and Technology's Space Agency), est un capteur conçu par EADS-Astrium pour acquérir des images géoréférencées à 2m de résolution (panchromatique) ou 15m de résolution (multispectral).

| Theo | 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 | fauchée au nadir | | | |
| | | (nadir) | | | | |
| Р | 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 $^+_30^{\circ}$, ce qui permet un accès dans un couloir de 1900km et un temps de revisite moyen de 3 jours. Le dépointage avant-arrière permet des acquisitions stéréo (principe identique à SPOT-HRS).

http://new.gistda.or.th/en/



4.3.16 VNREDSat 1A (Viet Nam)

VNREDSat 1A (Viet Nam), lancé le 7 mai 2013, est très proche d'Alsat-2. Il est lui aussi construit sur une plateforme Myriade du CNES et industrialisé par Airbus (plateforme Astrosat100). Il est doté du capteur imageur NAOMI (diamètre du miroir : 200 mm) conçu par EADS-Astrium (résolution de 2.5 m en panchromatique et de 10m en multispectral –4 bandes– fauchée de 17.5 km, FOR=<u>+</u>30°). L'orbite est héliosynchrone (altitude 690 km).

| NAOMI VNREDSat 1A | | | | | | | |
|-------------------|--------------|-------|--|--|--|--|--|
| résolution | | | | | | | |
| Multispectral | | | | | | | |
| 1 | 455 - 525 nm | 10 m | | | | | |
| 2 | 530 - 590 nm | 10 m | | | | | |
| 3 | 625 - 695 nm | 10 m | | | | | |
| 4 | 760 - 890 nm | 10 m | | | | | |
| Panchromatique | | | | | | | |
| 5 | 455 - 745 nm | 2.5 m | | | | | |

4.4 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 décamétriques couvrant régulièrement le globe terrestre, et des images haute résolution dont l'acquisition sur un site donné ne peut être tenu pour acquis, les utilisateurs ont à faire leurs choix.

Cette section relate donc l'apparition de programmes spécifiques visant à ce type de résolution, tant par le biais de sociétés commerciales que par le biais des agences spatiales.

4.4.1 GeoEye : Orbview et Ikonos

Cette société a été fondée le 12 janvier 2006, lorsque Orbimage, détentrice des satellites Orbview, a racheté la société Space Imaging, détentrice des satellites Ikonos, créant ainsi un leader mondial en terme de satellites très haute résolution (sub métriques).

Cette saga s'achèvera en février 2013, quand les activités de GeoEye ont été reprises par WorldView.

Orbview (**Orbimage**)

Société commerciale des USA, ORBIMAGE (Orbital Imaging Corporation) a fourni des images satellitaires à partir de capteurs et satellites propres à destination commerciale, la NASA concervant 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. Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



 Le projet OrbView-4 (échec au lancement le 21 septembre 2001) devait être doté du même capteur qu'Orb-View3 et proposer, en sus, des images en hyperspectral (200 canaux, fauchée de 5 km, résolution 8m pour l'US, 20 m pour les autres).

| | | | altitude | période | inclinaison | Cycle | | Nœud descendant |
|-----------|------------|-----------|----------|---------|-------------|-------|---------|-----------------|
| Orbview 3 | 26/06/2003 | 4/03/2007 | 470 km | | 97.3 | 16 | 15+5/16 | 10 :30 am |
| Orbview 4 | 21/09/2001 | échec | | | | | | |

Site WEB : http://www.orbimage.com

Ikonos (Space Imaging)

Fondée en 1994, Space Imaging EOSAT collecte et diffuse des images d'origines diverses (principalement LANDSAT et IRS), mais va mettre en orbite ses propres satellites (Ikonos) sur orbite héliosynchrone (680 Km d'altitude) dont la résolution annoncée est de 1 m en panchromatique et 4 m en multispectral (images de 11kmx11km).

Le capteur a été construit par Eastman Kodak. Le miroir primaire du téléscope 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 6/09/2008 en orbite héliosynchrone (altitude de 684 km). Il est doté d'un capteur panchromatique de 0.41 m de résolution (ramené à 0.50m pour les utilisateurs non américains) et d'un capteur multispectral de 1.64 m de résolution. La géolocalisation est assurée avec une précision de 3m. La fauchée est de 15,2 km au nadir. Le temps de revisite a été soigneusement étudié.

| Résolution garantie | Angles possibles | temps de revisite |
|---------------------|------------------|-------------------|
| 0,42 m | +10° | 8,3 |
| 0,50 m | +28° | 2,8 |
| 0,59 m | +35° | 2,1 |

Son successeur GeoEye-2 (horizon 2016) visait une résolution de 24 cm : suite au rachat de GeoEye par DigitalGlobe, il sera finalement appelé WorldView-4 (voir paragraphe 4.4.2).

4.4.2 DigitalGlobe : Quickbird, Worldview

DigitalGlobe distribue des images de la Terre au travers d'un réseau mondial et d'alliances multiples (par exemple Eurimage, Radarsat, ...). La provenance des données est variée (par exemple, produits militaires déclassifiés).

EarlyBird

Dans les années 90, DigitalGlobe (anciennement EarthWatch) avait décidé de se doter de ses propres satellites d'observation de la Terre en mettant en orbite une constellation initialement composée de 4 satellites : 2 "EarlyBird" (3 m de résolution) et 2 "QuickBird" (0.82 m de résolution).

Visant une orbite héliosynchrone à 470 km d'altitude (inclinaison de 97.3°), EarlyBird était doté d'une matrice CCD 2-D 1000 x 1000.

| EarlyBird | | | | |
|----------------|---------------|------------|--|--|
| | (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 4.4.12), a convaincu EarthWatch de renoncer aux capteurs EarlyBirds et de se focaliser sur les QuickBirds.

QuickBird

De technologie Pushbroom, les QuickBird visent une résolution submétrique. Le capteur construit par Kodak (barettes de 14 000 éléments) codé sur 11 bits. Le débattement angulaire est de $^+25^{\circ}$.

| 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 prévue que QuickBird 1 soit lancé à 600 km d'altitude sur une orbite inclinée à 66° (et donc non héliosynchrone) et que QuickBird 2 soit placé sur une orbite héliosynchrone à 600 km d'altitude. Les aléas des mises en orbite ont modifié ces objectifs. Suite à l'échec de QuickBird 1, EarthWatch a décidé de changer l'altitude nominale de QuickBird2 en le plaçant à 450 km (inclinaison de 97,2°), ce qui leur permet de commercialiser des images à une résolution de 0,61 m.

| | | | période | inclinaison | Cycle | | Nœud descendant |
|-------------|------------|--------|---------|-------------|-------|---------|-----------------|
| Quickbird 1 | 20/11/2000 | échec | | | | | |
| Quickbird 2 | 18/10/2001 | 450 km | 93,5' | 97,2° | 18 | 15+7/18 | 10:30 |

| Quickbird-2 | | | | | | |
|---------------------|------------|-------------------|---------|--|--|--|
| | Résolution | Agilité angulaire | Fauchée | | | |
| Panchromatique | 60 cm | +30° | 16,5 km | | | |
| Multispectral 2,4 m | | | | | | |

Worldview

Le capteur Worldview-1, panchromatique fournit des images à 50 cm de résolution. Worldview-2 est panchromatique et multispectral (8 canaux), avec une résolution encore améliorée (46cm en panchromatique, 1,84m en multispectral).

| | | | | | Nœud descendant |
|-------------|------------|--------|-------|-------|-----------------|
| Worldview 1 | 18/09/2007 | 496 km | 94.6' | 97,5° | 10:30 |
| Worldview-2 | 8/10/2009 | 770 km | | 97,2° | 10:30 |
| Worldview-3 | 13/08/2014 | 617 km | | 98,0° | 13:30 |
| Worldview-4 | 11/11/2016 | 617 km | | 98,0° | 10:30 |

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

Cadre privé } sans modifications

👑 Voir page 173



Worldview 1 a un cycle de 234 jours.

C'est la diminution du temps de revisite qui a été une des priorité 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, | <u>+</u> 45° | 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), | <u>+</u> 45° | 16,4 km | 1,1 jour | 3,7 jours | | | | |
| Multispectral | 2m (1,84m) | | | | | | | | |
| | | Worldview | -3 | | | | | | |
| | Résolution | Agilité angulaire | Fauchée | Revisite à 1m | | | | | |
| Panchromatique | 50 cm (31cm), | +45° | 16,4 km | < 1 jour | | | | | |
| Multispectral | 1,24m (1,24m) | | | | | | | | |
| SWIR | 3,70 | | | | | | | | |
| CAVIS | 30 m | | | | | | | | |
| | | Worldview | -4 | | | | | | |
| | Résolution | Agilité angulaire | Fauchée | Revisite à 1m | | | | | |
| Panchromatique | 50 cm (31cm), | +65° | 13,1 km | < 1 jour | | | | | |
| Multispectral | 1,24m (1,24m) | | | | | | | | |

Pour se plier aux lois américaines actuelles, les produits Worldview-2 sont distribués avec une résolution de 50 cm en panchromatique et 2m en multispectral, alors que ses performances annoncées en résolution sont légèrement meilleures (46 cm en panchromatique, 1,86m en multispectral). Ce respect des lois américaines s'applique bien entendu à ses successeurs : Worldview-3 et Worldview-4.

| | Bande en nm |
|------------------------------|-------------|
| Worldview-1 Panchromatique | 400-900 |
| Worldview-2&3 Panchromatique | 450-800 |
| Worldview-2&3 Coastal (MS7) | 400 450 |
| Worldview-2&3 Blue (MS4) | 450 510 |
| Worldview-2&3 Green (MS3) | 510 580 |
| Worldview-2&3 Yellow (MS6) | 585 625 |
| Worldview-2&3 Red (MS2) | 630 690 |
| Worldview-2&3 Red Edge (MS5) | 705 745 |
| Worldview-2&3 NIR-1 (MS1) | 770 895 |
| Worldview-2&3 NIR-2 (MS8) | 860 1040 |

| | Bande en nm |
|----------------------------|-------------|
| Worldview-4 Panchromatique | 450-800 |
| Worldview-4 Blue | 450 510 |
| Worldview-4 Green | 510 580 |
| Worldview-4 Red | 655 690 |
| Worldview-4 NIR | 770 895 |

| | Bande en nm |
|--------------------|----------------|
| Worldview-3 SWIR-1 | 1195 - 1225 nm |
| Worldview-3 SWIR-2 | 1550 - 1590 nm |
| Worldview-3 SWIR-3 | 1640 - 1680 nm |
| Worldview-3 SWIR-4 | 1710 - 1750 nm |
| Worldview-3 SWIR-5 | 2145 - 2185 nm |
| Worldview-3 SWIR-6 | 2185 - 2225 nm |
| Worldview-3 SWIR-7 | 2235 - 2285 nm |
| Worldview-3 SWIR-8 | 2295 - 2365 nm |
| | |

| Worldview-3 CAVIS | | | | | | |
|-------------------|----------------|--|--|--|--|--|
| wonavie | Bande en nm | | | | | |
| | Danie en min | | | | | |
| Desert Clouds | 405 - 420 nm | | | | | |
| Aerosol-1 | 459 - 509 nm | | | | | |
| Green | 525 - 585 nm | | | | | |
| Aerosol-2 | 635 - 685 nm | | | | | |
| Water-1 | 845 - 885 nm | | | | | |
| Water-2 | 897 - 927 nm | | | | | |
| Water-3 | 930 - 965 nm | | | | | |
| NDVI-SWIR | 1220 - 1252 nm | | | | | |
| Cirrus | 1365 - 1405 nm | | | | | |
| Snow | 1620 - 1680 nm | | | | | |
| Aerosol-1 | 2105 - 2245 nm | | | | | |
| Aerosol-2 | 2105 - 2245 nm | | | | | |

Notons quelques points caractéristiques innovants de ces capteurs :

- Il faut environ 10 secondes aux capteurs WorldView pour se dépointer d'environ 300 km au sol (OrbView nécessitait plus d'une minute).
- la capacité d'acquisition de WorldView3 se chiffre à 5,7 TPixels par jours.
- Pour WorldView3 et WorldView4, le codage du panchro et du multispectral se fait sur 11 bits; celui du SWIR (WorldView3) se fait sur 14 bits.

Avec la constellation des trois premiers satellites submétriques, DigitalGlobe peut acquérir des données HR à raison de 2 millions de km² par jour. Le nouveau WorldView4 peut acquérir 685 000 km² par jour.

Depuis 2013, par le rachat de GeoEye, cette constellation incorpore aussi GeoEye-1.

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

4.4.3 Pléiades : la composante optique d'ORFEO

Le concept 3S : "Satellite Successeur de Spot", est parti des les conclusions que les experts ont tirées ces dernières années sur le gigantisme croissant des programmes (comme Envisat) et le concept de petits satellites à moindre coût. Plutôt que de concevoir des satellites très performants, avec un grand nombre d'appareils, il est apparu plus sain de lancer de petits satellites dotés de senseur unique, ce qui permet d'avoir pour un prix identique des constellations de satellites et de ne pas être pénalisé par l'echec d'un lancement ou la défaillance de la plateforme. De plus, après analyse des besoins des utilisateurs (cartographie, agriculture, forêts, hydrologie, Prospection géologique, géologie dynamique, applications marines), il est apparu qu'un unique satellite ne pouvait couvrir tous ces besoins.

Comme ce programme avait de fortes ressemblances conceptuelles avec le projet Cosmo-Skymed (voir 5.3.2), il a été possible d'engager une coopération entre la France et l'Italie pour concevoir un système complet (optique et radar) à vocation duale (*i.e.* à la fois civile et militaire), concrétisé par la signature d'un accord intergouvernemental le 29 janvier 2001 à Turin⁷, ratifié en septembre 2004.

Les composants radar (satellites CSK-1 à CSK-4) ont été lancés entre 2007 et 2010. Suite au lancement réussi de la composante optique (17 décembre 2011), le système ORFEO (Optical and Radar Federated Earth Observation) s'appuie donc :

- sur une composante optique Pleiades-HR, constituée de deux satellites "agiles" (résolution 70cm au nadir en panchromatique, 2.8m en multispectral, champ de vue de 20km, 980 kg) dont le corps de véhicule est piloté pour pointer la ligne de visée dans n'importe quelle direction à l'intérieur d'un cône de 30° (voire 47°) centré sur le nadir. Ce basculement est très rapide (25 secondes pour un basculement de 60°).
- sur une composante radar, constitué 4 imageurs radar RSO (constellation Cosmo-Skymed, bande X), nœud ascendant à 6h (voir 5.3.2).

| | | | période | inclinaison | Cycle | | FOR | Nœud |
|----------------|------------|--------|---------|-------------|-------|-----------|--------|------------|
| | | | | | | | | descendant |
| Pléiades HR 1A | 17/12/2011 | 695 km | 98,78' | 98.15° | 26 | 14 +15/26 | + 30 ° | 10h15 |
| Pléiades HR 1B | 02/12/2012 | 695 km | 98,78' | 98.15° | 26 | 14 +15/26 | + 30 ° | 10h15 |

^{7.} Notons que cet accord franco-italien illustre la nécessité d'une collaboration européenne en terme de radar militaire satellitaire : en effet, il fait suite à la décision allemande de ne pas donner suite au projet Osiris-Horus de coopération franco-allemande sur ce thème et de planifier le lancement de la constellation radar SAR-Lupe par l'Allemagne seule. Voir aussi le rapport Fioraso [8] page 64 (repris au paragraphe 5.4.3, page 154.

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

Cadre privé } sans modifications Voir page 173



Les données Pléiades HR sont multispectrales (case sol de 50 cm) et panchromatiques (case sol de 2m)

| 1 | 430 - 550 nm |
|---|--------------|
| 2 | 490 - 610 nm |
| 3 | 600 - 720 nm |
| 4 | 750 - 950 nm |
| Р | 480 - 830 nm |

http://smsc.cnes.fr/PLEIADES/Fr/index.htm http://www.cnes.fr/web/CNES-fr/3227-pleiades.php

4.4.4 KOMPSAT-2, KOMPSAT-3 et KOMPSAT-3A (Corée)

Le KARI (Korea Aerospace Research Institute) s'est doté, le 28 juillet 2006, d'un satellite de télécommunication KOMPSAT-2 (Korean Multi-purpose Satellite, appelé aussi Arirang-2), doté par ailleurs d'un capteur optique de résolution métrique.

| | | a | altitude | période | inclinaison | Cycle | | Nœud descendant |
|------------|------------|---|----------|---------|-------------|-------|----------|-----------------|
| KOMPSAT-2 | 28/07/2006 | | 685 | 98.1' | 98.5° | 28 | 14+17/28 | 10:50 |
| KOMPSAT-3 | 17/05/2012 | | 685 | 98.1' | 98.5° | 28 | 14+17/28 | 10:50 |
| KOMPSAT-3A | 23/03/2015 | | 528 | 98.5' | 97.51° | 28 | | 13 :30 |

| KOMPSAT 2, 3 et 3A | | | | | | |
|--------------------------|-------------|------------|--|--|--|--|
| | (µm) | 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 $+/-30^{\circ}$. L'image panchromatique est acquise simultanément avec les données multispectrales. La caractéristique originale de ce capteur est de pouvoir acquérir jusqu'à 20 minutes consécutives d'image par orbite, ce qui correspond à une bande d'environ 8000 km de long.

KOMPSAT-3A est identique à KOMPSAT-3, mais est plus performant dans le proche infrarouge.

Les images civiles de ce satellite sont diffusées par Spotimage.

Notons que le KARI possède depuis 2013 un satellite RSO (KOMPSAT-5, voir 5.3.6).

4.4.5 DubaïSat 1 et 2 (Emirats arabes unis)

Ce sont deux satellite de télédétection construits par les Emirats arabes unis.

- DubaïSat-1 a été lancé le 29/07/2009 à une altitude d'environ 670 km. La résolution est de 2.5 m en panchromatique et de 5m en multispectral.
- DubaïSat-2 a été lancé le 21/11/2013 à une altitude d'environ 600 km. La résolution est de 1m en panchromatique et de 4m en multispectral.

4.4.6 Deimos-2 (Espagne)

L'Espagne dispose depuis le 19/06/2014 d'un capteur imageur submétrique : Deimos-2. De facture coréenne, il est doté d'un capteur panchromatique à 1m de résolution (annoncé aussi à 75 cm de résolution) et d'un multispectral à 4m de résolution. Il est considéré comme un minisatellite (voir Deimos-1, paragraphe 4.7.3).

4.4.7 Cartosat (Inde)

Les Cartosat sont des satellites principalement dédiés à des applications cartographiques.

— Cartosat-1 est doté de deux caméras panchromatiques, de résolution 2,5m, permettant une acquisition sur une fauchée d'environ 30km. L'une des caméras vise en avant (26°) et a une fauchée de 30 km, l'autre vise en arrière (-5°) et a une fauchée de 27 km. L'acquisition peut s'effectuer en mode stereo, ou en "swath mode".



| Cartosat-2 a une résolution inférieure au mètre (0.8m au nadir). Sa camera est agile aussi bien le long de la |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| fauchée (+45 °) que le long de la trace (+45 °).La fauchée est légèrement inférieure à 10 km. Notons que |
| Cartosat-2A a vite remplacé Cartosat-2, victime de problèmes divers. Les Cartosat 2D et 2E ont été placés |
| sur une orbite moins élevée pour améliorer la résolution des capteurs. |

| Bui une ore | | pour unienoier | iu resorut | | eupteurs: | | |
|-------------------|------------|----------------|------------|-----|------------------|-------|---------------------|
| IRS P5 Cartosat-1 | 5/05/2005 | 618 km | 97.12 | 116 | 14+95/116 | 10h30 | 2 caméra PAN |
| IRS Cartosat-2 | 10/01/2007 | 629-644 km | 98.0 | 4 | 14+3/4 | 9h30 | Système submétrique |
| IRS Cartosat-2A | 28/04/2008 | 629-644 km | 98.0 | 4 | 14+3/4 | 9h30 | Système submétrique |
| IRS Cartosat-2B | 12/07/2010 | 629-644 km | 97.91° | 4 | 14+3/4 | 9h30 | Système submétrique |
| IRS Cartosat-2C | 22/06/2016 | 629-644 km | 97.91° | 4 | 14+3/4 | 9h30 | Système submétrique |
| IRS Cartosat-2D | 15/02/2017 | 505 km | 97.44° | 26 | 15.192 ~ 15+5/26 | 9h30 | Système submétrique |
| IRS Cartosat-2E | 23/06/2017 | 505 km | 97.44° | 26 | 15+5/26 | 9h30 | Système submétrique |
| ž a i | | | 1 | | | | |

Les Cartosat-3 auront une résolution de l'ordre de 25 cm.

http://www.isro.gov.in

4.4.8 EROS (Israël)

Selon une philosophie identique au programme SPIN-2 (voir paragraphe 4.4.12), West Indian Space, Joint Venture d'Israel Aircraft Industries et de Core Software Technology (qui est un grand distributeur d'images aériennes et satellitaires, dont des images ex-URSS acquises par les Resurs et autres Kosmos) se lance dans la définition et le lancement de satellites d'observation Haute Résolution : le programme EROS (Earth Remote Observation System). Initialement était prévu le lancement de 8 satellites : 2 EROSA+ et 6 EROSB, sur plateforme Ofeq et pesant de l'ordre de 300 kg. Il semble finalement que la série se compose seulement de 3 satellites : ERS-A, EROS-B et EROS-C.

EROS A+ est une caméra CCD de 7000 pixels, donnant une résolution de 1.8 m, placé à 480 km d'altitude, à 97.3° d'inclinaison (héliosynchrone). La fauchée est de 12.5 Km. Le cycle est de 7 jours.

| | | altitude | période | inclinaison | Cycle | | Nœud descendant |
|--------|------------|----------|---------|-------------|-------|--------|-----------------|
| EROS A | 5/12/2000 | 480 | | 97.3° | 7 | 15+2/7 | |
| EROS B | 25/04/2006 | 600 | | | | | |

EROS B est une caméra CCD de 20000 pixels, donnant une résolution de 0.70m, placé à 600 km d'altitude (héliosynchrone). La fauchée est de 16 Km. L'incidence varie de -45° à 45°.

EROS C (prévu en 2018) sera doté en plus d'un capteur multispectral.

La société ImageSat International a repris les activités de West Indian Space début 2001.

Site WEB : http://www.imagesatintl.com

4.4.9 ASNARO (Japon)

Le Japon a mis sur orbite le 6/11/2014 un petit satellite (500 kg), ASNARO (Advanced Satellite with New system Architecture for Observation), dont la résolution est de l'ordre de 50 cm en panchromatique et de 2m en multispectral (6 bandes spectrales). Un de ses objectifs était de montrer qu'un petit satellite peut donner des performances comparables à des systèmes beaucoup plus gros (WorldView-1).

Asnaro-2 est prévu pour fin 2017.

4.4.10 KazEOSat-1 (Kazakhstan)

KazEOSat-1 (Kazakhstan), lancé le 30 avril 2014, est construit sur la plateforme Astrosat-250 d'Airbus. Il est doté du capteur imageur NAOMI d'Airbus en version améliorée (diamètre du miroir : 640 mm), ce qui lui permet d'atteindre des résolutions métriques (résolution de 1 m en panchromatique et de 4m en multispectral –4 bandes–fauchée de 10 km en résolution métrique, $FOR=+35^{\circ}$). L'orbite est héliosynchrone (altitude 690 km).

| NAOMI KazEOSat-1 | | | | | | |
|------------------|------------|------------|--|--|--|--|
| | | résolution | | | | |
| Multispectral | | | | | | |
| 1 | 45 - 52 nm | 4 m | | | | |
| 2 | 53 - 60 nm | 4 m | | | | |
| 3 | 62 - 69 nm | 4 m | | | | |
| 4 | 76 - 89 nm | 4 m | | | | |
| Panchromatique | | | | | | |
| 5 | 45 - 75 nm | 1 m | | | | |

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





4.4.11 Le programme du Pérou : Perusat-1

Perusat-1 est un satellite construit par Airbus et mis sur orbite le 16/09/2016.

| Perusat | | | | | |
|-------------|--------------|--|--|--|--|
| altitude | 704 km | | | | |
| inclinaison | 98.2° | | | | |
| période | 98,7 minutes | | | | |
| poids | 430 kg | | | | |

Le capteur est l'instrument optique de la famille des NAOMI (*New AstroBus Optical Modular Instrument*). La résolution est de 0,7 m en panchromatique et de 2m en multispectral (4 canaux).

4.4.12 Les programmes RESURS-F, SPIN-2 et RESURS-P (Russie)

Il est globalement difficile d'avoir des informations exactes et précises de ces différents programmes, le dernier, RESURS-P, fournissant des données métriques. En effet les liens entre imagerie civile et imagerie militaire sont parfois complexes dans l'ex-URSS (voir les satellites militaires de l'ex URSS au paragraphe 4.9.10).

RESURS-F

L'ex-URSS a excellé dans l'utilisation de satellites à très basse altitude et dotés de chambre photographique d'excellente qualité. Ces satellites (en fait des capsules Vostok analogues aux Kosmos/Zenit militaires –voir paragraphe 4.9.10–) sont parfois impossibles à programmer à l'avance, leur faible altitude (200 km à 300km) empêchant toute prédiction correcte de trajectoire. De plus, étant donnée la faible altitude, leur durée de vie est de l'ordre de la semaine ou du mois. Ils sont programmés pour retourner sur terre, permettant ainsi de récupérer capteurs et films. Les programmes Resurs (une trentaine de lancements entre 1986 et 1993) , considérés comme civils dep(nm)uis 1991, offrent une grande ressemblance avec les Kosmos militaires de troisième génération (plusieurs centaines entre 1968 et 1991).

Les Resurs-F1 sont prévus pour rester deux semaines en orbite. Ils sont dotés d'une chambre KFA 1000 (ouverture 16°, film de 300 mm x 300 mm, environ 1800 vues par film, $0.57 - 0.86 \mu$ 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).

(nm) Les produits sont distribués –entre autres– par Eurimage, ainsi que par la société *Resurs F Worldmap* qui commercialise également des données dégradées obtenues par des Kosmos militaires (chambre KVR-1000, dotée d'une optique de 1m de diamètre). D'autres sociétés de l'ex-URSS commercialisent ce type de données, comme Interbranch Association Sovinformsputnik (IASIS, qui est partie prenante du programme SPIN-2, voir paragraphe 4.4.12), Kiberso,

Site WEB : http://www.sovinformsputnik.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 Sovinformsputnik (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 correpondent aux données déjà acquises entre 1980 et 1997 par des Kosmos (probablement dégradées). Les données ont été incorporées dans le projet "Terra-Server" de Microsoft.

Leurs efforts s'étaient concrétisés le 17 février 1998 par le lancement d'un satellite embarquant une chambre KVR-1000 (résolution 2m) et d'une chambre TK-350 (résolution 10m) : l'orbite est à 212 km d'altitude (Kosmos 2349).

Plusieurs autres lancements, initialement programmées environ tous les 6 mois, étaient prévus pour compléter la couverture de la Terre déjà disponible. D(nm)epuis, d'autres sources de données ont été exploitées (images aériennes, voire Landsat et QuickBird).



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

Resurs-P

Inspiré du capteur militaire Yanktar-4 (Resurs DK, lancé le 15/06/2006), le Resurs-P (P pour *prospecting*) est un satellite héliosynchrone de télédétection civil d'environ 7 tonnes et doté de 3 capteurs optiques. Deux derniers lancements de Resurs-P4 sont prévus pour 2018 et 2019.

L'orbite est héliosynchrone (altitude 475 km, inclinaison 97.3°) et son cycle est de 3 jours.

| Resurs-P1 | 25/06/2013 |
|-----------|------------|
| Resurs-P2 | 26/12/2014 |
| Resurs-P3 | 13/03/2016 |

| Resurs-P : capteur Geoton-L | | | | | | |
|----------------------------------|-----------|-------|--|--|--|--|
| Fauchée 39 km. Agilité : 900 km. | | | | | | |
| Visée avant-arrière : +30° | | | | | | |
| Bande (µm) Résolution | | | | | | |
| Panchromatic | 0.58-0.80 | 1 m | | | | |
| "blue" | 0.45-0.52 | 3-4 m | | | | |
| "green" | 0.52-0.60 | 3-4 m | | | | |
| " red" | 0.61-0.68 | 3-4 m | | | | |
| | 0.67-0.70 | 3-4 m | | | | |
| | 0.70-0.73 | 3-4 m | | | | |
| "Red Edge" | 0.72-0.80 | 3-4 m | | | | |
| (nm) "NIR" | 0.80-0.90 | 3-4 m | | | | |

Il possède aussi un capteur grand champ (résolution de 12 m en panchromatique et 24m en multispectral, fauchée d'environ 100m).

Il est enfin doté d'un capteur hyperspectral (96 à 216 bandes, largeur de bande de 5nm à 10 nm), d'environ 30 m de résolution et de 30 km de fauchée.

Les trois capteurs peuvent faire des acquisitions simultanées sur la même zone.

On associe souvent le satellite Aist-2D aux Resurs-P. C'est un satellite expérimental principalement conçu par des étudiants de l'université de Samara (héliosynchrone, altitude 510 km). Il embarque :

- la caméra hyperspectrale "Aurora" (résolution de 1.5 m dans le visible, 4.5 m dans le multispectral, 120 m en IRT. La fauchée est de l'ordre de 40 km.
- un radar RSO en bande P, qui semble n'avoir que très peu fonctionné.

4.4.13 Le programme de Singapour : Teleos-1

Singapour possède depuis le 16 décembre 2016 d'un satellite commercial optique de résolution métrique au nadir ($^+_445^\circ$), placé sur une orbite incliné à 15°. La fauchée est de 12 km. Le temps de revisite moyen est de 12 à 16 heures.

| | | | période | inclinaison | Cycle | Nœud descendant |
|----------|------------|--------|---------|-------------|-------|-----------------|
| Teleos-1 | 16/12/2015 | 550 km | 96.0' | 15° | | 21h30 |

4.4.14 Formosat-2 et Formosat-5 (Taiwan))

Le NSP0 (National Space Program Office de Taïwan) a mis sur orbite le 20 mai 2004 un satellite de télédétection, ROCSAT2, rebaptisé Formosat-2. L'orbite est héliosynchrone et son altitude : 891 km permet un temps de revisite égal exactement à 1 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 4m de résolution en multispectral. Ce capteur possède aussi a une agilité intéressante (+/ – 45° tant en visée droite-gauche qu'avant-arrière). Les scènes sont de 24km×24km.

Formosat-5 est de facture locale et reprend quasiment les caractéristiques opérationnelles de Formosat-2 (excepté la résolution en multispectral, donnée pour 8m).



| | | | altitude | période | inclinaison | Cycle | | Nœud descendant |
|------------|------------|------------|----------|---------|-------------|-------|----|-----------------|
| Formosat-2 | 20/05/2004 | 19/08/2016 | 888 | 102.74' | 99.00° | 1 | 14 | 9h30 |
| Formosat-5 | 24/08/2017 | | 720 | | 98.28° | | | |

Les bandes spectrales des Formosat 2 et 5 sont les suivantes :

| Р | 0,45 - 0,90 μm | |
|----|----------------|-----------------|
| B1 | 0,45 - 0,52 μm | (Blue) |
| B2 | 0,52 - 0,60 μm | (Green) |
| B3 | 0,63 - 0,69 μm | (Red) |
| B4 | 0,76 - 0,90 μm | (Near-infrared) |

Les images civiles de Formosat-2, satellite à vocation duale, ont été diffusées par Spotimage. Site WEB : http://www.nspo.org.tw/e60/menu0400.html, http://www.spotimage.com

4.5 Capteurs superspectraux et hyperspectraux

Certains des satellites précédemment cités sont dotés de capteurs hyperspectraux. D'autres types de satellites, comme le capteur MERIS (qui sera décrit en 4.5.3) embarqué sur ENVISAT (satellite doté de 10 appareils scientifiques et dont une description globale sera donnée au paragraphe 5.1.5), sont aussis dotés de ce type de capteur.

Certains capteurs n'entrent pas a prioi dans cette catégorie, par exemple le multispectral ASTER (sur Terra, voir 4.3.3) avec –seulement– 13 bandes fixes (3 dans le visible, 6 dans le MIR, 5 dans le thermique).

4.5.1 Modis

Capteur embarqué sur Terra et Acqua, déjà décrit au paragraphe 4.3.3, il peut acquérir 36 bandes avec une résolution hectométrique. Le tableau suivant reprend les caractéristiques des 36 bandes acquises.

| 1 | 620 - 670 | 13 | 662 - 672 | 25 | 4.482 - 4.549 |
|----|-------------|----|---------------|----|-----------------|
| 2 | 841 - 876 | 14 | 673 - 683 | 26 | 1.360 - 1.390 |
| 3 | 459 - 479 | 15 | 743 - 753 | 27 | 6.535 - 6.895 |
| 4 | 545 - 565 | 16 | 862 - 877 | 28 | 7.175 - 7.475 |
| 5 | 1230 - 1250 | 17 | 890 - 920 | 29 | 8.400 - 8.700 |
| 6 | 1628 - 1652 | 18 | 931 - 941 | 30 | 9.580 - 9.880 |
| 7 | 2105 - 2155 | 19 | 915 - 965 | 31 | 10.780 - 11.280 |
| 8 | 405 - 420 | 20 | 3.660 - 3.840 | 32 | 11.770 - 12.270 |
| 9 | 438 - 448 | 21 | 3.929 - 3.989 | 33 | 13.185 - 13.485 |
| 10 | 483 - 493 | 22 | 3.929 - 3.989 | 34 | 13.485 - 13.785 |
| 11 | 526 - 536 | 23 | 4.020 - 4.080 | 35 | 13.785 - 14.085 |
| 12 | 546 - 556 | 24 | 4.433 - 4.498 | 36 | 14.085 - 14.385 |

4.5.2 Hyperion

Il est embarqué sur le satellite EO-1 (voir 4.3.2) Le capteur Hyperion est un imageur hyperspectral à haute résolution - 30 m - dans 220 bandes spectrales (allant de 400nm à 2500 nm). Il est doté de deux spectromètres, un VNIR (380 à 1000nm) et un SWIR (short wave infrared, 900 to 2500nm)

L'instrument peut ainsi produire des images couvrant une superficie au sol de 7,5 km par 100 km, et permettre la cartographie spectrale détaillée dans les 220 bandes, avec une grande précision radiométrique.

Il semble qu'en pratique, seuls 198 canaux soient disponibles.

4.5.3 Meris (satellite ENVISAT)

Embarqué sur le satellite ENVISAT (qui sera vu au paragraphe 5.1.5), Meris (MEdium-spectral Resolution Imaging Spectrometer) est un capteur hyperspectral dans le visible et le proche infrarouge (entre 390 nm et 1040 nm). doté de 15 bandes programmables (position et largeur). Sa résolution est de 300m au Nadir et la fauchée est de 1150 km.

Le temps de revisite est de trois jours.

Voici un exemple d'application de ce capteur :

| Nr. | Bandcentre (nm) | Bandwidth (nm) | Potential Applications |
|-----|-----------------|----------------|--------------------------------------------|
| 1 | 412.5 | 10 | Yellow substance and detrital pigments |
| 2 | 442.5 | 10 | Chlorophyll absorption maximum |
| 3 | 490 | 10 | Chlorophyll and other pigments |
| 4 | 510 | 10 | Suspended sediment, red tides |
| 5 | 560 | 10 | Chlorophyll absorption minimum |
| 6 | 620 | 10 | Suspended sediment |
| 7 | 665 | 10 | Chlorophyll absorption and fluo. reference |
| 8 | 681.25 | 7.5 | Chlorophyll fluorescence peak |
| 9 | 708.75 | 10 | Fluo. Reference, atmospheric corrections |
| 10 | 753.75 | 7.5 | Vegetation, cloud |
| 11 | 760.625 | 3.75 | Oxygen absorption R-branch |
| 12 | 778.75 | 15 | Atmosphere corrections |
| 13 | 865 | 20 | Vegetation, water vapour reference |
| 14 | 885 | 10 | Atmosphere corrections |
| 15 | 900 | 10 | Water vapour, land |



FIGURE 4.6 – Image Meris sur le delta du Nil, ©ESA.

4.5.4 Chris (satellite Proba-1)

Le capteur CHRIS (Compact High Resolution Imaging Spectrometer) embarqué sur Proba-1 est un capteur hyperspectral de 19 bandes spectrales programmables (entre 415 et 1050 nm, avec des largeurs de bandes de 5 à 12 nm), de résolution 20 m au nadir sur une zone de 13 km x 13 km. Capable de prendre 5 acquisitions à 5 angles d'incidence différents dans un cône de $^+_{55^{\circ}}$, ce capteur permet de donner des informations sur la BRDF. Il peut aussi être reconfiguré pour donner 63 bandes spectrales avec une résolution de 34m.

Il a été embarqué sur le satellite Proba-1 (paragraphe 4.7.2).

4.5.5 VIIRS (satellite Suomi)

Cadre privé } sans modifications

Ce capteur est doté de 22 bandes (résolution hectométrique) et est décrit au paragraphe 4.1.4. Il est actuellement embarqué sur le satellite expérimental Suomi.

4.5.6 Venµs

👑 Voir page 173

Lancé le 2 août 2017, Ven μ s (Vegetation and Environment monitoring on a New Micro-Satellite) est un satellite d'observation de la Terre franco-israélien⁸. Le capteur (caméra multispectrale VSSC : Ven μ s Superspectral Ca-

8. Son lancement avait été programmé initialement pour 2010. Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



mera) fourni des images sur 12 bandes spectrales étroites avec une résolution spatiale de 5 m (l'ouverture optique est de 25 cm).

Le dépointage de la caméra (tant avant-arrière que gaiche-droite) est de 30°. Les zones acquises sont de 27km×27km ou de 27km×54km

| Centre | Largeur | Objectif associé |
|-----------------|---------|--------------------------|
| bande spectrale | (nm) | |
| (nm) | | |
| 420 | 40 | Correction atmosphérique |
| 443 | 40 | Aérosols, nuages |
| 490 | 40 | Correction atmosphérique |
| 555 | 40 | Surfaces continentales |
| 620 | 40 | Surfaces continentales |
| 620 | 40 | MNE, qualité image |
| 667 | 30 | Surfaces continentales |
| 702 | 24 | Surfaces continentales |
| 742 | 16 | Surfaces continentales |
| 782 | 16 | Surfaces continentales |
| 865 | 40 | Surfaces continentales |
| 910 | 20 | Vapeur d'eau |
| | • | • |

| | | | altitude | période | inclinaison | Cycle | | Nœud descendant |
|-------|-----------|---------|----------|---------|-------------|-------|--------------------|-----------------|
| Venµs | 2/08/2017 | (2 ans) | 720 km | 99.65 | 98.27° | 2 | $14 + \frac{1}{2}$ | 10h30 |

Il est à noter que l'aspect "satellite imageur" n'est que l'un des trois objectifs de la mission, les deux autres étant la validation des propulseurs à effet Hall (de facture israélienne), et le maintien sur orbite basse (410 km, $15 + \frac{1}{2}$ orbites pas jour) avec ces mêmes propulseurs. Ceci fera l'objet de la seconde année de la mission de Ven μ s.

4.6 L'acquisition video en orbite : SkySat

Le 21 novembre 2013 a été mis en orbite le microsatellite SkySat-1 (environ 100 kg) : c'est le premier d'une constellation qui devait comporter une quinzaine de satellites.

Le capteur embarqué peut fournir deux modalités d'imagerie :

- des images submétriques (90cm au nadir en panchromatique, 2m en multispectral) de fauchée de 8 km,
- une vidéo (GSD=1,1m) de 90 secondes à 30 images/seconde, de dimension 2km x 1,1 km. La donnée est fournie en MPEG-4 (H.264).

Les deux premiers satellites lancés sont des prototypes

| SkySat-1 | 21/11/2013 |
|---------------|------------|
| SkySat-2 | 8/07/2014 |
| SkySat-3 | 22/07/2016 |
| SkySat-4 à 7 | 16/09/2016 |
| SkySat-8 à 13 | 31/10/2017 |

Une filiale de Google, Terra Bella, a repris les activités de Skysat et a mis sur orbite Skysat 3 le 22 juillet 2016 et les Skysat 4 à 7 le 16 septembre 2016. Le lancement des Skysat 8 à 13 est prévu pour octobre 2017.

| Panchromatic | 2 450 - 900 nm | 0,90 m |
|--------------|----------------|--------|
| Blue | 450 - 515 nm | 2m |
| Green | 515 - 595 nm | 2m |
| Red | 605 - 695 nm | 2m |
| NIR | 740 - 900 nm | 2m |

C'est donc le premier capteur à acquérir des flux video en orbite, ce qui présente un intérêt certain pour le suivi de mouvements (panaches de fumée, véhicules, voire avion).

La société Terra Bella a été rachetée en février 2017 par Planet Labs (voir 4.8.1).

http://www.skyboximaging.com/ Sur ce site, une video est disponible http://www.firstimagery.skybox.com/hd-video/ Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

```
Cadre privé } sans modifications
Woir page 173
```



4.7 Mini, micro, nano satellites

Le souhait d'avoir des coûts réduits ont conduit certains organismes à lancer des mini satellites (<100 kg), des microsatellites, voire des nanosatellites (1kg). En particulier la NASA avait élaboré à la fin des années 90 le programme SSTI, malheureusement inabouti.

A l'heure actuelle, ce domaine est en plein essor grâce à de multiples expériences universitaires ainsi que grâce au développement assez exceptionnel d'une société anglaise, SSTL (Surrey Satellite Technology Limited). Créée en 1985 à l'université du Surrey, elle a été reprise par EADS Astrium en 2008. SSTL propose des plateformes de différentes tailles destinées à tout type de satellite (télédétection, télécommunication, ...) dont la SSTL 100 (100 kg, 15kg utile), la SSTL 150 (150 kg, 50 kg utile) et la SSTL 300 (350 kg, 100 kg utile).

Le CNES est partie prenante de ce domaine avec sa plateforme Myriade dont la charge utile atteint 80 kg. Ont ainsi été mis sur orbite les capteurs de télédétection Parasol, Alsat-2 (Algérie), Vn RedSat (Vietnam) et SSOT (Chili).

Enfin, la notion de nanosatellites est apparue avec le concept du Cubesat, de taille 10cmx10cmx20cm (dimension d'un U1), dont la masse est de l'ordre du kilogramme. Le premier de la liste a été conçu par l'université d'Aalborg (mis en orbite le 30/06/2003). Et pour couronner le tout, la notion de PocketQube (cube de 5 cm de coté, masse inférieure à 180 g) a vu le jour en 2009.

La mise en orbite de ces satellites passe souvent par le vaisseau cargo spatial Cygnus lors de ses opérations de ravitaillement de la navette ISS.

4.7.1 SSTI (Small Spacecraft Technology Initiative)

Le SSTI (Small Spacecraft Technology Initiative) développe le concept "faster, better, cheaper" dans le domaine de la télédétection. Le but est de mettre en orbite des satellites pour moins de 60 million de dollar avec le lanceur Pegasus. Deux satellites ont été initialement prévus : LEWIS (capteur hyperspectral) et CLARK (résolution de 3m), mais l'échec du premier a amené la NASA à renoncer au lancement du second.

Cette approche semblait être une alternative intéressante aux programmes lourds, comme peut être le programme SPOT.

Capteur hyperspectral : la mission LEWIS

Le capteur HSI est un système hyperspectral de 384 canaux (0.4 μ m à 2.5 μ m, de largeur 5 à 6.25 nm) et de résolution 30m. Il permet aussi des images panchromatiques de 5 m de résolution.

Le capteur pèse 81 kg, la structure 195 kg. Doté de 12 kg de propergols, il nécessite donc de mettre sur orbite (523 km, héliosynchrone) une masse totale de 288 kg.

Il a été lancé le 23 aout 1997, mais est réentré dans l'atmosphère le 28 septembre 1997.

Ancien site WEB : http ://crsphome.ssc.nasa.gov.ssti/SSTI.HTM

la mission Clark

Le capteur Earthwatch est un capteur panchromatique de 3 m de résolution, et multispectral (3 bandes) avec 15 m de résolution : il devait être embarqué sur la mission Clark (dotée en outre d'autres capteurs : spectromètre X, tomographe atmosphérique, ...) et la masse totale à mettre en orbite était de 278 kg (476 km, héliosynchrone).

Le lancement avait été prévu au printemps 1998, mais a été finalement repoussé sine die.

4.7.2 Les Proba : Proba-1 et Proba-V

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

- un capteur hyperspectral Chris (*Compact High Resolution Imaging Spectrometer*, 19 bandes programmables), décrit au paragraphe 4.5.4.
- un imageur HRC (High Resolution Camera) de résolution 8m, fournissant des imanes N/B de 1026 x 1026 pixels.

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.



FIGURE 4.7 – Image Proba-1 HRC sur les pyramides, ©ESA.

le satellite Proba-V (V pour Végétation), lancé le 7 mai 2013 et destiné à prolonger le programme Spot-Végétation (voir 4.1.8). Il acquiert donc des images grand champ (fauchée de 2250 km) sur 5 bandes identiques à celles de Spot-Végétation.

4.7.3 Les plateformes SSTL

mis en orbite

Présent depuis 1983 dans le créneau des mini/micro satellites, SSTL a validé son concept sur un premier satellite imageur. Lancé le 21 avril 1999, le satellite UoSAT-12 (plateforme SSTL400) était doté⁹ d'une camera Kodak (CCD 1024x1024) 4 canaux de résolution 30m, et panchro (10m).

A l'heure actuelle, il dispose de plusieurs plateformes sur lesquelles on peut monter des missions spécifiques ¹⁰.

DMC : Disaster Monitoring Constellation (SSTL)

La constellation DMC consiste en un certain nombre de mini satellites de télédétection (environ 90 kg), construits par SSTL (Surrey Satellite Technology) pour divers gouvernements, et dédiés à la surveillance des désastres naturels. Il est d'usage de différencier plusieurs générations de ces satellites.

| | DMC 1 (plateforme SSTL-100) | | | | | | | |
|------------------|-----------------------------|--------------------------------|-----------------------|----------------------|---------|--|--|--|
| | | | | | Agilité | | | |
| 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 (fin : 11/2011) | | multispectral (32m) | | | | |
| Beijing-1 | Chine | 28/10/2005 | panchro (4 m) | multispectral (32m) | 600 km | | | |
| Alsat-1B | Algérie | 26/09/2016 | panchro (12 m) | multispectral (24m) | | | | |
| A ces satellites | de premièr | e génération se sont ajoutés a | u fil de années les] | DMC_2 et DMC_3 · | | | | |

A ces satellites de première génération se sont ajoutés au fil de années les DMC-2 et DMC-3 :

132/173

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

Cadre privé } sans modifications

Voir page 173

^{9.} entre autres, car il a aussi été pionnier en diverses techniques satellitaires. Notons aussi qu'il a été le premier satellite à être doté d'une adresse internet.

^{10.} La plus surprenant est peut être RemodeDEBRIS, prévue pour ramasser les débris spatiaux en orbite

| DMC-2 (plateforme SSTL-150) | | | | | | | | | |
|-----------------------------|------------|-----|---------|-------|----------|-------------------------|---------------|--------|--------|
| | | | | | | | | Agilit | é |
| Deimos-1 | Espagne | 29/ | 07/2009 | | | multisp | ectral (22 m) | | |
| UK-DMC2 | UK | 29/ | 07/2009 | | | multisp | ectral (22 m) | | |
| NigeriaSat-2 | Nigeria | 17/ | 08/2011 | 2.5 | m (Pan) | 5 m (M | S) | | |
| NigeriaSat-X | Nigeria | 17/ | 08/2011 | | | multisp | ectral (32 m) | | |
| | | | DMC-3 (| plate | forme SS | TL-300) | | | |
| | | | | | | | | | Agilit |
| UK-DMC3, 3 | satellites | UK | 10/07/2 | 015 | Pan : 1n | $n(^{+}_{-}45^{\circ})$ | multispectra | l (4m) | 650 k |

Avec l'UK-DMC3, SSTL est entré dans le domaine très convoité des capteurs à résolution métrique qui était jusqu'à présent l'apanage des "gros" satellites.

Les images sont distribuées par DMCII (DMC International Imaging) http://www.sstl.co.uk/ http://www.dmcii.com/

Autres satellites SSTL

Certains pays ont effectué des lancements n'entrant pas dans la constellation des DMC, bien que ces satellites soient parfois très proches (amélioration de certains DMC-1).

| | | | | | Fauchée | Agilité |
|--------------|-------------|------------|----------|--------------------------------------|----------------|---------|
| Tsinghua-1 | Chine | 28/06/2000 | SSTL-42 | optique | | |
| TopSat | GB | 28/10/2005 | SSTL-150 | panchro (2.5 m), multispectral (5m) | 7 km | |
| Rasat | Turquie | 17/08/2011 | | panchro (7.5 m), multispectral (15m) | 30 km | |
| Kanopus-V-N1 | Russie | 22/07/2012 | SSTL-100 | panchro (2.1 m) | 20 km | 510 km |
| Belka-2 | Biélorussie | | | multispectral (10.5m, 25m) | 20 km, 250 km | |
| KazEOSat 2 | Kazakhstan | 19/06/2014 | SSTL-150 | multispectral 5 canaux (6.5m) | 78 km | |
| Kanopus-V-IK | Russie | 14/07/2017 | SSTL-100 | panchro (2.5 m) | | |
| | | | | multispectral (12m) et IRT (200m) | 20 km, 2000 km | |

Le Belka-2 est une copie conforme de Kanopus-V-N1.

Le capteur de KazEOSat 2 est inspiré de celui des RapidEyes (même bandes spectrales, voir tableau 4.4 page 117).

4.7.4 Autres nano, mini et microsatellites

Les expérimentations de SSTL (à l'époque où c'était une émanation de l'université du Surrey) ayant montré l'intérêt de ce type de satellites beaucoup moins onéreux que les satellites traditionnels, on peut relever d'autres expérimentations du même type venant parfois du monde académique (la famille des TUBSAT de l'université de Berlin, dont le premier lancement remonte à 1991).

On peut ainsi noter plusieurs TUBSAT dédiés à l'imagerie satellitaire :

DLR-Tubsat le 25/05/1999 (collaboration de TU Berlin et du DLR) qui embarquait une camera (résolution 6m).

http://www.ilr.tu-berlin.de/RFA/index.htm

- Maroc-TUBSAT le 10/12/2001, très similaire au DLR-Tubsat
- LAPAN Tubsat le 10/01/2007 (collaboration de TU Berlin et du National Institute of Aeronautics and Space of Indonesia), catalogué aussi sous le nom LAPAN-A1
- LAPAN-A2 le 28/09/2015 qui a une orbite NEqO (altitude 650 km, inclinaison de l'orbite 8°). Le capteur a une résolution de 5m.
- LAPAN-A3 le 22/06/2016 qui a une orbite héliosynchrone. Il a un capteur pushbroom pour le multispectral (20 m de résolution, fauchée de 100 km) et une caméra 2000x2000 en panchromatique (résolution de 5m, image 10kmx10km).

Toujours dans la catégorie des mini ou micro satellites, signalons :

- Kitsat-3 (26/05/1999) du South Korean Advanced Institute of Science and Technology. Doté du capteur MEIS –Multispectral Earth Imaging System– (3 canaux, résolution 14m, fauchée 50 km). il a été opérationnel jusqu'en décembre 2003.
 - http://satrec.kaist.ac.kr/
- le 17 avril 2007, l'Egypte a fait mettre sur orbite MisrSat-1 (Egyptsat-1, 8m de résolution en panchromatique et en multispectral, 40m en infra rouge, conçu avec l'aide de l'Ukraine)



- le 17 avril 2007, l'Arabie Séoudite a fait mettre sur orbite Saudisat-3 (capteur optique, 200 kg).
- le 20 avril 2011, X-Sat (Singapour) sur une orbite héliosynchrone (altitude 817 km) avec un capteur IRIS qui est une version améliorée du capteur de Kitsat-3 (3 canaux, résolution 12m, fauchée 50 km, agilité de 500 km).
- enfin notons l'apparitions des nanosatellites, initiés par l'université d'Aalborg le 30/06/2003 avec une camera de 100m de résolution dans un nanosatellite de 1kg !
 http://www.cubesatkit.com/

Ce domaine des micro/nanosatellites est en pleine explosion et ouvre de nouvelles perspectives : par exemple deux importantes compagnies américaines (Planet –paragraphe 4.8.1– et Spire –paragraphe 4.8.3–) ont pour objectif le lancement régulier de plusieurs dizaines (voire centaines) de satellites par an, ce qui ouvre un nouveau concept, celui des "hyper"-constellations"

Aussi il est très difficile de suivre la multitude de satellites de ce type mis en orbite très régulièrement¹¹.

Les universités ne sont pas en reste et leurs expérimentation diverses mériteraient un paragraphe spécifique. Cet engouement est d'ailleurs encouragé, voire subventionné par les agences spatiales, : l'ESA a par exemple un programme dédié "Cubesats - Fly your satellite".

Sur ce thème, la France n'est pas en reste puisque l'on peut noter :

- le projet X-cubesat de l'Ecole Polytechnique, qui a conçu un nanosatellite dans le cadre du projet QB50, piloté par le Von Karman Institute for Fluid Dynamics à Bruxelles. Ce Double-Cubesat a été lancé le 18/04/2017 à bord d'un Cygnus et déployé le 18 mai 2017.
- L'Université de Montpellier (Centre spatial universitaire de Montpellier-Nîmes), qui a déjà mis sur orbite les CubeSats Robusta-1A et Robusta-1B en 2012 et 2017 et qui, avec le CubeSat Celesta (issu d'un partenariat avec le Cern), a été retenu dans le cadre du programme "Fly Your Satellite" de l'ESA.

4.8 Les "hyper"-constellations : Planet, Aleph-1 et Spire

Grâce à la miniaturisation des satellites et la grande diversité dans les possibilités de leur mise en orbite (à partir de la station orbitale ou lors de lancements groupés –avec Cartosat-2D, l'Inde a mis au total 104 satellites en orbite), des industriels se sont lancés dans des "hyper"-constellations, palliant éventuellement par le nombre les échecs possibles.

Planet et Aleph-1 se sont ainsi placé sur ce type de produit pour les données image. Notons que Spire propose une hyperconstellation dans le domaine des capteurs atmosphériques, ce ui pourrait avoir un impact possible sur l'exploitation des données images.

4.8.1 Planet

La société Planet Labs a lancé une série de micro-satellites inspirés des CubeSat (de l'ordre de 5 kg et de taille très réduite –10cm sur 30cm–) pour imager quotidiennement la Terre.

| | lancement | nombre de | altitude | inclinaison | |
|-----------|------------|------------|----------|-------------|----------------|
| | | satellites | (km) | | |
| Flock 1 | 9/01/2014 | 28 | 400 | 52° | |
| Flock 1b | 07/2014 | 28 | 400 | 52° | |
| Flock 1c | 19/06/2014 | 11 | 620 | 97.98° | |
| Flock 1d | 28/10/2014 | 26 | échec | | |
| Flock 1d' | 10/01/2015 | 2 | | | |
| Flock 1e | 14/04/2015 | 14 | | | |
| Flock 1f | 28/06/2015 | 8 | échec | | |
| Flock 2b | 19/08/2015 | 14 | 500 | 97.5° | |
| Flock 2e | 6/12/2015 | 12 | | | |
| Flock 2e' | 23/03/2016 | 20 | | | |
| Flock 2p | 22/06/2016 | 12 | | | |
| Flock 3p | 14/02/2017 | 88 | 505 | 97.44° | héliosynchrone |
| Flock 2k | 14/07/2017 | 49 | | | |

Une grande partie de ces satellites, en orbite basse, ne sont actuellement plus opérationnels. Planet Labs s'est faite remarquer aussi par le rachat en 2015 des 5 satellites RapidEye.

11. Ce document est probablement assez incomplet dans ce domaine

En février 2017, la société Planet Labs rachète les activités Terra Bella à Google. Très peu de temps après, le 14 février 2017, Planet annonce la mise en orbite en un seul lancement¹² de 88 satellites, dénommés "Flock 3p", chacun étant capable d'imager 2 millions de km² par jour.

Affichant la capacité d'acquérir quotidiennement 150 millions de km² par jour (c'est à dire la superficie des terres émergées) avec une constellation d'au moins 150 capteurs opérationnels, Planet se positionne dans un créneau très porteur, et se dote de moyens à la hauteur de ses ambitions (un lancement tous les 3/4 mois).

https://www.planet.com

4.8.2 Ñusat et la constellation Aleph-1

Ce sera une série de 25 satellites de la société Satellogic (Argentine) qui vont être mis en orbite. La résolution visée est le mètre. Trois satellites ont été déjà lancés (2 le 30/05/2016 et un le 15/06/2017).

4.8.3 Spire

Spire Global, Inc. a été fondé en 2012 à San Francisco. Elle a pour objectif de mettre 125 satellites opérationnels en orbite. Très petits (5 kg), ce sont des capteurs de température, de pression et de précipitations, très complémentaires des données d'imagerie de Planet (voir par exemple Sentinel-3, 4 et 5).

Après trois expérimentation avec des 1U Cubeasat Ardusat-1 et Ardusat-X (3/08/2013, déploiement depuis l'ISS : 19/11/2013) et un 2U Cubesat Ardusat-2 (0/01/2014, déploiement depuis l'ISS : 28/02/2014), un premier satellite expérimental 3U Cubesat, Lemur-1, a été lancé le 19/06/2014.

| 28/09/2015 | ISS : |
|------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 23/03/2016 | ISS: 18/05/2016 |
| 23/03/2016 | échec au déploiement |
| 18/10/2016 | ISS : 25/1//2016 |
| 9/12/2016 | |
| 15/02/2017 | |
| 18/04/2017 | ISS: 07/2017 |
| 23/06/2017 | |
| 14/07/2017 | |
| | 28/09/2015 23/03/2016 23/03/2016 18/10/2016 9/12/2016 15/02/2017 18/04/2017 23/06/2017 14/07/2017 |

Il serait intéressant de voir si les données de profil atmosphérique pouvaient avoir un intérêt en imagerie satellitaire (information de couverture nuageuse pour les capteurs optiques, information sur le canal de transmission pour les données radar).

4.9 Quelques programmes militaires ou duaux

Il est bien évident que peu d'informations circulent sur de tels programmes. Durant la guerre froide, ce sont des dizaines de tirs annuels que les grandes puissances (USA et URSS) effectuaient chaque année. Cependant, des informations circulent, liées par exemple aux orbites (que l'on peut observer dès lors que les satellites ne sont pas furtifs), aux déclassifications des données, voire à de la désinformation savamment agencée. Les informations de ce paragraphe se trouvent dans certains ouvrages de la littérature ouverte (comme [2]) et sur internet.

4.9.1 Chili

Le Chili s'est doté d'un système satellitaire dual d'observation terrestre (SSOT) ("Sistema Satelital para Observación de la Tierra") fabriqué par EADS Astrium sur plateforme Myriade (mise en orbite le 17/12/2011 par le même Soyouz guyanais que Pléiades-1A). Le satellite offre une résolution de 1,45 m en Panchromatique, performance inégalée d'après EADS pour un satellite de seulement 117kg.

4.9.2 Chine

👑 Voir page 173

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 :

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

Cadre privé } sans modifications



135/173

^{12.} Ce lancement, correspondant à la mise en orbite de Cartosat-2D, a vu l'Inde placer au total 104 satellites en orbite en un seul tir !!

- Yaogan-2 le 25 mai 2007
- Yaogan-4 le 1 décembre 2008
- Yaogan-5 le 15 décembre 2008
- Yaogan-7 le 9 décembre 2009
- Yaogan-9A le 5 mars 2010 (sur la même orbite que Yaogan-9B qui est un RSO)
- Yaogan-11 le 22 septembre 2010
- Yaogan-12 le 9 novembre 2011
- Yaogan-14 le 10 mai 2012
- Yaogan-15 le 29 mai 2012
- Yaogan-16A, 16B et 16C le 25 novembre 2012
- Yaogan 19 le 20/11/2013
- Yaogan 21 le 8/09/2014
- Yaogan 22 le 20/10/2014
- Yaogan 24 le 20/11/2014
- Yaogan 26 le 27/12/2014
- Yaogan 28 le 8/11/2015
- Yaogan 29 le 26/11/2015
- Yaogan 30 le 15/05/2016

Les autres Yaogan sont des satellites radar (voir paragraphe 5.4.4).

On ne sait que peu de chose sur le Kuaizhou-1, lancé le 25/09/2013 et qui serait doté d'un capteur optique métrique.

4.9.3 Emirats arabes unis

Deux satellites de type Pléiades devraient être mis en orbite en 2018 pour le compte des Emirats arabes unis sous le nom "Falcon Eye". Les caractéristiques sont très semblables aux systèmes marocains "Moroccan EO Sat".

4.9.4 France

Les satellites militaires Helios 1-A (7 juillet 1995) et 1-B (3 décembre 1999) sont placés à 678 km (inclinaison 98.1°, 14+17/27 orbites par jour). La résolution telle qu'elle a été annoncée à l'assemblée nationale par M. JM Boucheron est métrique ¹³. L'utilisation du satellite est coordonné par les états-majors français(78.9 %), italiens (14.1 %), et espagnols (7 %).

Le lancement d'Helios-2A (4 tonnes ! !), qui est en sus doté de capacités multispectrales et infrarouge, a été effectué le 18/12/2004, suivi d'Helios 2B le 18/12/2009. Les participations de l'Espagne (2,5 %) et de la Belgique (2,5 %) sont du domaine symbolique.... Notons que le coût du programme Helios II était annoncé pour plus de 1,7 Milliards d'Euros (projet de loi des finances 2003).

Helios 1 : http ://www.defense.gouv.fr/actualites/dossier/d38/index.html Helios 2 : http ://www.defense.gouv.fr/actualites/dossier/d104/index.htm

| Helios 1-A | 7/07/1995 |
|------------|------------|
| Helios 1-B | 3/12/1999 |
| Helios 2-A | 18/12/2004 |
| Helios 2-B | 18/12/2009 |

TABLE 4.5 – La famille des Helios

Toujours dans le domaine de l'observation optique, on peut noter les expérimentations Spirale (Système Préparatoire Infra-Rouge pour l'ALErte), deux micro satellites (117 kg) mis en orbite le 11 février 2009 (600 km x 36 000 km). Ils sont doté d'un téléscope IRT.

Le futur d'Helios passe par le programme MUSIS (Multinational space-based imaging system), qui proposera un cadre beaucoup plus large, intégrant diverses composantes images (optique, radar) dans un consortium européen (France, Allemagne Belgique, Espagne, Grèce et Italie). Il remplacera, à terme, l'ensemble des composantes militaires ou duales actuelles : les systèmes optiques français Hélios et Pléiades, et les systèmes radar allemand SAR-Lupe (voir le paragraphe 5.4.3) et italien Cosmo SkyMed (voir le paragraphe 5.3.2).



^{13. 4} juillet 2001, n°3219, rapport d'information déposé en application de l'article 146 du règlement par la commission des finances, de l'économie générale et du plan, sur le renseignement par l'image, disponible sur le site WEB de l'Assemblée Nationale.

4.9.5 Israël

Depuis le lancement d'Ofeq-3 (1995), Israël dispose de satellites de reconnaissance militaire. Ces satellites, lancés la plupart depuis Israël, ont des orbites rétrogrades pour ne pas avoir –entre autres– à survoler la Jordanie lors du lancement. Il y aurait eu ainsi 3 lancements réussis (Ofeq-3 en 1995, Ofeq-5 en 2002 et Ofeq-7 en 2004). La résolution est submétrique.

Ont suivi Ofeq-9 (22 juin 2010) et Ofeq-11 (13 septembre 2016).

4.9.6 Italie

En mettant en orbite le 2 aout 2017 le satellite OPTSAT-3000¹⁴, de facture israélienne, l'Italie s'est doté d'un capteur optique militaire dont la résolution pourrait être inférieure à 50 cm (l'altitude est basse : 450 km). Il serait intéressant d'opposer ce lancement avec les quelques lignes du rapport Fioraso (datant de 2016) reprises au paragraphe 5.4.3.

4.9.7 Japon

Le Japon s'est doté d'une constellation de satellites militaires de surveillance optiques IGS (Information Gathering Satellite) de résolutions initalement métrique, puis submétrique :

| IGS 1a (IGS-Optical 1) | 28/03/2003 | |
|-------------------------|------------|-------------|
| IGS 2a | 29/11/2003 | (échec) |
| IGS 3a (IGS-Optical 2) | 11/09/2006 | |
| IGS 4v (IGS-Optical 3V) | 24/02/2007 | (prototype) |
| IGS 5a (IGS-Optical 3) | 28/11/2009 | |
| IGS 6A (IGS-Optical 4) | 22/09/2011 | |
| IGS-Optical 5V | 27/01/2013 | (prototype) |
| IGS-Optical 5 | 25/03/2015 | |

TABLE 4.6 – La famille des IGS (Information Gathering Satellite, Japon)

L'orbite d'IGS-1a est inclinée à 97.4° et a une altitude d'environ 495 km.

Cette constellation de satellites optiques est associée à une constellation de satellites radar (voir 5.4.2).

4.9.8 Maroc

Le satellite "Moroccan EO Sat1", baptisé "Mohammed VI-A" a été lancé le 8 novembre 2017 depuis Kourou (lanceur Vega) sur une orbite à 694 km d'altitude. Ce serait un capteur de la gamme Pléiade (70 cm de résolution en panchromatique). Son exploitation sera duale.

Un second satellite, "Moroccan EO Sat2", devrait être lancé début 2018.

4.9.9 Turquie

Le satellite dual Göktürk-2 a été mis sur orbite le 18/12/2012. La résolution de son capteur optique panchromatique est de 2.5m (10m en multispectral).

4.9.10 L'URSS et la Russie

Les premiers satellites de reconnaissance militaire de l'URSS appartiennent à la famille Zenit. Ce sont des capsules d'environ 6 tonnes inspirés des vaisseaux Vostok/Voskhod, contenant une camera. On peut relever plusieurs générations de ce type de satellite, caractérisées par leur durée de vie (une à deux semaines) et leur maneuvrabilité. Les images sont acquises sur support argentique. Les denières générations sont des capteurs numériques. Il y aurait eu près de 700 lancements de ce type de satellites entre 1961 et 1994¹⁵.

Une version améliorée est apparue en 1974. Le passage au numérique s'est faite avec le Yantar-4KS1 (1990). Il y aurait eu près de 180 lancements de ce type de satellite entre 1983 et 2015. La dernière génération, Yantar-4K2M, est connue sous le nom de Kobalt-M.



^{14.} le même lanceur Vega qui a mis en orbite Venµs, voir 4.5.6

^{15.} d'après Wikipedia

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

Une autre génération de ces capteurs argentiques (Orlets) a donné lieu à dix lancements entre 1989 et 2006. Les données retournaient sur Terre par des capsules spéciales.

La dernière génération d'imageurs optiques militaires russes est celle des "Persona" (échec pour Persona-1, mise en orbite de Persona-2 le 7 juin 2013 et de Persona-3 le 23 juin 2015). La résolution serait de l'ordre de 30 cm.

Par ailleurs le ministère de la défense russe a lancé le programme Bars-M de cartographie par satellites optiques. Deux satellites sont actuellement en orbite : Kosmos 2503 (27 février 2015, en orbite héliosynchrone, 571 x 586 km x 97.8 deg.) et Kosmos 2515 (24 mars 2016, en orbite héliosynchrone, 542 x 594 km x 97.6 deg.).

4.9.11 Les USA

Les programmes les plus connus sont les KH américains (KH = Key Hole) dont la résolution serait meilleure que le décimètre. Leurs altitudes peuvent être très basses. Leurs orbites peuvent aussi être très particulières (citons l'USA-245, doté du capteur KH-13, périgée à 276 km, apogée à 1000 km).

Certaines données ont été déclassifiées et sont accessibles depuis le site internet de l'USGS [16] sur lequel on trouve les informations "officielles" sur ces capteurs. Le tableau 4.7 en reprend les valeurs (auxquelles ont été rajoutées des informations sur KH-11 et KH-12 de [2]).

| Code | Série | | résolution | | nombre |
|----------|-------|-----------|---------------|------------|----------|
| | | | | | missions |
| Corona | KH-1 | 1960 | 13 m | argentique | 1 |
| Corona | KH-2 | 1961 | 10 m | argentique | 3 |
| Corona | KH-3 | 1961 | 8 m | argentique | 5 |
| Corona | KH-4 | 1962-1963 | 8 m | argentique | 20 |
| Corona | KH-4A | 1963-1969 | 3 m | argentique | 49 |
| Corona | KH-4B | 1967-1972 | 2 m | argentique | 16 |
| Argon | KH-5 | 1961-1964 | 150 m | argentique | 5 (12) |
| Lanyard | KH-6 | 1963 | 2 m | argentique | 2 (3) |
| Gambit | KH-7 | 1963-1967 | 60 cm à 1.2 m | argentique | 34 (38) |
| Gambit-3 | KH-8 | 1966-1984 | 50 cm | argentique | 64 |
| Hexagon | KH-9 | 1971-1986 | 60 cm et 6 m | argentique | 19 (20) |
| Crystal | KH-11 | 1976-1988 | 10 cm | numérique | 9 (10) |
| Ikon | KH-12 | 1990-1996 | 10 cm | numérique | 3 |
| EIS? | KH-13 | 1999-2013 | 10 cm | numérique | 4 |

TABLE 4.7 – Missions et capteurs militaires (d'après [16] et [2]). Le nombre de missions réussies (ainsi que, entre parenthèses, le nombre total de missions) est celui fourni par Wikipedia.

Les premiers Key Holes (KH-1 à KH-9) étaient équipés de caméras argentiques, les films retournant sur la Terre par le biais de capsules récupérées en vol par des avions spéciaux. Ce n'est qu'à partir des KH-11 (1976) que le numérique a fait son apparition, après Landsat-1 (1972), premier capteur numérique (whiskbroom).

Les KH-4 comportaient deux cameras pour avoir des acquisitions avant-arrière (30°, [16]).

Un KH-11 a aussi été lancé le 22 mai 1999 (satellite USA-144) et apparaît catalogué sous le nom Misty-2.

Le dernier KH-13 (USA-245) a été lancé le 28 août 2013 (l'avant dernier ayant eu lieu en 2005).

Il est intéressant de noter que depuis l'apparition de sociétés commerciales (comme Space Imaging et la mise en orbite d'Ikonos en 1999), le nombre de ces satellites militaires optiques mis en orbite a prodigieusement chuté : en pratique, l'armée américaine utilise ces données dites civiles avec un certain droit d'utilisation exclusive (lors de l'attaque américaine en Afghanistan suite à la chute des Twin Towers en 2001, Space Imaging a informé ses clients civils qu'ils ne pourraient avoir de données pendant un certain temps, l'armée américaine utilisant la totalité des capacités de Space Imaging).

Les successeurs des KH-13 sont prévus pour 2018.

4.10 Utilisation de la navette spatiale, de Mir et de l'ISS

De manière sporadique, des acquisitions de données de télédétection ont été effectuées à partir des navettes américaines et de la station soviétique MIR.

Les exemples cités dans ce paragraphe sont ceux qui ont donné lieu à l'acquisition de données commerciales disponibles.

4.10.1 Expérimentations sur les navettes américaines

Ce paragraphe ne traite que des expérimentations ayant conduit à l'acquisition de données optiques : le chapitre dédié aux données Radar traitera des missions des navettes dédiées à ce type d'imagerie (section 5.2).

MOMS-1 : Modular Optoelectronic Multispectral Stereo Scanner

Le capteur MOMS-1 a été embarqué sur deux missions de la navette (tableau 4.8).

| MOMS_01 | | | | | | |
|----------------------------------------|--------|----------|--------------------------|------------|--------|--------------|
| 10101015-01 | | STS_7 | 18-24 juin 1983 | Challenger | 28 5 0 | 202 km |
| 575 625 nm | 20 m | 515-7 | 10-2 - Julii 1705 | Chancinger | 20.5 | 272 KIII |
| 373-023 IIII | 20 m | STS 11 P | 3 11 fávriar 1084 | Challenger | 2850 | 280 330 km |
| 825 075 nm | 20 m | 515-41-D | J-11 levilei 1904 | Chanenger | 20.5 | 269-330 KIII |
| 02 <i>3</i> - <i>3</i> / <i>3</i> IIII | 20 III | | | | | |

| TABLE 4.8 – MOMS-0 | et missions | associées |
|--------------------|-------------|-----------|
|--------------------|-------------|-----------|

Le vol STS-41-B est parfois répertorié sous le label STS-11

MOMS-01 a été le premier système "CCD push-broom" européen spatial. Il travaillait sur deux bandes spectrales (voir tableau 4.8).

MOMS-2 : Modular Optoelectronic Multispectral Stereo Scanner

Installé dans le vol STS-55 (26 avril 1993 au 6 mai 1993, navette Columbia, inclinaison de l'orbite de 28.45°, altitude 296 km), MOMS-2 utilisait 3 caméras stereo linéaires. Le système, construit par la DASA, opérait en panchromatique et sur 4 canaux (voir tableau 4.9). La combinaison de ces canaux permet d'avoir 7 modes de fonctionnement différents (stereo, multispectral, ...)

| MOMS-02 | | | | | I | MOMS-2P | |
|---------|------------|--------------|------------------|---|------------|--------------|------------------|
| | bande | résolution | | | bande | résolution | |
| | Ν | Iultispectra | 1 | | Ν | Iultispectra | ıl |
| 1 | 440-505 nm | 13.5 m | | 1 | 440-505 nm | 18 m | |
| 2 | 530-575 nm | 13.5 m | | 2 | 530-575 nm | 18 m | |
| 3 | 645-680 nm | 13.5 m | | 3 | 645-680 nm | 18 m | |
| 4 | 770-810 nm | 13.5 m | | 4 | 770-810 nm | 18 m | |
| | Par | nchromatiq | ue | | Par | nchromatiq | ue |
| 5 | 520-760 nm | 4.5 m | | 5 | 520-760 nm | 6 m | |
| 6 | 520-760 nm | 13.5 m | 21.4° en avant | 6 | 520-760 nm | 18 m | 21.4° en avant |
| 7 | 520-760 nm | 13.5 m | 21.4° en arrière | 7 | 520-760 nm | 18 m | 21.4° en arrière |

TABLE 4.9 – MOMS2 (navette Columbia, altitude 296 km) et MOMS-2P (station MIR, altitude 400 km)

SIte WEB : http://www.dfd.dlr.de

4.10.2 Mir

KFA

Deux chambres KFA-1000 ont été embarquées sur Mir en 1990 sur le module Kristall (on nomma parfois ces 2 cameras "Priroda-5"). La résolution est de l'ordre de 7 m.

Priroda

Le programme international PRIRODA, module d'observation de la Terre monté sur la station MIR le 26 avril 1996, et doté de divers capteurs (SAR "Travers" travaillant en bande L et S, visible, IR, MOS …). Des expérimentations ont débuté début 1997, mais un incendie (le 23 février 1997), puis une collision avec un cargo

Progress (le 23 juin 1997)) les interrompit brutalement. La station MIR acheva d'ailleurs sa mission en rentrant dans l'atmosphère le 23 mars 2001 sans que le module PRIRODA refonctionne correctement.

Site WEB : http ://www.ire.rssi.ru/priroda,

http://www.ba.dlr.de/NE-WS/ws5/priroda.html

Le MOMS-2P, version améliorée de MOMS-2, était embarqué sur le module PRIRODA. Etant donné l'altitude de MIR (400 km), les performances (voir tableau 4.9) étaient légèrement différentes que pour le cas du MOMS-2 embarqué sur Columbia (altitude 296 km).

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

4.10.3 ISS : UrtheCast

Cette société canadienne commercialise actuellement les données issues du capteur Theia, monté sur la station ISS. Il faut noter qu'UrtheCast dispose aussi des images issues des deux mini-satellites Deimos-1 et Deimos-2.

4.11 Les projets en cours et les projets abandonnés

4.11.1 Futurs Projets d'observation de la Terre

- le successeur de Pléiades : "Pleiades Neo", sera une constellation de 4 satellites dotés d'un miroir de 1.35 m de diamètre (utilisant le principe de l'optique adaptative), de résolution 30cm en panchromatique. Les lancements pourraient débuter en 2020.
- La constellation Optisar (compagnie UrtheCast, voir le paragraphe 4.10.3) se composera de 16 satellites : 8 optiques et 8 radar. Ces satellites formeront des tandem : un satellite optique (GSI 50 cm) et un satellite radar (1m en bande X et 5m en bande L), sur la même orbite et séparés de quelques minutes. Il y aura deux orbites différentes (4 tandems par orbite) : une de type NPO héliosynchrone et une autre inclinée d'environ 45 °. Les lancements pourraient commencer en 2022.

4.11.2 Projets abandonnés

- Dans le cadre du projet e-Corce (e-Constellation d'observation récurrente cellulaire), le CNES avait envisagé de lancer, à l'horizon 2014, 13 satellites de résolution métrique pour assurer une réactualisation hebdomadaire de la couverture de la Terre. La diffusion de ces données devait s'effectuer par le biais d'un opérateur appelé *Blue Planet*.
- Ressources 21, consortium impliquant Boeing, Agrium US, ..., envisageait de placer en orbite héliosynchrone (743 km) 4 satellites de résolution décamétrique. Ce projet, initialement prévu pour 2004, a été repoussé régulièrement à une date ultérieure pour devenir totalement obsolète.



Chapitre 5

Les satellites radar



L'imagerie radar est très complémentaire des données optiques. L'écueil de l'acquisition de telles données réside dans la dimension des antennes qui peuvent être embarquées sur un satellite. Un système RAR (Real Aperture Radar) ne donne alors que des résolutions kilométriques, à l'instar des capteurs radar embarqués sur les sondes Meteor (voir 4.1.6), mais aussi du très récent SMAP (voir 5.5). C'est le principe de la synthèse d'ouverture qui a permis d'obtenir des résolutions décamétriques, puis métriques, avec de tels systèmes : on parle alors de RSO (Radar à Synthèse d'Ouverture).

Ce chapitre détaille principalement les systèmes RSO satellitaires existants et à venir, ainsi que ceux dont les images sont commercialisés et disponibles. Schématiquement, on peut distinguer deux grandes catégories de RSO : ceux qui sont embarqués sur des satellites généralement héliosynchrones et ceux qui ont été embarqués sur la navette américaine ou sur Mir (plus faible altitude, plus faible inclinaison d'orbite, non héliosynchrone).

Notons au passage que la Lune (Apollo 17 en 1992) et Venus (Venera 15 et 16 en 1983) ont déjà été l'objet d'imagerie RSO. Plus récemment, la mission indienne Chandrayaan-1 (lancé le 22 octobre 2008) a cartographié la Lune à l'aide d'un mini système RSO américain (7 kg ! !).

5.1 Les satellites RSO de première génération

| ERS | European Remote Sensing satellite | ESA |
|----------|------------------------------------|-----------------------------|
| ENVISAT | ENVIronmental SATellite | ESA |
| JERS | Japanese Earth Ressource Satellite | NASDA |
| RADARSAT | RADAR SATellite | CSA (Canadian Space Agency) |
| SEASAT | SEA SATellite | NASA |
| ALMAZ | diamant | NPO |

TABLE 5.1 – Les six satellites de premières génération

Historiquement, c'est SEASAT qui, en 1978, fut le permier satellite mis en orbite autour de la Terre et permettant l'acquisition de données RSO en vue d'une diffusion dans le monde scientifique. Malheureusement une panne a interrompu très vite cette expérimentation. Il a fallu attendre plus de 10 ans pour trouver des systèmes européens (ERS), japonais (JERS) et canadiens (Radarsat) permettant des études approfondies sur ce type d'images.

Le tableau récapitulatif 5.1 donne les acronymes des 6 principaux satellites dits de première génération, dotés de système RSO de résolution en général décamétrique, et dont les images ont été disponibles sur le plan commercial. Le tableau 5.2 en donne les caractéristiques essentielles.

Notons que les capteurs RSO embarqués sur des satellites en orbite polaire visent en général à droite du satellite : étant donné l'inclinaison de l'orbite, ces capteurs à visée latérale permettent d'imager le pôle Nord (à quelques km² près) mais non le pôle Sud (sauf retournement du satellite, voir 5.1.4).

5.1.1 Particularités d'Almaz-1 (1991-1992)

Le capteur RSO Almaz-1 a été monté sur une structure disponible de la station spatiale militaire habitée AL-MAZ (diamant en russe) dont ont été dérivées les stations "Salyut" des années 70. Ceci explique sa masse (20 tonnes) et ses capacités à emporter des quantités importantes d'ergols, ce qui lui permettait de changer d'orbite.

En 1987, un prototype du radar d'Almaz-1 a fonctionné sur Kosmos 1870 (appelé aussi Almaz-T car c'était aussi une station Almaz), et, durant 2 ans, a fourni des images radar en bande S et de résolution 30 m.

Almaz-1 a surtout marqué les esprits par son mode d'émission : en effet, son signal d'émission n'était pas un *chirp*, mais un signal de type impulsionnel (70 ns). Ce type d'émission ne requiert donc pas d'étape de filtrage adapté à la réception. En revanche, la puissance crête émise atteignait les 270 kW (à comparer avec des valeurs de l'ordre de quelques kW pour les sytèmes classiques), ce que permettait l'énergie disponible sur cette structure assez particulière.

5.1.2 Particularités d'ERS (1991-2011)

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



| | ERS-1 (ERS-2) | ENVISAT | Radarsat-1 | JERS-1 | SEASAT | Almaz-1 |
|--------------------|----------------------|----------------------|---------------------|-------------------------|------------------|-----------------|
| | AMI | ASAR | | SAR | | |
| Bande | С | С | С | L | L | S |
| Polarisation | VV | VV ou HH | HH | HH | HH | HH |
| | | VV/HH, | | | | |
| | | VV/VH ou HH/HV | | | | |
| 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) |
| K | | | | 0.4286 10 ¹² | | *** |
| τ | 37.12 μs | | 20 µs | 35.0 µs | 33.4 µs | 70 ns |
| $BW = K\tau$ | 15.55 MHz | 200 kHz-16 MHz | 11.6, 17.3, 30.0 | 15 MHz | 19 MHz | |
| Echantillonage | 18.96 MHz | 19.208 MHz | 14-32 MHz | 17.076 MHz | 45 MHz | |
| PRF | 1640-1720 Hz | 1650-2100 Hz | 1200-1400 Hz | 1506-1606 Hz | 1463-1640 Hz | 1500 Hz |
| angle d'incidence | 23° | | 20° à 49° | 35° | 23° | 32° à 50° |
| Fauchée | 100 km | | 100 km à 400 km | 75 km | 100 km | 40 à 280 km |
| Nlook (PRI) | 3 | | 4 | | 4 | |
| Résolution | 20m | 30 m | 28m, 7.5m | 18m | 25m | 15m |
| Altitude | 781 km | 781 km | 797,9 km | 568 km | 800 km | 270 à 380 km |
| Période | 100.6' | 100.6' | 100.7 ' | 96' | 101' | 92' |
| Orbites par jour | $14 + \frac{11}{35}$ | $14 + \frac{11}{35}$ | $14 + \frac{7}{24}$ | $14 + \frac{43}{44}$ | 14 | |
| Inclinaison | 98.516° | 98.516 [°] | 98.594 ⁰ | 98° | 108 ^o | 72.7° |
| Héliosynchrone | oui | oui | oui | oui | non | non |
| Passage ascendant | 22h30 | 22h00 | 18h00 | 22h45 | *** | *** |
| Passage descendant | 6h30 | 10h00 | 6h00 | 10h45 | *** | *** |
| Couverture | 35 jours | 35 jours | 24 jours | 44 jours | 17, 3 jours | 1-4 jours |
| (nombre d'orbites) | 501 | 501 | 343 | 659 | *** | *** |
| Poids (tonne) | 2.4 | 8.2 | 2.75 | 1.4 | 2.29 | 18.5 |
| dont ergols | | | 57 kg | | | 1300 kg |
| Lancement | 1:17/07/1991 | 01/03/2002 | 4/11/1995 | 11/02/1992 | 28/06/1978 | 31/03/1991 |
| | 2:20/04/1995 | | | | | |
| Fin des émissions | 1:10/03/2000 | 04/2012 | 29/03/2013 | 11/10/1998 | 10/10/1978 | 11/10/1992 |
| | 2:4/07/2011 | | | | | |

TABLE 5.2 – Caractéristiques des satellites RSO de première génération. *BW* représente la bande passante. Pour les satellites comportant plusieurs senseurs, est donné le nom usuel de l'imageur radar.






FIGURE 5.1 – A gauche : Le satellite ERS-1 ©ESA. <u>A droite</u> : Image d'ERS-1 prise par SPOT-4 le 6 mai 1998 au dessus du désert du Ténéré ©CNES (Source WEB : http://spot4.cnes.fr/spot4_fr/images/lereimag/ers-cor1.jpg).

Phase Tandem

L'ESA a disposé du 20 avril 1995 au 10 mars 2000 de deux RSO en orbite : ERS-2 –clone d'ERS-1– avait été placé sur la même orbite qu'ERS-1, à 30 minutes de distance : ceci permettait le survol d'un point de la Terre d'abord par ERS-1, puis le lendemain par ERS-2.

Limitations pour les acquisitions

La durée d'acquisition d'**ERS1-2** était limitée à 12 minutes par orbite (une image nécessite environ 15 secondes d'acquisition pour sa construction par synthèse RSO) dans la mesure où le satellite est illuminé par le soleil. Dans le cas contraire (passage de nuit) cette durée était limitée à 4 minutes.

Les "Phases" ERS et les problèmes ERS-2

Le capteur ERS ne disposant pas en particulier de focalisation électronique permettant de faire varier l'angle d'émission, l'ESA a défini des "Phases" pour le satellite ERS-1 détaillées au tableau 5.3 et permettant de tester diverses configurations d'expérimentations. Ces tests ont porté entre autre sur une réorientation du système pour obtenir un angle d'émission proche de 35° (Roll-Tilt Mode) et sur un changement d'orbite (altitude) pour permettre des survols à 3 jours (pour des zones déterminées de la planète) et à 168 jours.

| Γ | Phases | Début | Fin | Couverture | Altitude | Inclinaison | Orbites |
|---|-----------------|------------|------------|------------|----------|-------------|---------|
| | | | | (jours) | (km) | | |
| Α | "Commissioning" | 25/07/1991 | 10/12/1991 | 3 | 785 | 98.516° | 43 |
| В | Ice | 28/12/1991 | 1/04/1992 | 3 | 785 | 98.516° | 43 |
| R | Roll Tilt | 2/04/1992 | 14/04/1992 | 35 | 782 | 98.543° | 501 |
| C | Multidiscipline | 14/04/1992 | 23/12/1993 | 35 | 782 | 98.543° | 501 |
| D | Ice | 23/12/1993 | 10/04/1994 | 3 | 785 | 98.516° | 43 |
| E | Geodetic | 10/04/1994 | 28/09/1994 | 168 | 770 | 98.491° | 2411 |
| F | Geodetic | 28/09/1994 | 21/03/1995 | 168 | 770 | 98.491° | 2411 |
| G | Multidiscipline | 21/03/1995 | 20/03/2000 | 35 | 782 | 98.543° | 501 |

TABLE 5.3 – Les différentes "phases" d'ERS-1. L'orbite d'ERS-2 correspond à la phase multi-discipline.

ERS-2 a été mis sur l'orbite correspondant à la phase "multidiscipline" d'ERS-1, pour permettre des acquisitions tandem avec ERS-1. En juillet 1997, ERS-2 a perdu 3 de ses 6 gyromètres, rendant alors impossible le pilotge fin de ce satellite, ce qui n'a pas empêché néanmoins de continuer le mode tandem avec ERS-1 jusqu'à



l'arrêt d'ERS-1 (10 mars 2000). De nouveaux logiciels de pilotage ont été téléchargés (2000 et 2001) permettant de poursuivre la mission de manière assez réaliste.

En fin de mission (mars 2011 à juillet 2011), ERS-2 a adopté le mode "Ice" (cycle de 3 jours) qu'ERS-1 avait testé en 1991 et 1993, ce qui a permis des comparaisons sur une période de près de 20 ans.

5.1.3 JERS (1992-1998)

JERS (Japanese Earth Ressource Satellite), appelé aussi Fuyo-1, a été lancé un an après ERS-1. Il opérait en bande L comme SEASAT(23 cm). Son antenne est différente de celle d'ERS (plus large, mais à peu près de même longueur), son incidence moyenne est de 35 °et son altitude est plus faible (568 km); le tout se traduit par une fauchée plus réduite (70km) et un cycle plus long (44 jours).

A bord du satellite était aussi installé le capteur optique OPS.

Très complémentaire d'ERS (la bande L pénètre à travers la canopée, voire à travers le sable sec), il a eu malheureusement une durée de vie plus réduite (fin des émissions en 1998).

5.1.4 Particularités de Radarsat-1 (1995-2013)

Le système Radarsat-1 est constitué d'une antenne de 15 m (azimuth) sur 1,5 m (élévation) : celle-ci est composé en fait de 8 panneaux identiques (selon la direction azimutale), chaque panneau étant en fait subdivisé en 32 sous antennes, ceci permettant, par le contrôle de lachaprso :radarsat1 phase, d'ajuster la direction de l'émission. Ce contrôle électronique de l'angle d'émission est en fait l'originalité de Radarsat-1 : il faut néanmoins remarquer que les valeurs de déphasage ne sont pas les mêmes en émission et en réception, ce qui nécessite un changement des valeurs de déphasage entre chaque mode (l'électronique garantit un changement en moins de 20 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 à 3,92 dB (au mieux 4, 32° si l'on considère les deux premiers zéros de la fonction pupille). Or les données du faisceau 3 (mode 1), pour lequel il n'y a quasiment pas de correction angulaire électronique, montrent que l'image fournie s'étale sur 5, 5°. On en déduit, comme pour ERS-1, que l'antenne est apodisée, à la fois pour augmenter l'ouverture et pour diminuer les lobes secondaires. Cette apodisation est plus forte que sur ERS-1 (donc meilleure atténuation des secondaires).

Par ailleurs, on peut aussi calculer la taille équivalente de l'antenne selon l'angle de focalisation électronique adopté : on voit qu'en mode standard, la dimension de l'antenne équivalente est quasiment la dimension de l'antenne réelle.

Le choix d'une dimension en azimuth plus grande qu'ERS-1 (15 m au lieu de 10 m) pénalise la résolution azimutale (qui est donnée pour 28 m en 4-looks). En pratique, il autorise une PRF plus faible (1200 à 1400 Hz au lieu de 1640 à 1720 Hz), donc une analyse plus longue des trains reçus : la fauchée peut alors être plus grande (ce qu'autorise par ailleurs la focalisation électronique de l'antenne en élévation), sa valeur théorique étant de l'ordre de 125 km au maximum (pour 1200 Hz), mais il faut noter que la durée de signal utile doit être diminuée du temps d'émission (20 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-1

Le satellite Radarsat-1 a été conçu pour permettre un retournement du satellite à 180 ° permettant d'observer le continent antarctique. Ce mode imageur a été opérationnel du 12 septembre 1997 au 4 novembre 1997 et a permis une cartographie de ce continent. Il faut noter que ce retournement s'est avéré extrêmement périlleux et a failli causer la perte du satellite. Aussi la seconde opération en mode antarctique prévue a été annulée.

Modes d'acquisitions

Radarsat-1 est doté d'une antenne à focalisation électronique, ce qui lui autorise un nombre important de modes d'acquisition.

Les produits disponibles (par choix spécifiques d'angle d'incidence et d'autres paramètres) sont regroupés dans le tableau 5.4.

La bande passante est variable, soit pour s'adapter à l'incidence locale : 11.58 MHz (S3 à S7) et 17.28 MHz (S1 et S2), soit selon le mode : 30 MHz (mode "Fine").

| Mode | Elévation x Azimuth | Nombre de | Fauchée | incidence |
|-----------------|---------------------|-----------|---------|-----------|
| | (m x m) | vues | (km) | (degrés) |
| Standard | 25 x 28 | 4 | 100 | S1:22 |
| | | | | S2:27 |
| | | | | S3:33 |
| | | | | S4:36 |
| | | | | S5:39 |
| | | | | S6:44 |
| | | | | S7:47 |
| Wide - 1 | 48-30 x 28 | 4 | 165 | 20 - 31 |
| Wide - 2 | 32-25 x 28 | 4 | 150 | 31 - 39 |
| Fine resolution | 11-9 x 9 | 1 | 45 | 37 - 48 |
| ScanSAR narrow | 50 x 50 | 2 - 4 | 305 | 20 - 40 |
| ScanSAR wide | 100 x 100 | 4 - 8 | 510 | 20 - 49 |
| Extended (H) | 22-19 x 28 | 4 | 75 | 50 - 60 |
| Extended (L) | 63-28 x 28 | 4 | 170 | 10 - 23 |

| TABLE 5.4 – | Modes | d'acq | uisition | de | Radarsat-1 | |
|-------------|-------|-------|----------|----|------------|--|
| | | | | | | |

5.1.5 ENVISAT (2002-2012)





FIGURE 5.2 – A gauche : le satellite ENVISAT ©ESA. Sur ce dessin, les panneaux solaires ne sont pas représentés. <u>A droite</u> : le satellite ENVISAT observé par le satellite Pleiades le 15 avril 2012 ©CNES.

L'Europe a lancé le 1 mars 2002 le satellite ENVISAT (figure 5.1.5), d'environ 8 tonnes, doté de 10 instruments scientifiques, dont le capteur "ASAR" (*Advanced Synthetic Aperture Radar*).

Les capteurs d'ENVISAT

- AATSR : radiomètre (passif) de résolution kilométrique
- ASAR : radar à synthèse d'ouverture (page 147)
- DORIS (Détermination d'Orbite et Radiopositionnement Intégrés par Satellite) : voir page 56
- GOMOS : spectromètre (visible et infra-rouge) et téléscope
- MERIS : spectromètre de résolution kilométrique, 15 bandes (page 128)
- MIPAS : Spectromètre (infra-rouge) qui fournit des profils de pression, de température et de gaz à l'état de traces (NO2, N2O, CH4, HNO3, O3, H2O) dans la stratosphère.
- MWR : radiomètre
- RA-2 : Radar altimètre



 SCIAMACHY : spectromètre imageur dont l'objectif principal est de cartographier les concentrations des gaz traces et des aérosols dans la troposphère et la stratosphère.

Il faut noter que si la fréquence centrale de l'ASAR d'ENVISAT n'était pas celle de l'AMI des ERS, c'est à cause d'une incompatibilité avec l'un de ces capteurs.

Le capteur ASAR d'ENVISAT

L'ASAR (*Advanced Synthetic Aperture Radar*) d'ENVISAT est un RSO en bande C (5.331 GHz). Il permettait une focalisation électronique (sur le même principe que Radarsat-1), le choix de polarisation (HH ou VV), et la possibilité, sur une résolution double, d'obtenir une double polarisation (par exemple émission V et réception H et V). Les modes d'acquisition permettaient différentes valeurs d'incidence, ainsi que des modes "Scan-SAR" (voir figure 5.1.5). Son fonctionnement a duré presque 10 ans (fin de vie officielle : avril 2012)

Il est à noter que l'ASAR d'ERS a une fréquence très légèrement différente, ce qui exclut toute possibilité d'interférogrammes "tandem" entre Envisat et ERS-2.



FIGURE 5.3 - Les modes d'acquisition du satellite ENVISAT ©ESA.

| Mode | Fauchée | "Near Range Incidence Angle" | "Far Range Incidence Angle" |
|------|---------------|------------------------------|-----------------------------|
| IS1 | 108.4 - 109.0 | 14.1 - 14.4 | 22.2 - 22.3 |
| IS2 | 107.1 - 107.7 | 18.4 - 18.7 | 26.1 - 26.2 |
| IS3 | 83.9 - 84.3 | 25.6 - 25.9 | 31.1 - 31.3 |
| IS4 | 90.1 - 90.6 | 30.6 - 30.9 | 36.1 - 36.2 |
| IS5 | 65.7 - 66.0 | 35.5 - 35.8 | 39.2 - 39.4 |
| IS6 | 72.3 - 72.7 | 38.8 - 39.1 | 42.6 - 42.8 |
| IS7 | 57.8 - 58.0 | 42.2 - 42.6 | 45.1 - 45.3 |

L'antenne est composée de 20 tuiles (disposés sous forme de matrice 10×2), chacune composée de 16 modules T/R (Transmit/Receive Module).

L'orbite d'Envisat était controlée afin que l'heure du passage au nœud ascendant soit garanti à 1 minute près, et que l'altitude ne varie au plus que de 1 km. Ce contrôle s'effectuait globalement toutes les semaines (contrôle fin, sans interruption des systèmes) et, pour les corrections plus importantes, plusieurs fois dans l'année (avec arrêt des systèmes d'acquisition).

Ce capteur a été considéré comme "perdu" par l'ESA le 9 mai 2012, suite à une perte de contact depuis le 8 avril 2012. Entre ces deux dates, beaucoup de moyens ont été mis en œuvre pour sauver ce satellite en perdition, dont des images Pleiades en date du 15 avril 2012 (figure 5.1.5).

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

5.1.6 Autres systèmes

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

- Kosmos 1870 (désigné aussi comme Almaz-T), lancé le 25 juillet 1987, et doté d'un RSO en bande S (9.6 cm, 30 m de résolution), considéré comme un précurseur d'Almaz-1. Il est rentré dans l'atmosphère le 29 juillet 1989.
- les programmes Resurs-O1 N2 (1988) et Resurs-O1 N3 (1994), disposant d'un RSO en bande L (résolution 50 m), orbitant entre 650 et 670 km (inclinaison 98°). Ce sont des radar en bande L (1.286 GHz) émettant à 35°.
- Le RSO "TRAVERS" sur le module Priroda de la station Mir, en bande L (23 cm) et en bande S (9.3 cm), de résolution 150 m (angle d'observation 35 °), 50 km de fauchée, qui a fourni ses premières images le 9 septembre 1996. Ce fut semble-t-il une des rares jamais acquises par ce système, étant données les turbulences qui ont définitivement compromis l'avenir de MIR (voir paragraphe 4.10.2), même si lors d'une réunion scientifique du projet Priroda (16-17 juin 1998), des recommendations aient été faite sur la nécessité de réparer ce capteur.
- Le satellite Meteor-M1 (mis en orbite le 17/09/2009) possédait à son bord un système RSO de résolution hectométrique pour l'étude de la glace (voir 4.1.6).

5.2 Expérimentations sur les navettes américaines

Entre 1982 et 2000, la navette américaine a emporté des expérimentations intéressantes sur l'imagerie RSO : en particulier, l'expérience SIR-C/X-SAR, multicapteurs multipolarisations, et finalement la mission SRTM qui, par l'usage de deux antennes, a fourni une couverture interférométrique de 80% des terres émergées afin d'établir sur ces zones un modèle numérique de terrain de qualité. La limitation de ces programmes tient en sa couverture temporaire réduite par la durée de la mission (nécessairement plus courte que celle d'un satellite) ainsi qu'aux latitudes explorées (limitées à environ 60° Nord et Sud).

5.2.1 Columbia : le programme SIR-A (1982)

La navette Columbia, lancée le 12 novembre 1982, embarquait le capteur SIR-A (Shuttle Imaging Radar A). Les caractéristiques globales du système sont données dans le tableau 5.5.

| | SIR-A | SIR-B |
|-------------------|-------------------------|--------------------|
| Altitude | 259 km | 360, 257, 224 km |
| Inclinaison | 57° | 57° |
| Bande | L | L |
| Polarisation | HH | HH |
| Fréquence | 1,275 GHz | 1,275 GHz |
| 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 |
| au | 30,4 µs | 30,4 <i>µs</i> |
| PRF | 1464 à 1824 Hz en 200 . | |
| Look équivalent | | 4 |

TABLE 5.5 – Caractéristiques principales des capteurs SIR-A et SIR-B.

La mission n'a duré que 2,5 jours. Néanmoins, elle a montré le potentiel d'un tel capteur, en particulier de son utilisation dans les zones désertiques sur lesquelles la pénétration des ondes radar (bande L : λ =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 Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>

sont reprises dans le tableau 5.5. Son antenne pouvait être inclinée mécaniquement avec un angle d'incidence compris entre 15° et 65° . La mission s'est déroulée en trois phases, avec trois altitudes différentes : la dernière a permis une répétivité 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 | С | Х |
| 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 |
| au | 33,8, 16,9, 8,5 μs | 33,8, 16,9, 8,5 μs | $40 \mu s$ |
| PRF | 1395 à 1736 Hz | 1395 à 1736 Hz | 1395 à 1736 Hz |
| Angle d'incidence | 20° à 55° | 20° à 55° | 20° à 55° |
| Bande passante | 10 ou 20 MHz | 10 ou 20 MHz | |

TABLE 5.6 – La famille des systèmes SIR.

5.2.4 Endeavour : le programme SRTM (2000)

Du 11 au 22 février 2000 s'est déroulée la mission SRTM *Shuttle Radar Topography Mission* à bord de la navette Endeavour (mission STS-99) en orbite à environ 233 km d'altitude et inclinée de 57°. A son bord, outre un système analogue à celui de la mission SIR-C (les capteurs correspondant à la bande L ont néanmoins dû être déposés pour respecter des contraintes de masse), est embarquée une seconde antenne uniquement réceptrice, placée à l'extrémité d'un mât de 60 m déployable en orbite et formant un angle de 45° par rapport à la verticale. Grâce à ce système, il est alors possible d'effectuer l'acquisition de données interférométriques simultanées, le radar embarqué sur la navette émettant et les deux antennes recevant. La couverture assurée par la mission SRTM concerne les surfaces émergées entre les latitudes -56° et 60°, ce qui représente environ 80% des terres de la planète. Cette mission a permis l'élaboration d'un MNE global d'accès gratuit sur le web.

Par ailleurs, la bande C utilisait un mode Scansar qui, par sa fauchée élargie, a permis une couverture mondiale, ce que ne permettait pas la bande X.

Cette mission a reçu le soutien du NIMA (*National Imaging and Mapping Agency*, naguère DMA : *Defense Mapping Agency*), du DLR (*Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt*) et de l'ASI (*Agenzia Spaziale Italiana*) pour les aspects liés à la bande X.

http://southport.jpl.nasa.gov/scienceapps/SIRCdesc.html http://www-radar.jpl.nasa.gov/srtm/index.html

5.3 Les capteurs de seconde génération (2006-....)

Si les années 90 ont vu un foisonnement intéressant de capteurs RSO décamétriques en bande C et L, le milieu des années 2000 a vu la conception et la mise en orbite de systèmes plus performants, soit sur le plan de la résolution (qui est alors métrique), soit sur le plan du mode d'acquisition, avec des données polarimétriques *full polar*. De plus, grâce à l'amélioration des connaissances en orbitographie, la trajectoire associée à l'acquisition est fournie dans les métaparamètres, ce qui permet une géolocalisation des données très facile (voir par exemple [14] pour un recalage Terrasar-X/CSK).



5.3.1 ALOS (2006-2011)

Le satellite japonais ALOS, lancé le 24 janvier 2006, (voir paragraphe 4.3.8) est doté d'un RSO en bande L "PALSAR" (1,27 GHz). Il propose deux modes d'imagerie :

imagerie *high resolution*, 10 m de résolution, en diverses polarisations *full polar* (HH, VV, HH-HV et VV-VH), avec une fauchée de 70 km

— un mode Scansar, 100 m de résolution, fauchée de 250km à 350 km

Une particularité des acquisitions d'ALOS est de réserver les passes descendantes au mode SCANSAR, permettant ainsi un archivage systématique dans ce mode.

Ce satellite a subi de gros problèmes électrique et est devenu inopérationnel le 21 avril 2011.

http://alos.jaxa.jp/2/palsar-e.html

5.3.2 Cosmo-Skymed (2007-)

Alcatel, MMS et Alénia ont proposé naguère différents projets de SAR (Climacs pour Alcatel, Mariah pour MMS, enfin Cosmo-Skymed –COnstellation of Small Satellite for Mediterranean basin Observation– pour Alénia). Finalement, c'est le projet Cosmo-Skymed qui a vu le jour dans le cadre d'une coopération bilatérale Franco-Italienne (Orfeo : constellation de 2 satellites optiques et de 4 satellites radar bande X, 9,6 GHz, multipolarisation, altitude 619 km, période de $14 + \frac{13}{16}$, voir le paragraphe 4.4.3 dédié à la composante optique). Cette constellation de 4 satellites permet un temps de revisite de 12h à l'équateur. Le choix d'un plan orbital unique pour les 4 satellites autorise aussi des configurations diverses (interférométrie à 1 jour, mode tandem, ...).

| | Début mission | altitude | inclinaison | orbites par jour | cycle | nœud ascendant |
|-------|---------------|----------|-------------|----------------------|-------|----------------|
| CSK-1 | 07/06/2007 | 619 km | 97.86 | $14 + \frac{13}{16}$ | 16 | 18:00 |
| CSK-2 | 09/12/2007 | | | | | |
| CSK-3 | 24/10/2008 | | | | | |
| CSK-4 | 5/11/2010 | | | | | |

| Mode | résolution | Fauchée |
|-------------------|---------------------|---------------|
| Spotlight | $\leq 1 \mathrm{m}$ | 10 km x 10 km |
| HIMAGE (Stripmap) | 3-15 m | 40 km |
| ScanSAR | 30 m | 100 km |
| ScanSAR (Huge) | 100 m | 200 km |

Les données peuvent être acquise dans une polarisation au choix : HH, VV, HV, or VH.

L'antenne présente une configuration originale en 5 panneaux (selon le sens de la trace), le tout ayant une dimension de 5,7m x 1,4m. Chaque panneau est composé (comme sur les Radarsat et Envisat) de 8 éléments permettant une focalisation électronique, ce qui permet de faire varier l'angle d'incidence (de 20° à 60°).

L'originalité réside dans le pilotage séparé des panneaux (ce qui n'était pas prévu pour Radarsat) qui conduit au concept de "multi faisceaux". On dispose ainsi de 14 modes possibles, dont voici quelques exemples (pour un panneau, 1 signifie que la sous antenne reçoit, 0 signifie que l'on ne prend pas en compte les données venant de cette sous antenne) :

- standard : 11111
- Split Antenna SPAN2a : 10001
- Split Antenna SPAN3a : 10101

On peut aussi diviser l'antenne en deux grandes antennes horizontales ("vertical split antenna", mode SPAN 2V).

En 2012, la position respective des 4 satellites sur l'orbite commune permettait d'avoir une image tous les 16 jours, associée avec une image à 1 jour, une image à 4 jours et une image à 8 jours.

CSK est en fait un capteur dual : il peut acquérir aussi bien des données civiles que militaires

http://www.asi.it/sito/programmi_cosmo.htm http://directory.eoportal.org/pres_COSMOSkyMedConstellationof4SARSatellites.html

5.3.3 Terrasar-X (2007-) et Tandem-X (2011-)

Le projet Terrasar, issu d'une collaboration entre EADS et le DLR (l'agence spatiale allemande : *Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt*), a placé en orbite le 15 juin 2007 un satellite avec un capteur en bande X polarimétrique (antenne de 4.8mx0.8m, 9.65 GHz, bande jusqu'à 300 MHz, polarisation duale) qui a donc une résolution métrique (financement DLR-EADS).

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. Ceci a permis l'élaboration d'un MNE global d'excellente précision, commercialisé par Airbus sous le nom de WorldDEM.

Enfin le lancement prévu den 2018 du satellite espagnol PAZ (voir 5.6), 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 Radarsat-2 (2007-)

Le successeur de Radarsat : Radarsat 2 a été finalement lancé le 14 décembre 2007, sur une orbite identique à celle de Radarsat-1 (altitude : 797 km).

| Radarsat-2 : caractérist | iques de l'orbite | | | |
|--------------------------|-------------------|--------------------------------------|-----------------------------|--|
| Orbite | héliosynchrone | Radarsat-2 : caractéristiques du RSO | | |
| Altitude | 798km | Fréquence | 5.405 GHz | |
| Inclinaison de l'orbite | 98.6° | Bande passante | 11.6, 17.3, 30, 50, 100 MHz | |
| Periode | 100.7 minutes | Polarisation | HH, HV, VH, VV | |
| Cycle | 24 jours | Dimensions de l'antenne | 15m x 1.5m | |
| Orbites par jour | 14 + 7/24 | <u> </u> | | |

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

5.3.5 Programme indien : RISAT-1 (2012-)

RISAT-1 a été lancé le 26/04/2012. C'est un satellite civil radar bande C de résolution métrique full-polar. L'orbite a une altitude de 610 Km et une inclinaison de 97.88° Plusieurs résolutions et fauchées sont offertes :

CRS Coarse Resolution ScanSAR 50 m 240 km

MRS Medium Resolution ScanSAR 25 m 120 km

FRS2 Fine Resolution Stripmap 9-12 m 30 km quad-pol

FRS1Fine Resolution Stripmap3-6 m30 km

Le mode HRS a la bande passante la plus élevée (225 MHz) et offre une résolution presque métrique.

5.3.6 Corée : KOMPSAT-5 (2013-)

Le KARI (Korea Aerospace Research Institute) a, depuis le 22 aout 2013, un satellite RSO (développé par Alcatel Alenia Space) de 3m de résolution en spotlight, 3m en stripmap et 20m en scansar. La polarisation est sélectionnable (HH,HV, VH, VV). L'incidence varie entre 20^o et 45^o.

5.3.7 Sentinel-1A (2014-) et Sentinel-1B (2016-)

Pour doter l'Europe de successeurs aux ERS et à ENVISAT, l'ESA propose le programme Sentinel. Parmi ces satellites, les deux Sentinel-1 sont dotés d'un SAR en bande C, pouvant opérer dans un mode spécial ScanSar permettant d'associer dimension de grande fauchée (400km) et de résolution décamétrique. La paire de satellite est sur la même orbite et placé de façon à avoir globalement un cycle de 6 jours. Le but est d'assurer un archivage global et le plus complet possible de la Terre, ce qui est par exemple requis dès lors que l'on étudie les mouvements de la croûte terrestre (séïsmes, volcanologie).

Selon la position sur la Terre, les modes d'acquisition peuvent varier. En pratique, pour l'étude des terres émergées, les données sont acquises dans le mode ScanSar tous les 6 jours, tant en passe montante que decendante ¹ donnant ainsi un moyen d'étude inégalé pour les thématiciens d'autant que ces données sont gratuites et accessibles assez simplement sur le serveur WEB de l'ESA.

| | Début mission | altitude | inclinaison | orbites par jour | cycle | nœud ascendant |
|-------------|---------------|----------|-------------|---------------------|-------|----------------|
| Sentinel-1A | 3/04/2014 | 693 km | 98.18 | $14 + \frac{7}{12}$ | 12 | 18:00 |
| Sentinel-1B | 25/04/2016 | 693 km | 98.18 | $14 + \frac{7}{12}$ | 12 | 18:00 |

La fréquence est de 5.405 GHz et la bande est programmable (jusqu'à 100 MHz) ainsi que la longueur du pulse (entre 5 et 100 μ s). La polarisation est simple (au choix HH ou VV) ou en dual-pol (VV+VH ou HH+HV). La dimension de l'antenne est de 12.3 m x 0.84 m.

| Mode | résolution | Fauchée | incidence |
|---------------------------------|----------------------|---------|-----------|
| Stripmap | 5m x5m | 80 km | 19.9-46.1 |
| Interferometric Wide Swath Mode | 5m x 15m | 250 km | 30.9-46.1 |
| Extra wide swath mode | 25m x 100 m (3 vues) | 400 km | 20.8-46.9 |

Comme pour les ERS et ENVISAT, il y a aussi un wave mode.

Les autres Sentinels (paragraphe 4.3.6) auront des tâches analogues aux Terra et autres Cryosat du programme EO.

Accès aux données :

https://scihub.copernicus.eu/dhus/#/home

5.3.8 Programme chinois (civil)

La Chine s'est dotée d'une petite constellation de satellites de télédétection : deux satellites optiques Huan Jing 1-A et 1-B (voir 4.3.10) et un satellite radar Huan Jing 1-C (en bande S) le 18 novembre 2012 (Huan Jing signifie "environnement").

Notons que la Chine a mis sur orbite le 10/08/2016 un autre satellite civil radar : Gaofen-3, de résolution métrique (voir les Gaofen optiques au paragraphe 4.3.10).

^{1.} du moins en théorie : pour certaines zones terrestre, seule une des deux passes est disponible

5.3.9 Programme russe (civil) : Aist2-D

Le satellite Aist2-D (voir paragraphe 4.4.12) embarque un RSO en bande P qui semble malheureusement n'avoir jamais fonctionné correctement.

5.4 Les systèmes militaires

A coté de systèmes duaux (comme les Cosmo-Skymed, dont les données militaires sont accessibles à la France dans le cadre de l'accord de Turin (voir la génèse du programme ORFEO page 123), des systèmes imageurs radar spécifiquement militaires ont été mis en orbite depuis les années 80 (le premier étant probablement Kosmos 1870 en 1987, voir page 142).

Il est intéressant de noter que la Russie et Israël ont founi des systèmes RSO militaires à l'export (respectivement pour l'Afrique du Sud et l'Inde).

5.4.1 USA : Les Lacrosses/Onyx et les Topaz

Les "Lacrosse" (appelé aussi Onyx pour certains d'entre eux) sont des RSO militaires américains, dont on peut penser que la résolution est métrique, voire sub-métrique (d'après [2]). Cinq systèmes Lacrosse ont été lancés :

- * Lacrosse 1, lancé le 2 décembre 1988 sur une orbite inclinée à 57°, d'altitude 650-700 km
- * Lacrosse 2, lancé le 2 mars 1991 sur une orbite inclinée à 68°, d'altitude 650-700 km
- * Lacrosse 3 ("Indigo"), lancé le 24 octobre 1997 sur une orbite inclinée à 57°, d'altitude 650-700 km (probablement en remplacement du Lacrosse 1), et dont la masse approcherait les 14 t.
- * Lacrosse 4, le 17/08/2000, appelé aussi Onyx-1 et dont la rumeur attribue une résolution décimétrique.
- * Lacrosse 5, appelé aussi Onyx2, lancé le 30/04/2005

Notons que le satellite USA-144, lancé le 22 mai 1999 et déclaré comme un satellite d'imagerie radar, n'était finalement pas un satellite RSO mais un satellite optique Crystal (KH-11) assez spécial et catalogué dans les satellites de série Misty.

Les successeurs des Lacrosse sont les Topaz. Ils ont la caractéristique d'être placés sur une orbite rétrograde. Ont été déjà lancés :

- * Topaz 1 (USA 215), lancé le 21/09/2010, sur une orbite rétrograde (inclinaison 123.0°, altitude supérieure à 1000 km),
- * Topaz 2 (USA 234), lancé le 3/04/2012.
- * Topaz 3 (USA 247), lancé le 5/12/2013.
- * Topaz 4 (USA 267), lancé le 10/02/2016.

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.

Notons aussi que désormais, ces satellites deviennent furtifs, ce qui limite encore plus l'accès à des informations fiables sur leurs systèmes.

On peut néanmoins remarquer qu'entre 1988 et 2016, les USA ont mis en orbite une dizaine d'imageurs radar militaires tandis que l'URSS (et ensuite la Russie) n'en mettait officiellement que 2 (1987 et 2013).

5.4.2 Japon : IGS

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

| IGS 1b (IGS-Radar 1) | 28/03/2003 |
|----------------------|--------------------|
| IGS 2b | 29/11/2003 (échec) |
| IGS 3b (IGS-Radar 2) | 24/02/2007 |
| IGS-Radar 3 | 12/12/2011 |
| IGS-Radar 4 | 27/01/2013 |
| IGS Radar "Spare" | 01/02/2015 |
| IGS-Radar 5 | 17/03/2017 |

Fabriqués par Misubishi Electric, ils auraient une résolution de 1m (la dernière génération étant submétrique). L'orbite d'IGS-1b est inclinée à 97.4° et a une altitude d'environ 495 km. Une constellation composée de 4 satellites radar associés avec 4 satellites optiques (voir 4.11.2) était initialement prévue.

(IGS : Information Gathering Satellite).

```
Cadre privé } sans modifications
Voir page 173
```

5.4.3 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 SAT-COM, RST, SAAB ERICSSON et EADS DORNIER). Les orbites sont quasi-polaires (périgée de 468 km, apogée de 505 km, inclinaison de l'orbite 98.2°, période 94.3 minutes).

La France a accès aux données Sar-Lupe dans le cadre de l'accord de Schwerin² signé en 2002.

| Sar Lupe 1 | 21/12/2006 |
|------------|------------|
| Sar Lupe 2 | 3/07/2007 |
| Sar Lupe 3 | 1/11/2007 |
| Sar Lupe 4 | 27/03/2008 |
| Sar-Lupe 5 | 22/07/2008 |

http://www.ohb-system.de/Satellites/Missions/sarlupe.html,

http://www.weblab.dlr.de/rbrt/FlightDyn/FutureProjects/SLP/SLP_FD.html

5.4.4 Chine : Yaogan

La Chine a lancé le 26 avril 2006 le satellite militaire Remote Sensing Satellite 1 (YaoGan WeiXing-1). Il embarque un SAR en bande L de résolution 5mx5m. Un second satellite radar du même type, Yaogan-3, a été lancé le 11 décembre 2007.

Une seconde génération de satellites radar ont été depuis mis sur orbite :

- Yaogan-6 le 22 avril 2009
- Yaogan-8 le 15 décembre 2009
- Yaogan-9B le 5 mars 2010 (même orbite que Yaogan-9A, qui possède un capteur optique)
- Yaogan-10 le 10 août 2010
- Yaogan-13 le 29/11/2011, qui fonctionnerait conjointement avec le Yaogan-6
- Yaogan 18 le 29/10/2013
- Yaogan 23 le 14/11/2014
- Yaogan 29 le 26/12/2015

Ces satellites sont des compléments aux Yaogan optiques (voir paragraphe 4.9.2).

5.4.5 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 ellipitique (altitude entre 450 et 580 kilomètres) et a une inclinaison de 41°.

Un second Tecsar (Ofeq-10) a été lancé le 9 avril 2014 depuis Israël. Son orbite est ellipitique (altitude entre 384 et 609 kilomètres) et a une inclinaison de 141°.

5.4.6 Inde : RISAT-2

L'Inde a placé en orbite le 20 avril 2009 son satellite RISAT-2 dans des délais extrêmement courts puisque ce système a été acheté à Israël en mars 2009. Il semble qu'il soit très proche du Tecsar israélien.

5.4.7 Russie/Afrique du sud

La Russie a renoué avec les satellites militaires RSO (initiés par l'URSS avec Kosmos 1870 en 1987) avec le lancement de Kondor 1 le 27/06/2013 (Kosmos 2487). C'est un capteur en bande S (9,7 cm, 3.13 GHz) de résolution métrique/décamétrique. Son antenne est un disque parabolique de 6m × 6m.

Selon certaines sources, un second Kondor aurait été lancé le 19 décembre 2014 : le Kondor-E 1. Version export du Kondor, il est exploité par les militaires d'Afrique du Sud.



^{2.} Extrait du rapport Fioraso [8] page 64, accessible sur le site www.gouvernement.fr (2016) : La France a décidé il y a plus de quinze ans de ne pas produire de charges utiles d'observation radar et elle s'appuie donc sur les capacités allemande et italienne en la matière. Dans le domaine de la défense, des accords de mutuelles dépendances existent avec ces pays (accords de Schwerin et de Turin) que la France n'a pas intérêt à rompre, sauf si l'un de ses partenaires avait des velléités de se développer dans l'observation optique qui reste son domaine d'expertise et d'excellence reconnu.

5.5 Les RAR : SMAP

Le 31/01/2015, la NASA a placé sur orbite le satellite SMAP, doté d'un radar à ouverture réelle utilisant plusieurs faisceaux polarisés en bande L dans la bande de fréquence 1.20-1.41 GHz.

Sa mission est d'analyser l'humidité des sols avec un temps de revisite de l'ordre de 2 à 3 jours. La résolution est de l'ordre de 3 km.

5.6 Les projets en cours et les projets abandonnés

5.6.1 Les lancements programmés : PAZ, SAOCOM et "Constellation Radarsat"

- L'Espagne devait se doter en 2015 d'un satellite dual radar : PAZ. Produit par EADS, ses caractéristiques sont très proches de celles de Terrasar-X (et Tandem-X) au point qu'un accord a été signé en vue d'exploiter ces trois satellites en stratégie de constellation. Malheureusement, début 2017, un désaccord entre PAZ, la société ukrainienne Kosmotras et le gouvernement russe a empêché son lancement à partir d'un lanceur Dnepr. Le lancement est finalement prévu fin 2017 à Vanderberg.
- SAOCOM (Satellites for Observation and Communications) est un programme argentin (en colaboration avec la Belgique et l'Italie) et a prévu une constellation de deux satellites polarimétriques RSO en bande L (cycle 16 jours, résolution décamétrique), associé à un capteur thermique infrarouge. Le lancement serait prévu pour 2017.

http://www.conae.gov.ar/index.php/english/satellite-missions/saocom/introduction

— 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.

| Mode d'acquisition | Angle d'incidence | largeur de fauchée | Résolution |
|-----------------------------------------|-------------------|--------------------|-------------|
| Base résolution | 19º - 54º | 500 km | 100 x 100 m |
| Moyenne résolution (Maritime) | 19º - 58º | 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 | 19º - 58º | 350 km | variable |

La fréquence est de 5.405 GHz. Différents modes d'acquisition sont envisagés :

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 débuter en 2018

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

- Capteur dédié à l'hydrologie, SWOT (Surface Water and Ocean Topography), mission franco-américaine, qui sera sur une orbite assez particulière (891 km, inclinaison de 78°), embarque un radar interférométrique large fauchée dénomé KaRIn. Il dispose de deux antennes (5m×0.25m) situées aux extrémités d'un mât de 10m. La porteuse est de 35.75 GHz et la largeur de bande de 200 MHz. L'incidence au sol est très faible : 2.7°. Son lancement est prévu pour 2021.
 - Biomass sera un capteur dédié à la végétation. Placé sur une orbite héliosynchrone (660 km), il opèrera en bande P (435 MHz) et sera *full polar*. Son lancement est prévu pour 2021.

5.6.2 Autres projets

- Les successeurs des Cosmo-Skymed : la COSMO-SkyMed Second Generation Constellation (CSG) . Les CSG auront une résolution améliorée (0.8 m en Spotlight) et offriront surtout une couverture dual-pol et quad-pol (3m×3m en quad-pol). Les lancements sont prévus en 2018 et 2019.
- 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/astrosarlite-1

- Proposé par Surrey Technology comme système léger et à bas coût (comme les DMC optiques), Novasar est une plateforme de 400 kg avec une antenne en bande S. La résolution en mode Stripmap est de 6m. http://www.sstl.co.uk/Missions/NovaSAR-S/NovaSAR-S/NovaSAR-S-Small-satellite-Synthetic-Aperture-Radar
- La constellation Optisar (compagnie UrtheCast, voir le paragraphe 4.10.3) se composera de 16 satellites : 8 optiques et 8 radar. Ces satellites formeront des tandem : un satellite optique (GSI 50 cm) et un satellite radar (1m en bande X et 5m en bande L), sur la même orbite et séparés de quelques minutes. Il y aura deux orbites différentes (4 tandems par orbite) : une de type NPO héliosynchrone et une autre inclinée d'environ 45 °. Les lancements pourraient commencer en 2022.

5.6.3 Les projets en stand-by ou abandonnés

- Almaz-2 a été longtemps programmé comme le successeur d'Almaz-1 et Almaz-T. Sa résolution aurait été de l'ordre de 4m en bande S et de 30m en bande P. Il aurait aussi embarqué un capteur optique (résolution de 2.5m à 4m). La masse totale du satellite était de 18.5 tonnes.
- Le principe de roue interférométrique proposé par Didier Massonnet en 2001 consiste à adjoindre à un satellite radar (satellite maître, comme ALOS ou ENVISAT) 3 systèmes passifs sur une orbite extrêmement proche de celle du satellite maître (même plan orbital, même demi grand axe). Il est alors toujours possible d'avoir des acquisitions en configuration interférométrique.
- MAPSAR, projet brésilien en bande L.
- Arkon-2M, radar multi bande (X, L et P) de Roscosmos³
- Le projet Terrasar-L (antenne de 11mx2.5m, 1.258 GHz, bande de 55 MHz), avait été reporté sine die. Il prévoyait que les deux systèmes (X et L) soient placés en orbite de sorte qu'ils survolent le même point du globe à 12 minutes d'intervalle (cycle de 11 jours en 167 orbites). Il pourrait être relancé dans le cadre d'une coopération avec la NASA (voir le programme DESDynl de la NASA).
- DESDynl (Deformation, Ecosystem Structure, and Dynamics of Ice), en bande L, proposé par la NASA en 2009, avec une collaboration possible du DLR.
- SABRINA (qui était prévu pour 2011) associait à un CSK (non coopératif) une antenne passive (BISSAT : Bistatic and Interferometric SAR Satellite).

^{3.} La création le 28/12/2015 de Roscosmos, entreprise d'état pour les activités spatiales, met fin à l'Agence spatiale russe. Jean Marie Nicolas <jean-marie.nicolas@telecom-paristech.fr>



Annexe A

Quelques dates de lancements de satellites de télédétection (1997-2010)



| Année | Rec | onnaissance mil | litaire | Télédétection civile | | vile | |
|-------|-----|-----------------|---------|----------------------|---------------|--------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| | USA | URSS | Autres | USA | URSS | Autres | |
| | | (puis Russie) | | | (puis Russie) | | |
| 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 | Ő | 0 | 0 | |
| 1965 | 21 | 17 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| 1966 | 26 | 21 | Ő | 0 | Ő | 0 0 | |
| 1967 | 18 | 24 | Ő | Ő | Ő | Ő | |
| 1968 | 17 | 31 | Ő | Ő | Ő | 0 0 | |
| 1969 | 13 | 32 | 0 | Ő | 0 | 0 | |
| 1970 | 13 | 30 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| 1971 | 8 | 30 | Ő | Ő | Ő | Ő | |
| 1972 | 10 | 31 | Ő | 1 | 0 | Ő | Landsat 1 |
| 1973 | 6 | 37 | Ő | 0 | 0 0 | Ő | Lundout 1 |
| 1974 | 5 | 31 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| 1975 | 5 | 30 | 0 | 1 | 0 | 0 | Landsat 2 |
| 1975 | 6 | 37 | 1 | 0 | 0 | 0 | |
| 1970 | 5 | 38 | 0 | 0 | 0 | 0 | |
| 1977 | 3 | 37 | 0 | 3 | 0 | 0 | Landsat 3 SEASAT (NOOA 6) |
| 1970 | 4 | 38 | 0 | 0 | 1 | 1 | Landsat 5, SEASAT (NOOA 0) |
| 1979 | | 41 | 0 | 0 | 2 | 1 | |
| 1980 | 3 | 41 | 0 | 0 | 2 | 1 | (NOAA7) |
| 1901 | 4 | 40 | 0 | 1 | 0 | 1 | (NOAA 7) Landsat 4 |
| 1962 | 4 | 44 | 0 | 1 | 1 | 1 | (NOAA8) |
| 1903 | 4 | 40 | 0 | 1 | 1 | 2 1 | (NOAA 6) |
| 1904 | 4 | 40 | 0 | 1 | 1 | 1 | Lanusat 5 (NOAA 9) |
| 1905 | 1 | 43 | 0 | 0 | 2 1 | 1 | SPOT 1 (NOA A 10) |
| 1980 | 1 | 40 | 0 | 0 | 1 | 2 1 | MOS 1 |
| 1987 | 2 | 38 27 | 0 | 0 | 2 | 1 | $\frac{1}{100} \frac{1}{100} \frac{1}$ |
| 1900 | | 27 | 0 | 0 | 2 5 | 1 | IKS-IA (NOAA II) |
| 1969 | 4 | 20 | 0 | 0 | 5 | 0 | SPOT 2 MOS 16 |
| 1990 | 2 | 23 | 0 | 0 | 5 | 5 1 | $\frac{1}{100} \frac{1}{100} \frac{1}$ |
| 1991 | 2 | 12 | 0 | 0 | 7 | | IRS-ID (NOAA 12) |
| 1992 | 1 | 15 | 0 | 0 | 5 | 2 | JERS-1 SPOT 2 |
| 1995 | 0 | 9 | 0 | | 5 | 2 | |
| 1994 | 1 | 9 | 0 | 0 | <u>Z</u> | | IRS P2 (NOAA 14) |
| 1995 | | 4 | 2 | | 1 | 4 | IRS-IC, ERS-2, RAUATSAL |
| 1990 | | 1 | 0 | | 1 | 2 2 | INO-10, ADEUO-I |
| 1997 | | 3 2 | 1 | 4 | 1 | 3 | SPOT 4 NOAA 15 |
| 1998 | | ے 1 | | 1 | 5 | 0 5 | SFUI-4, NUAA-13 Ikanaa Landaat 7 IDS D4 |
| 1999 | 3 | 1 | 1 | 4 | U | 3 | IKOHOS, LANDSAL-/, IKS-P4, |
| 2000 | 2 | 2 | 0 | A | 0 | | CDEKS-1, IEITa |
| 2000 | 5 | 5 | 1 | 4 | 0 | 0 | EKUSAI, NUAA-10 |
| 2001 | | 1 | | 3 | 0 | 1 | QUICKDITG-2 |
| 2002 | 0 | 1 | 2 | 2 | U | 8 | Envisat, SPOID, ADEUS-II, |
| 2002 | _ | 1 | 2 | 1 | 0 | 0 | Acqua, NUAA-1/ |
| 2003 | | 1 | 3 | | 0 | 8 | Ordview-3, IKS-P6, CBERS-2 |
| 2004 | 0 | 1 | 2 | | 0 | 5 | Formosat, Helios-2 |
| 2005 | 2 | | 0 | | 0 | 5 | NOUA-N, MSG-2, IKS-P5 |
| 2006 | 3 | l | 3 | 3 | 1 | 6 | GOES-N, Sar-Lupe, EROS-B, METOP-A |
| 2007 | 0 | 1 | 8 | 1 | 0 | 8 | WorldView, Terrassar-X, CSK, Cartosat2, Radarsat2 |
| 2008 | 0 | 1 | 5 | 1 | 0 | 8 | Cartosat-2, GeoEye-1, RapidEyes, THEOS |

TABLE A.1 – Comparaison du nombre de satellites de reconnaissance militaire et du nombre de satellites de télédétection civile entre 1960 et 2008 (d'après [9]). A partir de l'année 1997, ce tableau a été complété à l'aide des données fournies dans l'annexe A.

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

Cadre privé } sans modifications Voir page 173

A.1 Chronologie

Les données fournies dans ce paragraphe sont extraits principalement du remarquable site de l'Encyclopedia Astronautica :

http://www.astronautix.com

On trouve aussi d'intéressantes informations sur la page : http://gdsc.nlr.nl/FlexCatalog/catalog.html#

Année 1997

| Date | Satellite | Nationalité | | Туре | divers |
|------------|-------------------|-------------|--------------|-----------|--------------------|
| 4/04/1997 | DMPS 5D-2F-14 | USA | weather | militaire | |
| 25/04/1997 | GOES-10 | USA | GOES-K | weather | |
| 15/05/1997 | Cosmos 2343 | Russie | surveillance | militaire | 123 jours |
| 6/06/1997 | Cosmos 2344 | Russie | surveillance | militaire | P=1502km, A=2739km |
| 10/06/1997 | FY-2B | chine | | weather | |
| 1/08/1997 | Orbview-2 | USA | surveillance | civil | |
| 23/08/1997 | Lewis | USA | earth | civil | |
| 2/09/1997 | Meteosat 7 | Europe | earth | weather | |
| 29/09/1997 | IRS-1D | Inde | earth | | |
| 24/10/1997 | USA133 | USA | | militaire | Lacrosse 3 |
| 17/11/1997 | RESURS F-1M (F21) | Russie | earth | | 21 jours |
| 15/12/1997 | Cosmos 2348 | Russie | surveillance | militaire | |
| 24/12/1997 | Early Bird | USA | surveillance | civil | |

Année 1998

| Date | Satellite | Nationalité | | Туре | divers |
|------------|--------------|-------------|--------------|-----------|--------------------|
| 22/01/1998 | Ofeq-4 | Israel | surveillance | militaire | échec au lancement |
| 17/02/1998 | Cosmos 2349 | | surveillance | | SPIN2 |
| 24/04/1998 | SPOT 4 | Europe | earth | | |
| 13/05/1998 | NOAA-15 | USA | earth | weather | |
| 24/06/1998 | Cosmos 2358 | Russie | surveillance | militaire | 22/10/1998 |
| 25/06/1998 | Cosmos 2359 | Russie | surveillance | militaire | |
| 10/07/1998 | Resurs O-1-4 | Russie | earth | | |



| Date | Satellite | Nationalité | | Туре | divers |
|------------|---------------------|-------------|-----------------|-------------|----------------------|
| 15/04/1999 | Landsat-7 | USA | earth | civil | |
| 21/04/1999 | UoSAT-12 | UK | earth | civil (30m) | |
| 27/04/1999 | Ikonos-1 | USA | earth | civil | échec |
| 10/05/1999 | Feng-Yun 1C | | | | |
| 18/05/1999 | TERRIERS | USA | | | |
| 22/05/1999 | USA-144 | USA | optique (KH 13) | militaire | |
| 26/05/1999 | IRS-P4 | Inde | | | OceanSat1 |
| 26/05/1999 | Kitsat-3 | Corée | earth | civil | |
| 26/05/1999 | DLR-Tubsat | Allemagne | optique | | 45 kg |
| 17/07/1999 | Okean-O | Russie | earth | | RSL |
| 18/08/1999 | Cosmos 2365 | Russie | surveillance | militaire | |
| 24/09/1999 | Ikonos-2 | USA | | | 98.2, 678km-679km |
| 28/09/1999 | Resurs-F-1M | Russe | | | 82.3, 220km-231km |
| | | | | | retour le 22/10/1999 |
| 14/10/1999 | Zi Yuan 1 : CBERS-1 | | | | 98.6, 773km-774km |
| 3/12/1999 | Helios 1B | France | | militaire | 98.1, 679km-681km |
| 12/12/1999 | DMSP F-15 | USA | weather | militaire | 98.9, 837km-851km |
| 18/12/1999 | Terra | USA | earth | | 98.2, 654km-684km |

Année 2000

| Date | Satellite | Nationalité | | Туре | divers |
|------------|-------------------|-------------|---------------|------------|------------------------------------|
| 27/01/2000 | ASUSAT | | | .5 km | 100.2°, 754km-809km, 100.4min. |
| 12/03/2000 | MTI | USA | | militaire | 97.4°, 574km-609km |
| 3/05/2000 | Cosmos 2370 | Russie | Yantar-4KS1 | militaire | 64.7°, 240km-300km |
| 3/05/2000 | GOES 11 | USA | GOES-L | weather | géostationnaire |
| 25/06/2000 | Feng-Yun-2B | Chine | Meteo | | géostationnaire |
| 28/06/2000 | Kosmos-3M | | (Tsinghua-1) | | |
| 15/07/2000 | Kosmos-3M | | BIRD-Rubin | | 87.3, 411km-463km |
| 19/07/2000 | Mightysat-2.1 | USA | militaire HSI | | 97.8°, 547km-581km |
| 17/08/2000 | Onyx | USA | radar | militaire | 68.0°, 689km-695km |
| 1/09/2000 | ZY-2 CBERS | | (CZ-4B) | | 97.4°, 489km-501km |
| 21/09/2000 | Tiros-N | USA | NOAA-L | | 98.8°, 853km-867km, héliosynchrone |
| 25/09/2000 | Cosmos 2372 | Russie | | (Orlets-2) | 64.8°, 211km-343km |
| 29/09/2000 | Cosmos 2373 | Russie | Yantar-1KFT | | 70.4°, 211km-285km |
| | | | | | retour le 14/11/2001 |
| 20/11/2000 | QuickBird1 | USA | | | Echec |
| 21/11/2000 | NMP/EO-1 | USA | | | |
| 5/12/2000 | EROS-A1 | Israël | | dual? | 97.3°, 480km-500km |

Année 2001

| Date | Satellite | Nationalité | | Туре | 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 | Militaire | 97.9°, 150km-1050km |
| | | | 10 cm ? | | |
| 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 |



| Date | Satellite | Nationalité | | Туре | 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 |

Année 2003

| Date | Satellite | Nationalité | | Туре | 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 | | géostationnaire |
| | | | (et communications) | | |
| 26/06/03 | Orbview-3 | USA | optique | | 97.3, 452km-455km |
| 30/06/03 | AAU Cubesat | Danemark | optique (100 m) | | 98.7, 816-831, 1kg |
| 12/08/03 | Kosmos 2399 | Russie | Yantar-4KS1M | militaire | 64.9, 180km-289km |
| | | | | | détruit sur orbite le 9/12/2003 |
| 27/09/03 | Bilsat 1 | Turquie | optique | | 98.2, 677km-695km, 100kg |
| 27/09/03 | BNSCSat 1 | UK | optique | | 98.2, 677km-695km, 100kg |
| 27/09/03 | NigeriaSat 1 | Nigeria | optique | | 98.2, 677km-695km, 100kg |
| 27/09/03 | INSAT 3E | Inde | | | |
| 15/10/03 | SHenzou 5 | Chine | optique (1,6m) | militaire | 42.4, 338km-347km |
| | (orbital module) | | | | |
| 17/10/03 | ResourceSat 1 | Inde | optique | | 98.8, 813km-836km |
| | (IRS-P6) | | | | |
| 21/10/03 | CBERS-2 | Chine | optique | | 98.5, 731km-750km |
| 28/03/03 | IGS 2a et 2b | Japon | Optique et radar | militaire | Echec |

Année 2004

| Date | Satellite | Nationalité | | Туре | divers |
|------------|---------------------|-------------|-------------|-----------------|------------------------------|
| 18/04/2004 | Shiyan-1 (Tansuo-1) | Chine | imageur | | 97.7, 598km-616km, 204 kg |
| 20/05/2004 | Formosat 2 | Taiwan | optique 2m | | 99.1, 887-891 km |
| | (ex Rocsat-2) | | | | |
| 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 |
| | | | | | périgé de 650 km non atteint |



| Date | Satellite | Nationalité | | Туре | divers |
|------------|---------------|-------------|-----------------|-----------|--------------------------------------------|
| 26/02/2005 | Himawari 6 | Japon | Météo | | Géostationnaire |
| 30/04/2005 | USA 182 | USA | Onyx??? | militaire | 57.0°, 481-705km |
| 05/05/2005 | Cartosat-1 | Inde | IRS-P5 | | 97.9°, 97.10', 620 km |
| 20/05/2005 | Tiros-N | USA | NOAA-18/NOAA-N | | 98.7°, 102.1', 847km-866km, héliosynchrone |
| 2/09/2005 | Kosmos 2415 | Russie | Yantar-1KFT | militaire | 64.9°, 89.3', 205-272 km |
| | | | | | retour le 15 octobre |
| 8/10/2005 | Cryosat | Europe | altimètre radar | | échec |
| 16/10/2005 | USA 186 | USA | Crystal??? | militaire | 97.9°, 264-1050km |
| | | | | | 20 tonnes |
| 28/10/2005 | Topsat | GB | optique 2.5 m | | 98.2°, 98.7', 682-707 km |
| | | | | | 108 kg |
| 28/10/2005 | DMC Beijing-1 | Chine | optique | | 98.2°, 98.7', 682-707 km |
| | | | | | 108 kg |
| 28/10/2005 | Sinah-1 | Iran | optique 3 m | | 98.2°, 98.6', 682-705 km |
| | | | | | 160 kg |
| 21/12/2005 | MSG-2 | Europe | | météo | géostationnaire |

Année 2006

| Date | Satellite | Nationalité | | Туре | 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 | Israel | 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 | USA | climat | | 98.2°, 98.8', 703 km |
| | Calypso | | | | 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" | | 69.9°, 94', 355 km-585 km |
| | | | Yantar-4KS1 (optique 1m) | | |
| 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 | 58.5°, 91.8', 354-376km |
| | | | | 20 tonnes | 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 |



| Date | Satellite | Nationalité | | Туре | divers |
|------------|----------------|-----------------|-------------------|---------------|----------------------------|
| 10/01/2007 | LAPAN Tubsat | Indonésie | optique 5m | technologie | 97.9°, 97.3', 620-638 km |
| 10/01/2007 | Cartosat-2 | Inde | optique < 1m | cartographie | 98.0°, 97.40', 629-644 km |
| 24/02/2007 | IGS-2 | Japon | radar | militaire | |
| 24/02/2007 | IGS-3V | Japon | optique | militaire | |
| 11/04/2007 | Haiyang 1B | Chine | multispectral | océanographie | 98.6°, 100.8', 782-815 km |
| 17/04/2007 | MisrSat 1 | Egypte | optique (8m) | | 98.10°, 98.00', 657-667 km |
| 17/04/2007 | Saudisat 3 | Arabie Séoudite | optique | | 98.10°, 98.10', 656-679 km |
| 25/05/2007 | Yaogan-2 | Chine | optique | militaire | 97.8°, 97.6', 631-655 km |
| 7/06/2007 | Cosmos 2427 | Russie | Yantar-4K1 (film) | militaire | 67.10°, 89.8', 167-239km |
| | | | | | retour le 22/08/2007 |
| 8/06/2007 | Cosmo-Skymed 1 | Italie | radar | dual | 97.9°, 97.20', 622-626 km |
| 10/06/2007 | Ofeq-7 | Israël | optique | militaire | 141.80°, 93.8', 340-576 km |
| 15/06/2007 | Terrasar-X | Allemagne | radar | | 97.50°, 499-512 km |
| 2/07/2007 | Sar Lupe 2 | Allemagne | radar | militaire | 98.2°, 94.3', 470-508km |
| 18/09/2007 | Worldview-1 | USA | optique (50 cm) | | 97.50°, 94.50', 492-496 km |
| 19/09/2007 | CBERS-2B | Chine/Brésil | | | 98.5°, 100.3', 773km-775km |
| 1/11/2007 | Sar Lupe 3 | Allemagne | radar | militaire | |
| 12/11/2007 | Yaogan-3 | Chine | radar | militaire | |
| 9/12/2007 | Cosmo-Skymed 2 | Italie | radar | dual | |
| 14/12/2007 | Radarsat-2 | Canada | radar | | |

Année 2008

| 21/01/2008 | Tecsar | Israël | radar/optique | militaire | 41°, 94.50', 405-580 km |
|------------|----------------|-----------|-------------------|-----------------|----------------------------|
| 27/03/2008 | Sar Lupe 4 | Allemagne | radar | militaire | |
| 28/04/2008 | Cartosat-2 | Inde | optique (1m) | | 98°, 97.40', 623-645 km |
| 27/05/2008 | FY-3A | Chine | | weather | 98.8°, 101.40', 826-828 km |
| 22/07/2008 | Sar Lupe 5 | Allemagne | radar | militaire | |
| 29/08/2008 | RapidEyes | Allemagne | 5 optiques | | |
| 6/09/2008 | Geo-Eye 1 | USA | optique (42 cm) | | |
| 1/10/2008 | Theos | Thaïlande | optique | PAN (2m et 15m) | 820 km |
| 24/10/2008 | Cosmo-Skymed 3 | Italie | radar | dual | |
| 5/11/2008 | Shiyan 3 | Chine | | | |
| 14/11/2008 | Cosmos 2445 | Russie | Yantar-4K2 (film) | militaire | |
| 1/12/2008 | Yaogan-4 | Chine | optique | militaire | |
| 15/12/2008 | Yaogan-5 | Chine | optique | militaire | |

Année 2009

| 12/02/2009 | Spirale A et B | France | optique | militaire | |
|------------|----------------|---------------------|--------------------|------------|---------------------------|
| 20/04/2009 | RISAT-2 | Inde | radar | militaire | |
| 22/04/2009 | Yaogan-6 | Chine | optique ou radar?? | militaire | |
| 29/04/2009 | Cosmos 2450 | Russie | Yantar-4K2 (film) | militaire | |
| 27/06/2009 | GOES | USA | GOES-O | weather | géostationnaire |
| 14/07/2009 | RazakSat | Malaisie | optique | | 9°,685 km |
| 29/07/2009 | Dubaisat-1 | Emirats arabes unis | optique | | |
| 29/07/2009 | Deimos-1 | Espagne | optique | DMC | |
| 29/07/2009 | UK-DMC2 | UK | optique | DMC | |
| 17/09/2009 | Meteor-M1 | Russie | MSU-MR | météo | 814 km x 820 km, 98.8° |
| 23/09/2009 | Oceansat-2 | Inde | optique | mer | |
| 8/10/2009 | Worldview-2 | USA | optique (42 cm) | | |
| 18/10/2009 | DMSP-5D3-F18 | USA | climat | militaire | 98.8°, 101.9', 841-855 km |
| 2/11/2009 | SMOS | Europe | environnement | SAR passif | |
| 18/12/2009 | Helios 2B | France | optique | militaire | 98.1, 688-690 km |

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

Cadre privé } sans modifications Voir page 173



| 4/03/2010 | GOES-15 | USA | GOES-P | weather | |
|------------|----------------|-----------|-----------------|--------------|----------------------------|
| 16/04/2010 | Cosmos 2462 | Russie | Yantar-4K1 | | 67.2°, 180km-270km |
| | | | | | retour le 21/07/2010 |
| 21/06/2010 | Tandem-X | Allemagne | radar | | 97.50°, 507-509 km |
| 22/06/2010 | Ofeq-9 | Israël | optique | militaire | 141.80°, 94.5', 400-586 km |
| 12/07/2010 | Cartosat-2B | Inde | optique (0.8 m) | | 97.91°, 97.44', 629-647 km |
| 12/07/2010 | ALSAT-2A | Algérie | optique (2.5 m) | | 98.2, 672km-674km |
| 9/08/2010 | Yaogan-10 | Chine | radar | militaire | 97.8°, 97.3', 630 km |
| 24/08/2010 | Tianhui-1 | Chine | optique | cartographie | |
| 21/09/2010 | USA 215 | USA | radar | militaire | 123.0°, 1102km-1105km |
| 22/09/2010 | Yaogan-11 | Chine | optique | militaire | 98°, 97.7', 626km-669km |
| 5/11/2010 | FY-3B | Chine | | weather | 98.7°, 101.40', 825-828 km |
| 6/11/2010 | Cosmo-Skymed 4 | Italie | radar | dual | |

Année 2011

| a, | | | | |
|----|----------------------|---------------------------|------------|----------------|
| | RESOURCESAT-2 | ISRO - India | 20/04/2011 | optique |
| | SAC-D (Aquarius) | NASA - USA | 10/06/2011 | optique |
| | RASAT | TUBITAK UZAY/STRI- Turkey | 17/08/2011 | optique |
| | NigeriaSat - 2 | NASRDA - Nigeria | 17/08/2011 | optique |
| | NigeriaSat - X | NASRDA - Nigeria | 17/08/2011 | optique |
| | Suomi NPP | NOAA | 28/10/2011 | optique |
| | SSOT | Chili | 16/12/2011 | optique (dual) |
| | Pleiades 1A | CNES - France | 17/12/2011 | optique (dual) |
| | | | | |

Année 2012

| Metop-B | EUMETSAT | 17/02/2012 | optique |
|-------------|--------------------------|------------|----------------|
| RISAT-1 | ISRO - India | 26/04/2012 | optique |
| KOMPSAT-3 | KARI - Korea | 17/05/2012 | optique |
| GCOM-W1 | JAXA - Japan | 17/05/2012 | A-train |
| Meteosat-10 | EUMETSAT | 5/07/2012 | optique |
| Kanopus-V | Russie | 22/07/2012 | optique |
| Belka 2 | Biélorussie | 22/07/2012 | optique |
| SPOT 6 | Airbus Defence and Space | 9/09/2012 | optique |
| Pleiades 1B | CNES - France | 2/12/2012 | optique (dual) |
| Göktürk-2 | Turquie | 18/12/2012 | optique (dual) |

Année 2013

| Landsat 8 | NASA - USA | 11/02/2011 | optique |
|-------------|--------------------------|------------|---------|
| PROBA-V | ESA | 7/05/2013 | optique |
| VNREDSat-1A | Airbus Defence and Space | 7/05/2013 | optique |
| INSAT-3D | ISRO - India | 26/07/2013 | optique |
| KOMPSAT-5 | KARI - Korea | 22/08/2013 | optique |
| FengYun-3C | NSMC - China | 23/09/2013 | optique |
| SkySat-1 | Planet - USA | 21/11/2013 | optique |
| CBERS-3 | INPE - Brazil | 9/12/2013 | échec |



| Sentinel-1A | ESA | 3/04/2014 | radar |
|-------------|----------------------------------|------------|------------------|
| KazEOSat-1 | Kazakhstan National Space Agency | 30/04/2014 | optique |
| ALOS-2 | JAXA - Japan | 24/05/2014 | optique et radar |
| Deimos-2 | DEIMOS - Spain | 19/06/2014 | optique |
| KazEOSat 2 | Kazakhstan | 19/06/2014 | optique |
| SPOT 7 | Airbus Defence and Space | 30/06/2014 | optique |
| SkySat-2 | Planet - USA | 8/07/2014 | optique |
| Meteor-M2 | ROSHYDROMET - Russia | 8/07/2014 | optique |
| WorldView-3 | DigitalGlobe | 13/08/2014 | optique |
| Himawari-8 | JMA - Japan | 7/10/2014 | optique |
| ASNARO-1 | J-spacesystems - Japan | 6/11/2014 | optique |
| CBERS-4 | INPE - Brazil | 7/12/2014 | optique |
| Resurs-P2 | Russie | 26/12/2014 | optique |

Année 2015

| SMAP | NASA - USA | 31/01/2015 | radar (RAR) |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|------------|-------------|
| KOMPSAT-3A | KARI - Korea | 25/03/2015 | optique |
| Sentinel-2A | ESA | 23/06/2015 | optique |
| MC 3 | SSTL - UK | 10/07/2015 | optique |
| Meteosat-11 | EUMETSAT | 15/07/2015 | optique |
| Teleos-1 | Singapour | 16/12/2015 | optique |
| (interval) a second second and a second se | | | |

Liste à laquelle il faut rajouter un certain nombe de Dove (Planet, USA).

Année 2016

| Sentinel-3A | ESA | 16/02/2016 | chimique |
|------------------------|--------------|------------|------------------|
| Resurs-P3 | Russie | 13/03/2016 | optique |
| Sentinel-1B | ESA | 25/04/2016 | radar |
| Aist-2D | Russie | 28/04/2016 | optique et radar |
| CartoSat-2 Series (2C) | ISRO - India | 22/06/2016 | optique |
| Dove, Flock 2p | Planet - USA | 22/06/2016 | optique |
| SkySat-3 | Planet - USA | 22/07/2016 | optique |
| SkySat-4-7 | Planet - USA | 16/09/2016 | optique |
| ALSAT-1B | Algérie | 26/09/2016 | optique |
| ALSAT-2B | Algérie | 26/09/2016 | optique |
| Himawari-9 | JMA - Japan | 2/11/2016 | optique |
| WorldView-4 | DigitalGlobe | 11/11/2016 | optique |
| GOES-16 | NOAA | 19/11/2016 | optique |
| RESOURCESAT-2A | ISRO - India | 7/12/2016 | optique |

Année 2017

| CartoSat-2 Series (2D) | ISRO - India | 15/02/2017 | optique |
|------------------------|---------------|------------|---------|
| Dove, Flock 3p | Planet - USA | 15/02/2017 | optique |
| Sentinel-2B | ESA | 7/03/2017 | optique |
| Dove, Flock 2k | Planet - USA | 14/07/2017 | optique |
| Kanopus V IK | Russie | 14/07/2017 | optique |
| Venµs | CNES - France | 1/08/2017 | optique |
| FORMOSAT-5 | NSPO - Taiwan | 24/08/2017 | optique |
| Sentinel-5P | ESA | 13/10/2017 | |
| SkySat-8-13 | Planet - USA | 31/10/2016 | optique |
| JPSS-1 (NOAA-20) | NOAA | 18/11/2017 | optique |

Annexe B

Rappels de trigonométrie sphérique



La trigonométrie sphérique traite des relations existants entre les angles constitutifs d'un triangle sphérique, c'est à dire d'un triangle tracé sur la surface d'une sphère.

C'est une discipline majeure de la géométrie, qui n'est certes plus guère enseignée de nos jours. Cependant, tout formulaire mathématique exhaustif propose des jeux de formules qu'il ne reste plus qu'à utiliser à bon escient (comme par exemple [11]).

B.1 Cas général

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



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

Si l'on désigne les angles selon la convention suivante :

— angle \widehat{AOB} : *c*

— angle \overrightarrow{BOC} : a

- angle \widehat{AOC} : b

on a alors les cinq relations utiles suivantes :

| $\cos a$ | = | $\cos b \cos c +$ | $\sin b \sin c \cos \alpha$ | (B.1) |
|----------|---|-------------------|-------------------------------|-------|
|----------|---|-------------------|-------------------------------|-------|

$$\cos \alpha = -\cos\beta \cos\gamma + \sin\beta \sin\gamma \cos a \tag{B.2}$$

$$\sin a \cot b = \cot \beta \sin \gamma + \cos a \cos \gamma \tag{B.3}$$

$$\sin a \, \cot \beta = \cot b \, \sin c \, - \, \cos a \, \cos c \tag{B.4}$$

$$\frac{\sin a}{\sin \alpha} = \frac{\sin b}{\sin \beta} = \frac{\sin c}{\sin \gamma}$$
(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 | = | $\sin c \ \sin \alpha$ | (B.6) |
|---------------|---|----------------------------|--------|
| sin b | = | $\sin c \ \sin \beta$ | (B.7) |
| tan a | = | $\sin b \ \tan \alpha$ | (B.8) |
| tan b | = | $\sin a \ \tan \beta$ | (B.9) |
| $\cos c$ | = | $\cos a \cos b$ | (B.10) |
| tan a | = | $\tan c \ \cos \beta$ | (B.11) |
| tan b | = | $\tan c \ \cos \alpha$ | (B.12) |
| $\cos\beta$ | = | $\cos b \sin \alpha$ | (B.13) |
| $\cos \alpha$ | = | $\cos a \ sin \beta$ | (B.14) |
| cos c | = | $\cot \alpha \ \cot \beta$ | (B.15) |



Bibliographie

- [1] Antartic Treaty Inspections Programme. Report 2014-2015. United Kingdom, Foreign and Commonwealth Office. Czech Republic, Ministry of Foreign Affairs, Mai 2015.
- [2] J. Baud. Encyclopédie du renseignement et des services secrets. Lavauzelle, 2002.
- [3] Laurent Beaudoin. Sélection de données satellitales optiques pour la télédétection. PhD thesis, Télécom-Paris, Dec 2001.
- [4] A. Berk, P. Conforti, R. Kennett, T. Perkins, F. Hawes, and J. van den Bosch. MODTRAN6 : a major upgrade of the MODTRAN radiative transfer code. *Proc. SPIE 9088, Algorithms and Technologies for Multispectral, Hyperspectral, and Ultraspectral Imagery XX,*, June 2014.
- [5] Michel Capderou. Satellites : orbites et missions. Springer, 2003.
- [6] F.Bonn. *Précis de télédétection : Volume 2, Applications thématiques.* Presses de l'Université du Québec, 1996.
- [7] F.Bonn and G.Rochon. Précis de télédétection : Volume 1, Applications thématiques. Presses de l'Université du Québec, 1992.
- [8] G. Fioraso. *OPEN SPACE : l'ouverture comme réponse aux défis de la filière spatiale*. Rapport au premier ministre, juillet 2016.
- [9] F.Verger. Atlas de géographie de l'espace. Belin, 1997.
- [10] R. Guiziou. Mécanique spatiale. http://artemmis.univ-mrs.fr/im2/mecaspa/, 2001.
- [11] H.Stöcker. Toutes les mathématiques. Dunod, 2002.
- [12] H. Laur. Analyse d'images radar en télédétection : discriminateurs radiométriques et texturaux. Thèse de doctorat, Université Paul Sabatier (Toulouse), 1989.
- [13] P. Lier, C. Valorge, and X. Briottet. *Imagerie spatiale : Des principes d'acquisition au traitement des images optiques pour l'observation de la Terre*. Cépaduès, 2008.
- [14] J-M. Nicolas, Emmanuel Trouvé, Renaud Fallourd, Flavien Vernier, Florence Tupin, O. Harant, M. Gay, and Luc Moreau. A first comparison of CosmoSkyMed and TerraSAR-X data over Chamonix Mont-Blanc test site. IGARSS'12, Munich, Germany, 2012.
- [15] Robert A. Schowengerdt. *Remote Sensing : Models and Methods for Image Processing*. Academic Press, 1997.
- [16] U.S. Geological Survey Fact Sheet. *Declassified intelligence satellite photographs*. U.S. Geological Survey, 2008.
- [17] James Ralph Snyder. Satellite motion around an oblate planet : a perturbation solution for all orbital parameters. Naval Postgraduate School, Monterey, California, 1989.
- [18] T. Toutin. Photogrammétrie satellitale pour les capteurs de haute résolution : état de l'art. *Revue française de photogrammétrie et de télédétection*, (175) :57–68, 2004.
- [19] F. Tupin, J.-M. Nicolas, and J. Inglada. Imagerie de Télédétection. Hermes, 2013.





Index

Venµs, 129

A-train : Aqua et Aura, 109 A-train : Parasol, 102 ABI (Advanced Himawari Imager), 95 ABI (Advanced Baseline Imager), 92 **ADEOS**, 115 ADEOS-2, 115 Afrique du sud (radar), 154 agilité, 43 Aist-2D, 127 Aist-2D (radar), 153 Aleph-1, 135 ALI (capteur), 107 Almaz, 142 Almaz-1, 142 Almaz-2, 156 ALOS, 115 ALOS-2, 115 ALOS-3, 115 Alsat-1, 132 Alsat-2, 117 altitude géodésique, 31 Aqua, 108 Argon, 138 Arkon-2, 156 ASNARO, 125 ASTER (capteur), 108 ASTER (MNE), 34 AstroSAR-Lite, 155 Aura, 108 AVHRR (capteur), 97 AVNIR (capteur), 115 AVNIR 2 (capteur ALOS), 115 bandes Radar, 53 Beijing-1, 132 Belka-2, 133 Bilsat-1, 132 Biomass, 155 BISSAT, 156 CartoSat, 113

Cartosat, 124 Cartosat-1, Cartosat-2, 124 case distance, 80 case sol (optique), 74 case sol (radar), 81 catalogue, 38 CAVIS (Worldview), 121 **CBERS**, 115 Chandrayaan, 142 Chris (capteur), 129, 131 Clark, 131 conflit de programmation, 43 constante : J_2 , 15 constante : J_{22} , 15 constante : circonférence terrestre, 25 constante : ellipse terrestre (WGS84), 14 constante : masse de la Terre, 8 constante gravitationnelle G, 8constellation, 38 constellation (cycle), 42 Constellation Radarsat, 155 Corona, 138 Cosmo Skymed, 150 couloir d'agilité, 43 couverture d'un satellite, 40 CSG. 155 CSK. 150 CubeSat, 131 cycle d'un satellite, 22 CZCS (capteur), 103 défilement (satellite), 39 Deimos-1, 132 Deimos-2, 124 DEM (Digital Elevation Model), 34 DESDynl, 156 distance au nadir, 67 DLR, 117, 150 DLR Tubsat, 133 DMC, 132 **DMSP**, 99 Dnepr (lanceur), 19 DTM (Digital Terrain Model), 34 DubaïSat, 124 E-corce (Blue Planet), 140 EarlyBird, 121 EarthWatch, DigitalGlobe, 120

Earth watch, DigitalGlobe, 120 EDRS, 49 EGM2008 (ellipsoïde de référence), 30 Egyptsat-1, 133 EgyptSat-2, 118 ellipsoïde de référence : WGS84, 14 empreinte sol, 73 Envisat, 142, 146 EO, 107 EOS, 108

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

Cadre privé } sans modifications Voir page 173



EOSAT, 120 EROS, 125 ERS, 142 Falcon Eye (Emirats arabes unis), 136 Feng Yun (FY-1A à FY-1D, FY-2A à FY-2C, FY-3A), 96 Flock. 134 FOR (Field of Regard), 44 Formosat-2, 127 Formosat-5, 127 FOV (Field Of View, 51 Fuyo-1 (optique), 114 Fuyo-1 (radar), 142, 145 Göktürk, 137 géoïde, 30 GaoFen, 116 Gaofen (radar), 152, 154 GEO: Low Earth Orbit, 39 GeoEye, 119 GeoEye-1, 120 GeoEye-2, 120 gerbe centrale, 64 gerbe perspective, 64 GMS, 94 **GOES**, 91 **GOMS**, 96 GRACE, 30 GSI (case sol en optique), 74 héliosynchronisme, 16 Haiyang, 104 hauteur ellipsoïdale, 31 Helios. 136 Himawari, 94, 95 HJ-1C(radar), 152 HRC (capteur), 131 HRV (capteur), 110 HRVIR (capteur), 110 Huan Jing (optique), 116 Huan Jing (radar), 152 Hyperion (capteur), 107 Hyperion (satellite EO), 128 IASI (capteur METOP), 99 IceSat, 108 Icesat-2, 109 IGS (optique), 137 IGS (radar), 153 Ikonos, 120 INSAT, 95 IRS, 113 ISS, 140 JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency), 114 **JERS**, 142 JERS (optique), 114 **JERS (RSO)**, 145

Kalpana-1,96 Kanopus-V-IK, 133 Kanopus-V-N1, 133 KazEOSat 2, 133 KazEOSat-1, 125 KFA 1000 (capteur), 126, 139 KFA 3000 (capteur), 126 KH (capteur Key Hole), 138 Kitsat, 133 KMSS (capteur), 100 Kobalt, 137 KOMPSAT-2, KOMPSAT-3, KOMPSAT-3A, 124 **KOMPSAT-5**, 152 Kondor 1, 154 Kondor-E 1, 154 Kuaizhou (optique), 135 KVR-1000 (capteur), 126 Lacrosse, 153 Landsat, 105 Lanyard, 138 LAPAN Tubsat (Indonésie), 133 LDCM (Landsat Data Continuing Mission), 106 Lemur, 135 LEO: Low Earth Orbit, 39 Lewis, 131 Lidar IceSat, 108 LISS(capteur), 113 MAPSAR, 156 Maroc Tubsat, 133 MERIS (capteur), 128 MESSR (capteur), 114 Meteor-2, 100 Meteor-3, 100 Meteor-M1, 100 Meteor-M1 (RSO), 148 Meteor-M2, 100 Meteosat, 92 METOP (ESA), 99 METSAT, 95 Minotaur (lanceur), 19 MIR (optique), 139 MIR (radar), 148 MisrSat-1 (Egypte), 133 MisrSat-2 (Egypte), 118 Misty, 138 MK4 (capteur), 126 MNE (Modèle Numérique d'Elevation), 34 MNE ASTER, 108 MNE SRTM, 149 MNE TanDEM-X. 151 MNS (Modèle Numérique de Surface), 35 MNT (Modèle Numérique de Terrain), 34 MODIS (capteur), 108 Mohammed VI-A (Maroc), 137 MOMS-1 (capteur), 139 MOMS-2 (capteur), 139 MOMS-2P (capteur), 140



MOP (Meteosat), 92 MOS, 114 MOS (capteur), 113, 139 MSG, 93 MSU-E (capteur), 109 MSU-K (capteur), 109 MSU-MR (capteur), 100 MTG, 94 MTSAT, 94, 95 Myriade : Parasol, 102 nadir, 66 Navette spatiale (optique), 139 Navette spatiale (radar), 148 NigeriaSat, 132 NigeriaSat-2, 132 NigeriaSat-X, 132 NIMBUS, 103 NMP, 107 NOAA, 97 Novasar, 156 NPO: Near Polar Orbit, 39 NPOESS, 99 OceanSat, 105 OCM (capteur), 105 Ofeq (optique), 137 Ofeq (radar), 154 Okean, 104 OLS (capteur), 99 Onyx, 153 OPS (capteur), 114 Optisar, 140, 156 OPTSAT-3000, 137 ORBIMAGE, 119 orbites gelées, 16 orbites héliosynchrones, 15 Orbview, 119 Orbview-5, 120 **ORFEO**, 123 orientation de la trace, 55 orientation des images : visée verticale, 55 Orlets, 137 période d'un satellite, 12 PALSAR (capteur ALOS), 150 Parasol, 102 PAZ, 155 Persona, 137 Perusat, 126 phasage d'un satellite, 22 Planet Labs, 134 Pleiades HR 1A et 1B, 123 Pleiades Neo. 140 PocketQube, 131 **POES**, 97 Polder (capteur), 101 Polder (satellite Parasol), 102 Polder (satellites ADEOS et ADEOS-2), 101 Priroda, 113, 148 Proba-1, 131 pushbroom, 52 QuickBird, 121 Référentiel géodésique (définition), 14 résolution (définition), 63 radarbroom, 53 Radarsat : constellation Radarsat, 155 Radarsat-1, 142, 145 Radarsat-2, 151 RapidEye, 117 Rasat, 133 rayon perspectif, 64 RazakSAT, 118 Red Edge, 50 ResourceSat, 113 Ressources21, 140 Resurs-F, 126 Resurs-O, 109, 148 Resurs-P, 127 RISAT-1, 152 RISAT-2, 154 ROCSAT, 127 roue interférométrique, 156 **RPC**, 88 **RPM**, 88 SABRINA, 156 SAOCOM, 155 SAR-LUPE, 154 satellite à défilement, 39 satellite géostationnaire, 39 Saudisat-3, 133 Seasat, 142 SeaWiFS, 103 Sentinel 4, 113 Sentinel 5, 113 Sentinel-1, 152 Sentinel-2, 112 Sentinel-3, 112 SEVIRI (capteur MSG), 93 Shiyuan, 116 Sich-2 (Resurs-O1 N9), 104 SIR-A, 148 SIR-B, 148 SIR-C, 149 SIR-X, 149 SkySat, 130 Sovinformsputnik, 126 Space Imaging, 120 Spirale, 136 Spire, 135 SPOT, 109 SPOT 1 à 4, 110 SPOT 5, 111 SPOT Végétation (capteur), 103 SPOT-6, SPOT-7, 111

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



Cadre privé } sans modifications Voir page 173 SRT (système de référence terrestre), 30 SRTM, 149 SRTM (MNE), 34 SSOT, 135 Suomi, 99 SWOT, 30, 155 système de référence terrestre (SRT), 30 système de référence verticale (SRV), 32 TanDEM-X, 150 TDI, 52 Tecsar (radar), 154 Teleos-1, 127 temps de cycle, 22 temps de revisite, 42 Terra, 108 Terrasar-L, 156 Terrasar-X, 150 Terraserver, 126 Theos, 118 Tianhui (TH1), 116 TK-350 (capteur), 126 Topaz, 153 TopSat, 133 Travers (capteur), 139, 148 Tsinghua-1, 133 **UK-DMC**, 132 UK-DMC2, 132 UK-DMC3, 133 UoSAT-12, 132 UrtheCast, 140 Végétation, 103 Venera, 142 VHRR (capteur), 96 VIIRS, 99 VNREDSat-1, 119 VTIR (capteur), 114 WGS84 (Ellipsoïde de référence), 14 whiskbroom, 51 WIFS (capteur), 113 World Meteorological Organization, 96 Worldview 1 à 4, 121 X-cubesat, 134 X-Sat. 133 Yantar, 137 Yaogan (optique), 135 Yaogan (radar), 154

Zenit, 137 ZiYuan, 116 Ziyuan I, 115



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.

- le droit de reproduire le document en un exemplane, 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

