

THÈSE DE DOCTORAT
DE L'UNIVERSITÉ PSL

Préparée à l'Observatoire de Paris

**La navigation astronomique d'une sonde autonome,
pour l'exploration du système solaire à l'ère de Gaia**

Soutenue par

Yann DUCHEMIN

Le 28 janvier 2019

Ecole doctorale n° 127

**Astronomie et astrophysique
d'Île-de-France**

Spécialité

Astronomie & Astrophysique

Composition du jury :

Françoise ROQUES

Astronome, LESIA, HDR
Observatoire de Paris

Présidente

Octavian CURÉA

Enseignant-chercheur, HDR,
ESTIA

Rapporteur

Olivier MAURICE

Chercheur, HDR,
Ariane Group

Rapporteur

Paolo TANGA

Astronome, HDR
Observatoire de la Côte d'Azur

Examineur

Xavier SAVATIER

Enseignant-chercheur, HDR,
ESIGELEC-IRSEEM

Invité

Jean-Eudes ARLOT

Astronome émérite, HDR
IMCCE / Observatoire de Paris

Directeur de thèse

Valéry LAINEY

Astronome adjoint HC, HDR,
IMCCE / Observatoire de Paris
Jet Propulsion Laboratory (CA. USA)

Directeur de thèse

ÉCOLE DOCTORALE D'ASTRONOMIE ET D'ASTROPHYSIQUE D'ÎLE-DE-FRANCE

UNIVERSITÉ DE RECHERCHE PARIS SCIENCES ET LETTRES

THÈSE DE DOCTORAT PSL

présentée par

Yann DUCHEMIN

pour obtenir le grade de docteur de PSL

spécialité : Astronomie & Astrophysique

LA NAVIGATION ASTRONOMIQUE
D'UNE SONDE AUTONOME,
POUR L'EXPLORATION DU SYSTÈME SOLAIRE
À L'ÈRE DE GAIA

dirigée par :

Jean-Eudes ARLOT, astronome émérite, HDR (IMCCE, *Obs.* de Paris) . . . Directeur de thèse

Valéry LAINEY, astronome adjoint HC, HDR (JPL, Pasadena CA.USA) . . . Directeur de thèse

soutenue le 28 janvier 2019 devant un jury composé de :

Françoise ROQUES, astronome, HDR (LESIA, Observatoire de Paris) Présidente

Octavian CURÉA, enseignant-chercheur, HDR (ESTIA, Bidart) Rapporteur

Olivier MAURICE chercheur HDR (ArianeGroup, Les Mureaux) Rapporteur

Paolo TANGA, astronome, HDR (Observatoire de la Côte d'Azur) Examineur

Xavier SAVATIER, enseignant-chercheur, HDR (Esigelec, Rouen) Invité

Institut de Mécanique Céleste et de Calcul des Éphémérides

Établissements d'accueil

Institut de Mécanique Céleste et de Calcul des Éphémérides

Observatoire de Paris - UMR 8028 du CNRS
77 Avenue Denfert-Rochereau
75014 PARIS
FRANCE

Institut de Recherche en Systèmes Électroniques Embarqués

Esigelec, Technopôle du Madrillet
Avenue Galilée - BP 10024
76801 Saint-Etienne du Rouvray Cedex
FRANCE



IMCCE, Observatoire de Paris, PSL Research University, CNRS,

Sorbonne Universités, UPMC Univ. Paris 06, Univ. Lille,

IRSEEM, ESIGELEC

*À mes parents,
Gérard et Jeanine, merci pour tout.*

*À ma femme Émilie et mon fils Arthur,
mes étoiles guides.*

*À Olivier,
les poussières d'étoiles qui avaient fait de toi ce que tu étais
t'ont rendu immortel, peu importe l'endroit, tu es là.*

Remerciements

Je remercie tout d'abord M. Jean-Eudes Arlot pour la confiance qu'il m'avait déjà accordée une première fois en 2007 et qu'il m'a renouvelée pour ce travail de thèse. Sa capacité à vulgariser ses connaissances, sa passion pour l'astrométrie ont largement contribué à mener ce travail.

Je remercie très sincèrement M. Valéry Lainey pour ses conseils, ses explications concises et avisées dans les concepts qui m'étaient moins familiers, ainsi que pour sa disponibilité dans le travail et son accueil entre deux missions.

Vous avez tous deux ma profonde gratitude pour avoir accepté de diriger ma thèse.

Je remercie également M. Daniel Hestroffer pour son aide et sa motivation dans la réponse aux appels d'offres et ses idées innovantes.

Je remercie M. William Thuillot pour ses conseils et les nombreux échanges constructifs que nous avons eus.

Je remercie plus généralement mes collègues de l'IMCCE avec qui les discussions sont toujours instructives, et plus particulièrement celles et ceux avec qui j'ai pu partir en mission ou en conférence.

Je remercie mes collègues du pôle *Informatique Instrumentation et Systèmes* de l'IRSEEM-ESIGELEC, et plus précisément ceux du département *Systèmes Embarqués et Instrumentation*, qui participent au quotidien à rendre notre travail tellement passionnant.

Et je remercie enfin ma famille proche, mon comité de thèse, ainsi que toutes les personnes qui de près ou de loin ont participé à ce travail.

Introduction

DEPUIS toujours, l'Homme à voulu explorer. Si les raisons en sont diverses, à mon sens la soif de connaissances et de compréhension en est la principale motivation. L'exploration spatiale a constamment été un vecteur d'innovation pour de très nombreux domaines. Il est bien entendu essentiel, même vital pour les missions habitées, d'avoir une fiabilité maximale, au delà des défis technologiques. De nombreux enjeux sociaux actuels sont basés sur la mobilité et l'énergie, La convergence des moyens scientifiques et techniques doit apporter des solutions plus générales et durables. L'éco-mobilité citadine est en passe de s'emparer des véhicules autonomes, qui bénéficient souvent de systèmes de propulsion innovants. Dans le spatial aussi les premières missions autonomes sont testées avec succès depuis quelques années. Pour aider en cela, les secteurs industriels et les organismes de recherche tendent à créer des groupes de réflexion afin de travailler à une convergence d'objectifs communs, mais souvent avec un déficit de mixité. C'est pourquoi notre idée de départ, conjointement à l'IMCCE et à l'IRSEEM, fut d'échanger sur divers points tels que nos méthodes de traitement d'images, la définition de systèmes robustes, et bien entendu la navigation.

L'IRSEEM est un acteur incontournable dans le domaine de la robotique mobile basée sur la vision. L'IMCCE est au cœur de l'élaboration et de la diffusion d'éphémérides astronomiques. Il se trouve donc que nous avons mis en œuvre des moyens communs permettant une contribution pour la localisation dynamique spatiale.

Dans une première partie de ce mémoire, nous allons revenir sur les éléments de base de la navigation spatiale, puis détailler plus spécifiquement les besoins pour la navigation autonome. La seconde partie concerne les expérimentations issues des outils qui ont été amenés en première partie, et une mise en application plus factuelle.

Dans les échanges courants, un amalgame est souvent fait entre autonomie et automatisme. Je considérerai ici deux aspects distincts, d'une part les missions automatiques, et d'autre part les missions autonomes. Une mission autonome est constituée d'un système rendu capable de décisions, à l'aide de critères fonctionnels qui sont basés sur ses propres données et/ou analyses de vols, et provenant des systèmes embarqués. A contrario, une mission automatique effectue des opérations mécaniques en réponse à un ensemble de situations prévues. Nous allons nous intéresser à la première catégorie : rendre une mission autonome. Parmi ces missions autonomes, une fois encore quelques aspects sont à distinguer. Il existe des missions dites de reconnaissance, d'autres d'observation, et celles qui concernent mon travail de thèse : le voyage spatial.

L'exploration du système solaire implique des voyages de longue durée, ce qui apporte des contraintes importantes. Tout d'abord pour les besoins énergétiques requis par les équipements de bord qui permettent de conserver le contrôle sur les moyens de

navigation, mais également de maintenir à température l'instrumentation. D'un point de vue des systèmes à bord, le véhicule dispose d'un [système de contrôle d'attitude et d'orbite \(SCAO\)](#), ou dans les documents anglophones « *ADCS* ». Ce système est généralement composé de détecteurs optiques (visée stellaire, terrestre, solaire, ...), auxquels s'ajoutent des détecteurs inertiels (gyromètres, magnétomètres, accéléromètres, ...).

Nous considérerons que la détermination de l'attitude de la sonde dans un système de référence connu est à disposition. La détermination de la position et de la vitesse requièrent une correction du temps local (c.-à-d. à bord de la sonde) et du temps relatif du fait des distances mesurées. Le temps est aussi considéré comme accessible, souvent à l'aide d'une horloge atomique elle aussi embarquée.



Table des matières

1	L'exploration spatiale	1
1.1	Rappels historiques	3
1.2	La navigation spatiale	7
1.2.1	Les systèmes inertiels	8
1.2.2	Les systèmes de coordonnées	9
1.2.3	Les échelles de temps	11
1.2.4	Le positionnement absolu	12
1.2.5	Le positionnement relatif	13
1.2.6	Le problème de la trajectographie	14
1.3	Le guidage et le suivi des missions d'exploration spatiale	15
1.3.1	Les agences et le processus de gestion des missions	17
1.3.2	Les problématiques au sol	17
1.4	La navigation autonome	21
1.4.1	Un demi-siècle d'exploration cybernétique	22
1.4.2	Les méthodes de navigation autonome	24
1.4.3	Approche système	26
1.4.4	Approche fonctionnelle	28
2	Les outils de navigation	31
2.1	Localisation spatiale	33
2.1.1	La navigation céleste	33
2.1.2	Les catalogues d'étoiles	35
2.1.3	Les catalogues d'astéroïdes	37
2.2	La caméra de navigation	39
2.2.1	Modélisation de la caméra	40
2.3	Traitement d'image	42
2.3.1	Modèle astrométrique	46
2.3.2	Corrections géométriques des images	49
2.4	Modèle cinématique de la sonde	52
2.4.1	Équations aux dérivées partielles	54



3	Les méthodes de positionnement	55
3.1	Simulation de la chaîne d'acquisition	56
3.2	La cartographie stellaire	59
3.3	La localisation avec des objets mobiles	60
3.3.1	Les astéroïdes	60
3.3.2	La cartographie d'astéroïdes	65
3.4	Modélisation de la phase voyage	66
3.4.1	Une trajectoire interplanétaire	66
3.4.2	Construction du modèle simplifié	67
3.4.3	Ajustement aux observations	70
3.4.4	Trilatération	72
3.5	Approche probabiliste	73
3.5.1	Les filtres bayésiens	74
3.5.2	Le filtrage particulière	76
3.6	Mise en œuvre du filtre	77
4	La confrontation théorie & vérité terrain	81
4.1	Les images de la NAVCAM <i>Rosetta</i>	82
4.2	Détection sur images réelles	83
4.2.1	Utilisation de l'Observatoire Virtuel (OV)	84
4.3	Estimation de la position de la sonde	87
4.3.1	Calcul avec les données images	87
4.3.2	Interprétation des mesures	89
4.4	Résultats	90
4.4.1	Mise en œuvre du logiciel astronomique de positionnement	91
4.4.2	Liens avec les applications terrestres	94
4.4.3	Bilan de l'application à <i>Rosetta</i>	95
	Conclusion et perspectives	97
A	Annexes	103
A.1	Les missions de références	103
A.1.1	La mission Gaia	103
A.1.2	La mission Rosetta	104
A.2	Éléments orbitaux	105
B	Documents divers	107
B.1	Photos d'illustrations personnelles	109
B.2	Références en ligne	110



Acronymes & abréviations	117
Bibliographie	123



Notations¹

a	Scalaire (minuscule, italique)
\mathbf{v}	Vecteur \vec{v} (italique, gras)
M	Matrice (majuscule, sans empattement)
\mathbf{v}^T, M^T	Transposée du vecteur \mathbf{v} ou de la la matrice M
M^{-1}	Inverse de la matrice M
I_n	Matrice identité de dimension $n \times n$
$\mathbf{x} \cdot \mathbf{y}$	Produit scalaire \mathbf{x} par \mathbf{y}
$\mathbf{x} \times \mathbf{y}$	Produit vectoriel de \mathbf{x} par \mathbf{y}

1. International Standard ISO 80000-2 Quantities and units,
— Part 2 : Mathematical signs and symbols to used in the natural sciences and technology.

Liste des symboles

- α Ascension droite (RA), page 9
- δ Déclinaison (Dec), page 6
- λ Longueur caractérisant une onde électromagnétique sur son amplitude, page 20
- Ω Longitude du nœud ascendant, élément d'orbite elliptique, page 105
- ω Argument du périastre, élément d'orbite elliptique, page 105
- ☼ Soleil, page 80
- τ Temps lumière
- a Demi-grand axe, élément d'orbite elliptique, page 105
- e Excentricité, élément d'orbite elliptique, page 105
- H Magnitude absolue, l'astéroïde est considéré à 1 [unité astronomique \(AU\)](#) à la fois du Soleil et de la Terre. L'influence de la distance sur la magnitude V est limitée, l'angle de phase est considéré comme à 0
- I Inclinaison, élément d'orbite elliptique, page 105
- M Anomalie, élément d'orbite elliptique, page 105
- V Magnitude visuelle apparente (optique)
- ♁ Terre (planète intérieure), page 61
- ♃ Jupiter (planète extérieure), page 61
- ♂ Mars (planète intérieure), page 61
- ☿ Mercure (planète intérieure), page 61
- ♆ Neptune (planète extérieure), page 61
- ♄ Saturne (planète extérieure), page 61
- ♅ Uranus (planète extérieure), page 61
- ♀ Vénus (planète intérieure), page 61



Explorer le système solaire

Dans ce premier chapitre j'évoque l'importance de la localisation dans l'exploration spatiale. Par là même je rappelle les éléments fondamentaux qui permettront une lecture plus aisée de mes travaux au fil des chapitres.

Sommaire

1.1	Rappels historiques	3
1.2	La navigation spatiale	7
1.2.1	Les systèmes inertiels	8
1.2.2	Les systèmes de coordonnées	9
1.2.3	Les échelles de temps	11
1.2.4	Le positionnement absolu	12
1.2.5	Le positionnement relatif	13
1.2.6	Le problème de la trajectographie	14
1.3	Le guidage et le suivi des missions d'exploration spatiale	15
1.3.1	Les agences et le processus de gestion des missions	17
1.3.2	Les problématiques au sol	17
1.4	La navigation autonome	21
1.4.1	Un demi-siècle d'exploration cybernétique	22
1.4.2	Les méthodes de navigation autonome	24
1.4.3	Approche système	26
1.4.4	Approche fonctionnelle	28

*« ... Quand je regarde la Lune, je ne vois pas un monde hostile et vide.
Je vois le corps radieux où l'Homme à fait ses premiers pas
dans une frontière qui ne finira jamais. »*

David R. Scott



LA navigation, du latin *navigatio/navigare*, décrit l'action de se déplacer d'un point à un autre de façon prévisible. Cette définition englobe donc les divers moyens mis en œuvre afin de collecter des informations permettant une représentation spatiale et temporelle du mouvement d'un mobile. Cette représentation dans l'espace recourt à l'utilisation d'un repère de référence (cf. section 1.2.2), ce qui suppose un niveau de connaissance suffisant de l'environnement dans lequel les éléments évoluent. Les techniques de cartographie ont ici un rôle majeur.

Aujourd'hui plus encore, dans l'hypothèse d'un incident quelconque qui rendrait défaillants les systèmes de bord, il est indispensable de pouvoir évaluer sa position de manière simple. Les marins utilisent un sextant pour évaluer la hauteur du Soleil sur l'horizon, ce qui donne la latitude du lieu. Le temps et des tables de références permettent d'obtenir la longitude (fig.1.5). Une base référençant un grand nombre d'objets fixes rend possible la localisation, par le calcul des coordonnées de points d'amers¹. C'est donc la connaissance de références qui forme un ensemble de points visant à donner une information générale sur le déplacement, ce que l'on nomme l'attitude. En approfondissant ces paramètres, puis en projetant ces références dans un repère préalablement défini, on obtient l'information de la position dans ce repère. Il apparaît alors évident qu'une connaissance approfondie des objets de référence permet une estimation d'autant plus proche de la vérité terrain.

L'objectif de mon travail de thèse, est d'estimer la position d'une sonde d'exploration, et d'en quantifier la précision. Nous avons à disposition des points fixes ou les plus éloignés possible afin de pouvoir les considérer comme tels, nous permettant d'observer le déplacement relatif à ceux-ci. En navigation céleste (voir chapitre 2), les étoiles sont donc autant de points éligibles à ce statut, ce qui permet d'obtenir l'attitude. Les objets plus proches, ayant un mouvement propre, permettent de mesurer la parallaxe. Mais la condition préalable est de les avoir préalablement cartographiées, ce qui rend possible leur identification mais surtout de définir leur position dans un système de référence. D'autres objets encore plus lointains sont utilisables, comme les [pulsars](#), et servent de marqueurs généraux permettant de fixer les repères de références [37, 33]. La problématique particulière du positionnement requiert des méthodes plus complexes, qui seront développées au chapitre 3.

Je vais d'abord, dans ce premier chapitre, rappeler le cadre général de l'exploration spatiale, ce qui va démontrer l'importance de l'autonomie des missions d'exploration futures.

1. Les amers sont des balises permettant de se repérer dans une carte



1.1 Rappels historiques

Un peu avant les années 1950, les deux plus grandes puissances militaires et économiques que sont alors les États-Unis d'Amérique (USA) et l'Union des Républiques Socialistes Soviétiques (URSS), s'enlisent dans une confrontation idéologique sans précédent, c'est le début de la guerre froide. Les USA souhaitent maintenir leur rang de première puissance mondiale et vont œuvrer pour le développement d'armes intercontinentales, à ce moment les missiles balistiques sont perçus comme une avancée tactique indispensable. L'objectif d'intimidation devient une priorité afin de se prémunir de tout risque de nouvel affrontement dans une politique mondiale instable. Les migrations d'ingénieurs et scientifiques après la seconde guerre mondiale (1939-1945), permettent la continuation des travaux sur la base des recherches faites quelques années auparavant par l'Allemagne. Ces développements militaires inspirent déjà à certains l'envoi d'engins dans l'espace, même si les gouvernements ont d'autres préoccupations. Pourtant, c'est bien l'amélioration des missiles V2, dont Londres fût la cible en 1944, qui profite aux Américains aidés des compétences de Wernher Von Braun qui avait quitté l'Allemagne pour rejoindre l'*Air-Force*. Les États-Unis y voient l'opportunité d'afficher un savoir-faire technologique d'avant-garde.

Pendant ce temps, l'URSS recourt au dénommé Sergueï Korolev, ingénieur aéronautique, pour développer un missile capable d'envoyer une bombe A (utilisant la fission nucléaire). La première bombe soviétique est testée en août 1949, et devient alors sur ce point l'égal militaire des USA dont le premier essai de la bombe A avait eut le 16 juillet 1945.

La réponse des USA se fait sur l'île de Bikini en novembre 1952 par un test concluant de la bombe H (utilisant la fusion nucléaire), le pas sur les soviétiques avec leur bombe A est repris. À la fin des années cinquante, la mise au point des missiles longue portée équipés de charges nucléaires fait naître une angoisse apocalyptique. Les gouvernements se tournent alors vers une guerre plus symbolique, mais néanmoins stratégique, celle de conquérir l'espace et sortir de l'atmosphère terrestre.

Le lanceur développé par Sergueï Korolev est prometteur, ce qui lui permet de construire un engin destiné à être envoyé dans l'espace, sur la base de son missile. En octobre 1957 le premier satellite artificiel, Spoutnik-1 (Спутник, Fig. 1.1) est lancé par l'URSS. Cette avancée majeure n'obtient qu'une piètre popularité auprès de la nation soviétique dont les préoccupations du moment sont toutes autres. Pourtant l'écho planétaire est retentissant, au propre comme au figuré puisque le célèbre « ...bip...bip... » du premier objet orbital à été entendu, et son aventure est suivie à travers le monde ! Le succès médiatique du premier satellite artificiel a surpris la planète entière et marque le début d'une nouvelle course : *la conquête de l'espace*.

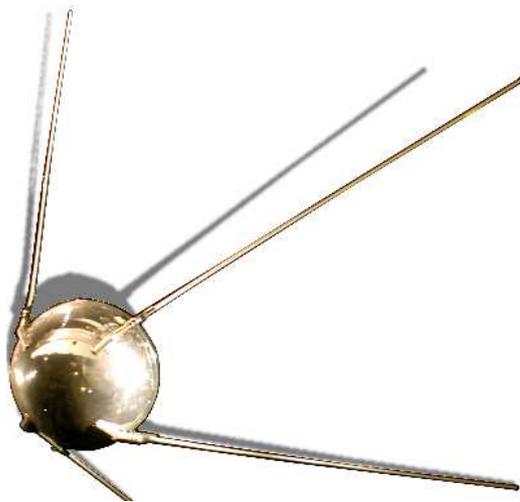


FIGURE 1.1 – Spoutnik-1
(Source : ©U.S. Air Force)

L'administration américaine va faire preuve d'une ardeur sans compromis pour répondre à l'audace Russe. C'est ainsi qu'en février 1958 les USA lancent *Explorer I*. Ce tir permit l'envoi d'instruments scientifiques (détecteur de particules à haute énergie, thermomètre, microphone), avec pas moins de 17 stations au sol pour recueillir les données provenant par radio-fréquences de l'orbiteur américain. Dans la pratique, des personnels sont déployés dans plusieurs pays avec ces stations basiques (des radios récepteurs portables), afin de recevoir les signaux télémétriques, ce qui donne la possibilité aux équipes techniques de vérifier l'orbite en poursuivant les passages successifs du satellite.

À la suite de cette expérience le *Jet Propulsion Laboratory (JPL)*, concepteur de l'engin ayant rendu possible le lancement du premier satellite américain, se voit alors sortir de son contexte exclusivement militaire (*US Navy*), pour être intégré à la *National Aeronautics and Space Administration (NASA)* en octobre 1958. Les États-Unis marquent ainsi leur volonté pour répondre aux enjeux à la fois politiques et techniques. Peu à peu, c'est le pays tout entier qui va porter cette véritable aventure. Cette frénésie prendra fin lorsque le premier homme, américain, foulera le sol lunaire le 16 juillet 1969 (programme Apollo, illustration 1.2). Cette date marque le commencement d'une politique mondiale plus stable et d'un bon sens économique menant à une collaboration internationale, qui donnera naissance à l'exploration spatiale. C'est sans conteste cette course à la notoriété et les avancées technologiques notables qui en découlent qui ont permis la présence de l'Humanité dans l'espace.

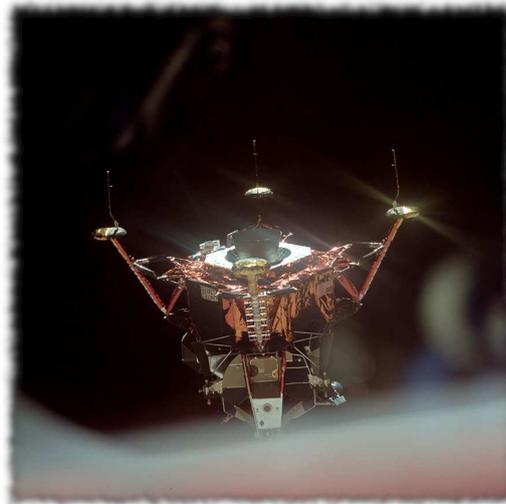


FIGURE 1.2 – Eagle, Apollo XI
(Source : 1969-AS11-44-6574, ©NASA)

Dans le même temps, afin de faciliter le suivi et l'exploitation de ces lancements, un service de communication performant et dédié est créé, ce qui va donner naissance au *Deep Space Network (DSN)*, avec un budget pour la construction de trois infrastructures majeures. Le but premier du DSN est d'assurer les communications inhérentes à l'exploration spatiale, c'est à dire de garantir le lien entre les engins spatiaux et les installations au sol. La répartition géographique des sites permet une large couverture de la voûte céleste malgré la rotation de la Terre. Un angle longitudinal proche de 120° assure un suivi sans interruption dès lors que la distance à la Terre est supérieure à 30000 Km (voir figure 1.3).

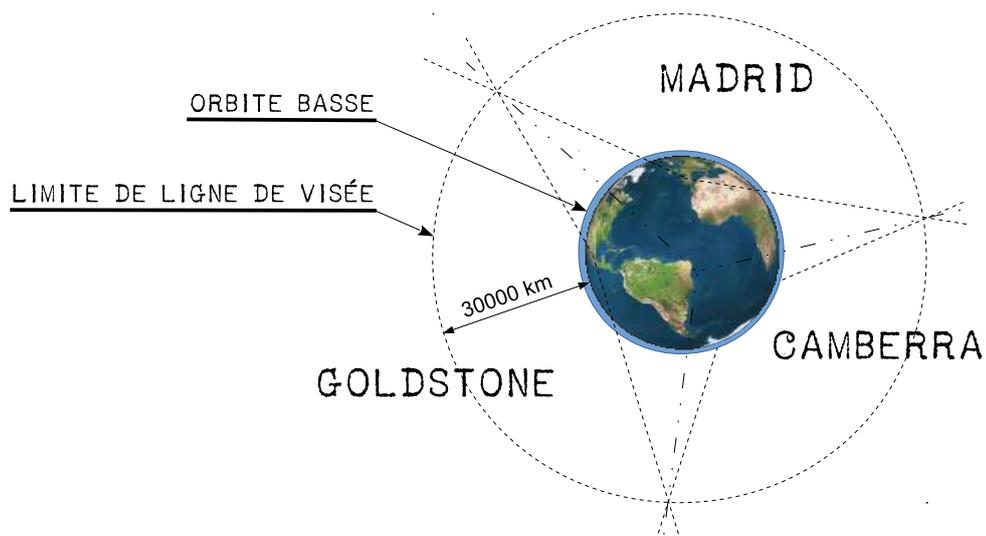


FIGURE 1.3 – Schéma de couverture du DSN



Peu après, les Russes ont mis en place le *réseau soviétique de communication avec l'espace lointain*, qui pour sa part est constitué de 13 antennes. Les nouveaux équipements de transmission radio utilisent des modes de communications bidirectionnelles. Dans la pratique les émissions permettent de commander la sonde, et les réceptions de vérifier l'état des systèmes mais également d'enregistrer les données expérimentales. L'expertise de ce service de communication repose sur l'utilisation des propriétés électromagnétiques des signaux radios. Ces propriétés physiques permettent la mesure de distances (*ranging*). L'évaluation de la distance se fait par la mesure de l'angle formé avec les lignes de visée d'au moins deux stations d'observation, ou par compensation de la rotation terrestre. Si la déclinaison (voir les systèmes de coordonnées en section 1.2.2) de la sonde est connue, le calcul sera d'autant plus précis en utilisant le principe de triangulation. La mesure de vitesse relative se fait par l'exploitation de l'effet Doppler-Fizeau (ou Doppler). Pour rappel, l'effet Doppler décrit le décalage en fréquence d'une onde mesurée lorsque la distance entre l'émetteur et le récepteur varie au cours du temps.

Les améliorations techniques de ce réseau de communication sont permanentes, et ce depuis sa mise en œuvre [81, 82, 83]. Au début de l'exploitation du DSN, les signaux étaient en bandes VHF déjà utilisés par la marine, ce qui limitait les échanges aux orbites basses². À titre d'information les spectres des fréquences utilisées aujourd'hui (cf. SHF), sont la bande S (comprise entre 2 GHz et 4 GHz), la bande X (au delà de 10 GHz) et la bande Ka (de 27 GHz à 31 GHz), qui permettent des communications avec les confins du système solaire (ex. *Voyager 1*, lancé en 1977).

Un grand nombre d'innovations et de progrès techniques découlant de ces recherches sont aujourd'hui utilisés par le grand public, en particulier pour les besoins spécifiques en traitement du signal. A titre d'exemple, les méthodes de compression sont utilisées pour les retransmissions d'images de la télévision, ou les algorithmes de filtrage du bruit pour les traitements en imagerie médicale. L'exploration spatiale a beaucoup progressé depuis ces premières grandes dates, en particulier sur les aspects liés à l'exploitation (satellites de communication, d'observation terrestre, etc.). Si la sonde évolue autour d'un autre corps, par exemple une planète, ou un astéroïde, la mesure de position en trois dimensions est possible localement, les différentes approches sont présentées au chapitre 2. Il demeure malgré tout de nombreuses contraintes qui freinent l'exploration de notre système solaire, les contraintes de suivi avec les sondes sont abordées en section 1.3.2. Ma contribution par ce travail de thèse se place donc dans un cadre amont des missions. L'exploration spatiale subit les contraintes de la liaison sol par la charge que représente le nombre grandissant de missions. De même le coût d'exploitation diminue proportionnellement à l'exploitation de ces réseaux.

2. convention pour les altitudes < 1000 km



1.2 La navigation spatiale

Une information d'orientation *relative* durant un déplacement nécessite d'avoir à disposition un certain nombre d'éléments fixes ou mobiles, si leur position peut être estimée). En d'autres termes cela revient à être en mesure d'évaluer la position à un moment donné, par rapport à ces points de repères. Ainsi il devient possible d'estimer le déplacement dans un système de référence (*absolu*). Le relevé périodique (dt) de ces estimations permet de reconstruire la trajectoire discrète (dS), c'est à dire le cap en deux dimensions, ou encore l'*attitude* en navigation spatiale. Entre deux pas, nous obtenons la vitesse moyenne : $v(t) = dS/dt$ (accélération étant dV/dt).

Les navigateurs (marins) pratiquent la navigation à l'estime quand la terre n'est pas en vue. Cette méthode consiste à établir sa position supposée à partir de la dernière position connue. La correction des erreurs (recalage) se fait souvent par l'observation des étoiles et des planètes (ou le Soleil en journée). De par leur éloignement, une immobilité apparente est donnée aux objets célestes qui ont été rapidement remarqués et utilisés pour se repérer. Ces points de repères « fixes » nous amènent dans le vif du sujet : la navigation céleste. Au fil du temps, à l'aide d'observations méticuleuses des objets mobiles ont été repérés, leur mouvement s'est vu modélisé. La mécanique céleste à permis de prédire la position de ces astres ou de certains événements remarquables (éclipses, occultation, etc.). Ces prédictions définies dans le temps permettent de faire « le point », c'est à dire d'observer une orientation. La navigation spatiale repose sur différents principes qui permettent d'obtenir une très bonne appréciation des paramètres courants que sont l'attitude, la vitesse et la position.

Depuis les années quarante, l'évolution permanente des systèmes embarqués, principalement radio à cette époque, et des algorithmes associés, ont abouti à l'intégration de fonctions essentielles aux systèmes de navigation terrestres, maritimes ou aériens. Initialement, l'espace s'est ouvert à l'exploration de par les progrès souvent engendrés par des besoins militaires. Dans le cas le plus simple pour des cibles fixes, la trajectoire est de type balistique, graduellement les progrès de la physique ont permis un contrôle plus fin.

L'extraction de données de navigation repose sur l'observation de l'environnement immédiat (accessible), ou sur des informations différentielles liées à l'usage d'instruments. La plupart des systèmes doivent être capables de compenser des erreurs systématiques. Historiquement, la navigation stellaire se base sur la mesure azimutale d'un corps céleste (étoiles, planètes, astéroïdes) afin d'en déduire la latitude et la longitude de l'observateur à une période d'observation [36]. De nombreuses méthodes sont employées, mais les années soixante-dix marquent le développement des systèmes de vision pour la navigation



céleste *Celestial Navigation System*, ou système de navigation stellaire (CNS) [50]. Ces méthodes optiques seront développées au chapitre 2. L'approche est basée sur la reconnaissance d'un champ de vue à la condition que celui-ci contienne suffisamment d'étoiles préalablement cataloguées.

1.2.1 Les systèmes inertiels

Les systèmes de navigation modernes intègrent un ensemble d'éléments mécaniques, optiques et électroniques (*Micro-Electrotechnical Systems*, ou système micro-électronique (MEMS)), afin de mesurer les paramètres fondamentaux de navigation [74]. Diverses méthodes de mesure et de correction sont appliquées afin d'offrir un module complet INS/CNS autonome de contrôle SCAO. Par la suite, des nécessités de guidage ont abouti à l'utilisation de gyromètres ainsi que d'accéléromètres, et posèrent les fondements des premiers systèmes de contrôle de trajectoire. Ce couple d'instruments constitue un système complet qui porte le nom de centrale inertielle (*Inertial Measurements Unit*, ou unité de mesure inertielle (IMU)), apportant ainsi un outil de navigation robuste et indépendant. La navigation inertielle permet la mesure de paramètres spécifiques, c'est à dire les rotations (vitesses angulaires) et les translations (accélérations linéaires). Quelques méthodes, comme par exemple le *dead-reckoning*, utilisent des capteurs de force tels que gyroscopes et accéléromètres. Ces méthodes gravitationnelles reposent sur des calculs d'intégrations numériques, ce qui implique des corrections à court terme, afin de prendre en compte les dérives sur de petites périodes. Les apports de la micro-électronique assurent de par un haut niveau d'intégration [1], la fabrication de *Strapdown Inertial Navigation System*, ou système de navigation inertielle intégré (SINS) très stable et d'un coût abordable.

L'orthogonalité des composants est satisfaisante à l'intérieur du circuit intégré du fait de la miniaturisation, on les retrouve fréquemment dans les systèmes embarqués, mais des défauts apparaissent lors de la mise en œuvre dans l'IMU. Un étalonnage est bien sûr indispensable, mais celui-ci ne peut compenser à lui seul les erreurs qui s'accumulent à chaque pas d'intégration. Malheureusement, ces petites erreurs de mesure systématiques conduisent à une dérive augmentant proportionnellement à la durée d'intégration. Une correction périodique, provenant d'une autre source de données est donc préférable [41]. Pour les centrales inertielles, l'idée très générale est de stabiliser les accéléromètres, ou plus exactement le référentiel lié à l'orientation, à l'aide de gyroscopes sur chaque axe. Dans le cas des INS, l'intégration des gyroscopes permet d'obtenir l'attitude, pour ensuite intégrer les accéléromètres en vue d'obtenir la position. En effet, la somme des mouvements d'un mobile permet l'estimation des angles d'attitude (cap, roulis et tangage), de la vitesse, ainsi que le calcul de la position instantanée par rapport au point de recalage précédent. Les systèmes INS procurent aux engins spatiaux, aériens, maritimes



et terrestres, une navigation fiable et qui ne requiert que peu d'interventions extérieures. Toutefois les informations de déplacement ne peuvent exister que dans un repère relatif au mobile ou à l'espace. Les méthodes introduites précédemment utilisent deux systèmes de coordonnées distincts, les coordonnées absolues et les coordonnées relatives (sous-section 1.2.2).

1.2.2 Les systèmes de coordonnées

En complément de ce qui est décrit au début de la section 1.2, un système de coordonnées céleste fournit un moyen de déterminer une position par rapport à des points fixes dans le ciel, ou considérés comme tels. Dans un espace à plusieurs dimensions, il est nécessaire d'avoir un repère orienté pour chacune des dimensions de cet espace. Pour rappel, la notion de sphère céleste remonte à l'antiquité et permet la représentation des astres observables depuis la Terre. Cette projection imaginaire abouti à la mise en place d'une grille de coordonnées, le principe étant de considérer la Terre comme fixe, et c'est cette sphère qui tourne autour de l'observateur. Ce modèle, bien qu'étant une approximation erronée de la vérité physique, reste utilisé pour l'astronomie de position (astrométrie). Toutefois, cette méthode conceptuelle permet la mise au point de différents systèmes de coordonnées.

Les coordonnées absolues

Les coordonnées absolues désignent les coordonnées équatoriales célestes. Généralement ces coordonnées sont nommées pour les abscisses par l'ascension droite, que l'on note RA (α), et pour les ordonnées par la déclinaison, notée Dec (δ).

Ces coordonnées sont définies à partir de la division de la sphère céleste en deux hémisphères dont l'axe commun est le pôle terrestre perpendiculaire à l'équateur. Le croisement du plan équatorial terrestre avec le plan écliptique³ définit le point vernal qui est l'origine du repère céleste. Les variations de la rotation terrestre au cours du temps modifient les point de références. Sur la figure 1.4 est exagérément représentée la *précession*, notée P, qui est la variation d'orientation de l'axe de rotation. La *nutation* notée N sur la même figure, représente une oscillation dans la rotation autour de l'axe Z ($\vec{\Omega}_T$). Les corrections de ces termes sont pris en compte en précisant l'époque⁴ de référence des calculs, ce qui permet d'obtenir les coordonnées astrométriques.

3. Projection de la trajectoire apparente du Soleil sur la sphère céleste vue de la Terre

4. Instant déterminant l'orientation de l'axe des pôles terrestres par rapport à la sphère céleste

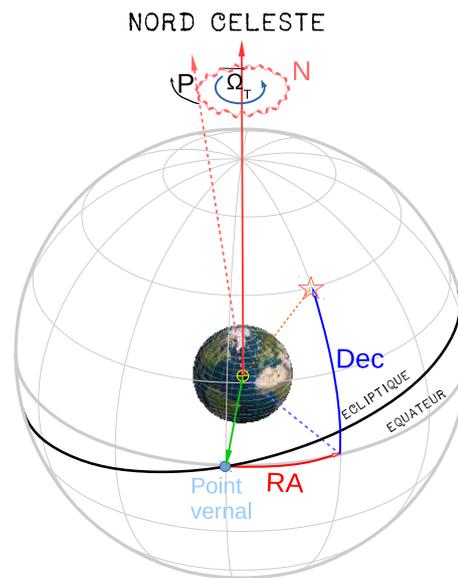


FIGURE 1.4 – Coordonnées équatoriales

Les coordonnées tangentielles

Les coordonnées tangentielles sont représentées en abscisses par la projection de l'ascension droite, et de la déclinaison sur un plan en X et Y . L'axe X est orienté vers le point vernal (équateur de l'époque), l'axe Y vers le méridien. L'ensemble des points de coordonnées (X_p, Y_p) sont mesurables depuis une image numérique, ou par le passé sur des plaques photographiques.

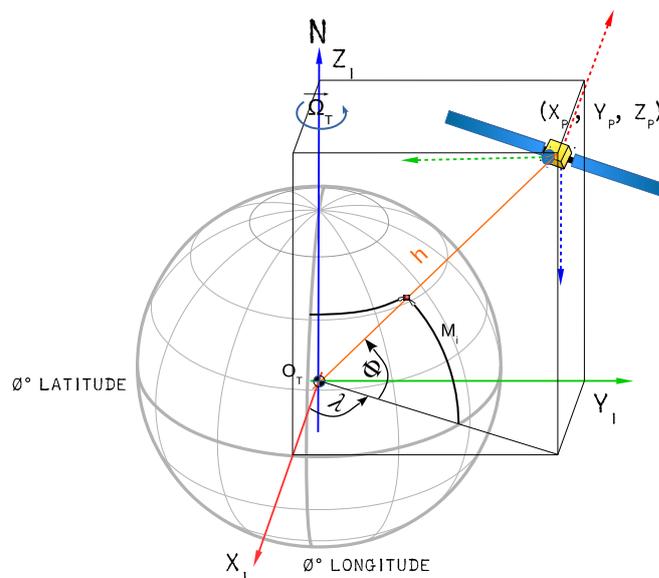


FIGURE 1.5 – Coordonnées tangentielles



1.2.3 Les échelles de temps

La physique classique décrit un espace plat et statique (décrit en section 1.2.1), le temps n'y a aucune interaction et sa description passe par trois dimensions⁵. Les apports de la relativité restreinte, en particulier par l'usage de la « métrique de Minkowski » [49] à bouleversé la représentation classique en y apportant une dimension supplémentaire mais à courbure nulle, d'où son appellation d'espace pseudo-euclidien. Ainsi, la perception temporelle, bien que non normée au sens de la physique relativiste, mais suivant le principe de causalité (permettant de conserver l'orientation de l'espace tridimensionnel), demeure un paramètre indissociable dans la description d'un référentiel spatiotemporel. Un référentiel dans l'espace de Minkowski peut être Galiléen depuis la sonde, en utilisant la date d'un événement (ct) pour les coordonnées temporelles. La position dans un repère sonde (x, y, z) est $P(ct, x, y, z)$ en coordonnées spatiales. La temporalité est utile dans la mesure des durées, comme par exemple pour définir la période temporelle d'une phase particulière de vol. De plus, l'échelle de temps est précisée par la discrétisation des mesures. L'utilisation d'un tel espace, de par les calculs requis, me semble pour l'instant hors de portée pour un système embarqué, les corrections pourront se faire en réduisant les intervalles d'observations dans un système Galiléen classique. Je considérerais également que le temps à bord est toujours connu à une constante raisonnablement vraie.

Le temps dynamique barycentrique

Le temps dynamique barycentrique, ou *TDB*, est utilisé pour la détermination de la position d'un corps par rapport au barycentre du Système Solaire. La base de temps *TDB* est associée au système de référence *Solar System Barycenter (SSB)*. Cette base est généralement employée pour le calcul de position d'un objet par rapport à un autre, ce sera la référence utilisée dans mes travaux.

Le temps lumière

La navigation spatiale suppose de parcourir des distances suffisamment grandes pour que le temps de parcours de la lumière requiert d'être pris en compte. Simplement, le temps lumière est défini comme la durée mise par la lumière partant de la source jusqu'à son observation. Pour se faire, il faut soustraire ce temps lumière (noté τ) au temps de l'observation (t) comme décrit par l'équation 1.1, où \vec{OP} représente le vecteur Soleil-Sonde et \vec{OA} le vecteur Soleil-Observateur.

$$\tau = \frac{\|\vec{OP}(t - \tau) - \vec{OA}(t)\|}{c} \quad (1.1)$$

5. Consulter le site [obspm.fr]



Une description des calculs pour l'intégration du temps lumière dans le suivi par le segment sol des missions d'exploration spatiale est proposée par C. Bertone (SYRTE) [6]. Les modèles proposés démontrent l'influence sur l'estimation de la distance et de la vitesse. Dans notre application, le cas d'une détermination autonome de position, l'effet principal est lié aux observations à bord. Les corrections requises concernent principalement les déviations relativistes, et dans une moindre mesure pour celles liées aux instruments. La déflexion du trajet des photons pour parvenir aux capteurs est principalement impactée par la force de gravitation solaire, et plus faiblement par les planètes. L'ouvrage *Astrometry for Astrophysics* (ed. Cambridge / William F. van Altena) traite cette problématique.

1.2.4 Le positionnement absolu

Le positionnement inertiel est en accord avec les lois de la gravitation universelle telles qu'elles sont énoncées par la mécanique Newtonienne, c'est à dire que la notion de « temps » y est absolue. Un système de coordonnées absolu s'applique donc aux systèmes dont le mouvement est estimé selon une force résultante et une direction, en coordonnées spatiales pour un objet X_p , Y_p , et Z_p . Ainsi, une représentation inertielle d'un corps en mouvement dans l'espace et sur lequel l'ensemble des forces s'équilibrent ($\vec{\mathbf{F}}_R = \sum_{i=1}^N \vec{\mathbf{F}}_i = \vec{\mathbf{0}}$), est une translation. Ce référentiel est nommé inertiel (ou galiléen), s'il vérifie le principe d'inertie, selon le système de mesure du mobile.

Les premiers lancements d'engins avaient une trajectoire balistique, donc régis par les lois de l'aérodynamique, et de la gravitation. On se place dans un trièdre local à l'observateur. Dans ce cadre, l'utilisation du point de départ comme centre du repère est tout à fait adapté pour la représentation de la trajectoire de vol. On adopte la représentation *directe*, dans laquelle l'axe Y correspond à la direction du lancé, l'axe Z est l'élévation (ciel), et l'axe X convenu par la règle de la main droite.

Dans le cas de la navigation spatiale, et plus précisément pour les vols orbitaux, il est plus aisé d'utiliser un système géocentrique (ou système de coordonnées célestes). Dans ce cas les mouvements orbitaux de la Terre autour du Soleil, ou du Soleil dans la galaxie, sont ignorés. L'origine du repère est ramené au centre de masse de la Terre ; les axes, X_e (orienté vers l'équinoxe) et Y_e étant dans le plan équatorial, l'axe Z_e suivant les pôles. La mesure de position se fait dans le repère immédiatement accessible, celui du mobile, puis connaissant la situation de l'observateur (origine et orientation à l'époque de la mesure), par la projection d'une grille fixe de coordonnées sur la sphère céleste. Comme je l'ai décrit précédemment (voir la section 1.2.2), dans la plupart des cas, afin de simplifier les modèles, les étoiles sont considérées comme des sources ponctuelles à l'infini, elles sont donc utilisables comme points de repère.

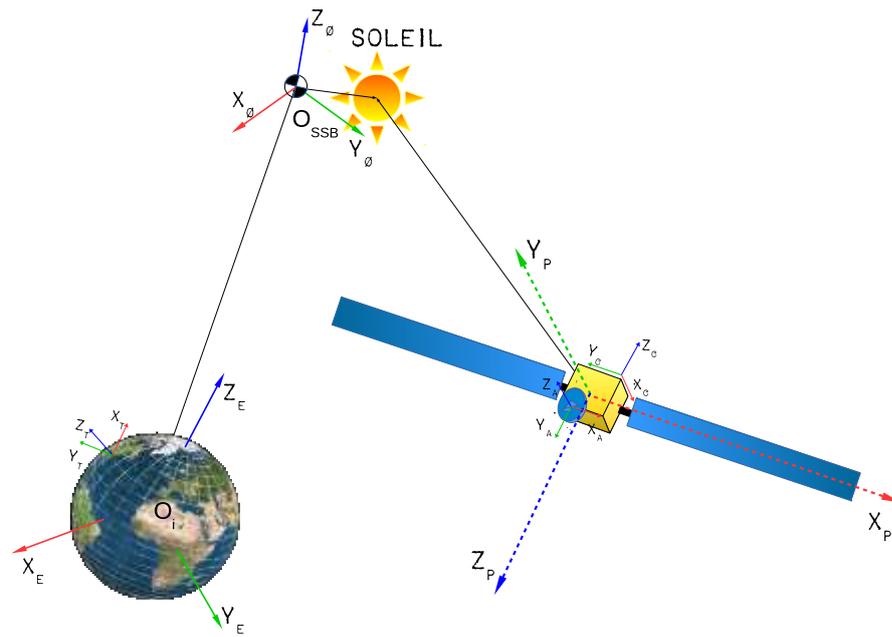


FIGURE 1.6 – Exemple de références spatiales

1.2.5 Le positionnement relatif

Le positionnement relatif consiste en deux approches distinctes, d'une part en la connaissance d'un modèle géométrique de la chaîne d'acquisition, et d'autre part par l'utilisation de scènes (images) multiples. La première approche dite paramétrique, repose sur les paramètres de calibrage qui donnent les éléments de traitements à l'image acquise afin d'en obtenir la mesure. La seconde approche dite géométrique, repose sur l'identification de points de référence dont on connaît la position initiale.

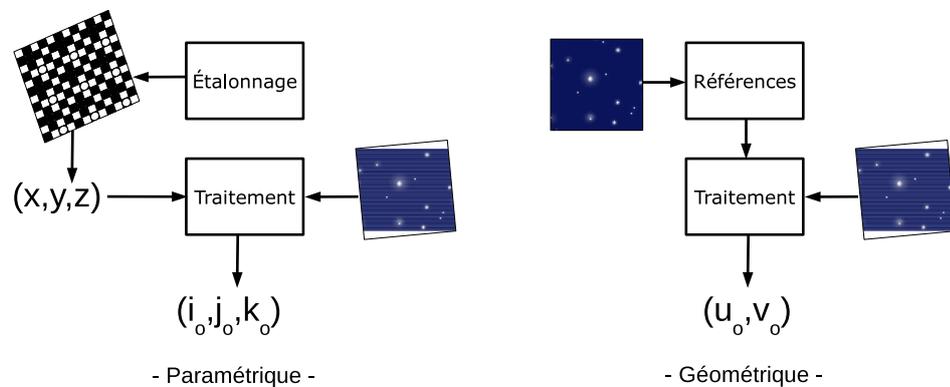


FIGURE 1.7 – Positionnement relatif



Le positionnement relatif est fixé par rapport à un objet de référence. Dans le cas d'un référentiel terrestre, l'origine du repère est géocentrique équivalent à un repère inertiel, mais il suit la rotation de la Terre ($\Omega \simeq 15.04107^\circ/h$).

1.2.6 Le problème de la trajectographie

La connaissance de la trajectoire est garantie par la localisation en fonction du temps. Un problème fondamental de traitement du signal se pose afin d'extraire le signal « utile » au cœur de l'ensemble des fluctuations intrinsèques qui s'y superposent. Nombre de ces phénomènes sont aléatoires, certains sont statistiquement identifiables, par exemple les bruits gaussiens, ils peuvent être isolés par des méthodes de filtrage. En ce qui concerne les problématiques de navigation, les paramètres caractéristiques sont dissimulés dans l'ensemble des signaux provenant des capteurs, ainsi que des accumulations d'erreurs systématiques. En 1960, une méthode proposée par R.E. Kalman [35], permet d'estimer l'état d'un système linéaire. On parle d'estimateur récursif, c'est à dire qu'il opère comme une boucle de contrôle biphasée : estimation, puis correction. Le « filtre de Kalman », bien que n'étant pas une solution unique, est un modèle classique car il offre une dispersion minimum de l'estimation des erreurs, c'est pourquoi j'ai choisi de le présenter ici. L'implémentation repose sur l'estimation précise des données immédiates du système, ces conditions instantanées permettent d'écrire un modèle caractéristique.

$$x_{t+1} = Ax_t + Bu_t + w_t \quad , \quad (1.2)$$

$$y_t = Cx_t + z_t \quad . \quad (1.3)$$

L'équation (1.2) prédit l'état du système, dans laquelle les termes A , B sont des matrices, t une unité de temps (un pas), et u l'entrée. L'équation (1.3), dont le terme C est aussi une matrice, reflète la sortie du système. Les variables w , z sont respectivement le bruit intrinsèque et le bruit de mesure. Nous avons donc un système du type $y = f(x + z)$, ce qui permet d'estimer l'état de sortie pour la valeur de $t = t + 1$ par l'utilisation des mesures y_{tn} . L'efficacité du filtre dépend de la qualité de l'estimateur permettant de faire correspondre au mieux l'équation d'état du système (1.2) à la réalité. Le principe repose sur l'utilisation d'une matrice représentant le « gain » (K , gain de Kalman) et une matrice de covariance (représentation de la différence de l'espérance respective de chacun des termes) des erreurs conjointes (σ_{wz}^t), intrinsèques et de mesures, notée P . Les bruits de mesures et intrinsèques sont décrits par une matrice de covariance $S_w = \Sigma(w_t)^2$; $S_z = \Sigma(z_t)^2$.

$$K_t = AP_k C(CP_k C + S_z)^{-1} \quad . \quad (1.4)$$



Dans le cas de la localisation spatiale en phase de voyage qui est traité dans les travaux de thèse présentés ici, le système n'est globalement pas linéaire. En effet, d'une part nous avons la mise en rotation de la sonde sur son axe de déplacement principal (Θ_Y) et d'autre part, même en considérant les vitesses comme constantes au moment de l'évaluation de la localisation, nous n'avons pas de paramètre de commande Bu_t . Cette méthode robuste permet l'élaboration des INS en corrigeant les erreurs d'intégration dans le temps. Les évolutions proposées par la suite, comme par exemple la méthode « *Extended Kalman Filter (EKF)* » [14], apportent une avancée significative dans la minimisation des dérives de mesures cumulées dans cette approche récursive, mais aussi dans la prise en compte du calibrage initial des capteurs qui fournissent les données entrantes. Des apports ont été soumis pour les systèmes non linéaires, à l'aide de méthodes d'estimateurs bayésiens, comme par exemple le filtrage particulaire [26, 65], permettant une mise en œuvre plus adaptée et qui va être développée dans le chapitre 3.

1.3 Le guidage et le suivi des missions d'exploration spatiale

Le suivi des missions se fait exclusivement par les moyens terrestres, comme décrit précédemment (section 1.1), les réseaux d'antennes du DSN, mais aussi d'autres infrastructures similaires tel que le *European Space Tracking (ESTRACK)* reposent sur la technologie RADAR. Dans la pratique, il s'agit d'architectures complexes de radio-télescopes aux objectifs multiples [56]. La principale difficulté pour garder un contact avec les sondes d'exploration, est la distance qui les séparent de la Terre. Les stations du DSN sont donc construites de façon à obtenir la meilleure couverture de l'espace vu de la Terre, d'où un positionnement suivant approximativement un angle de 120° visant à compenser la rotation du globe, ce qui permet d'avoir un contact quasi-permanent. La contrainte majeure est de conserver un contact ininterrompu avec un maximum d'engins spatiaux. Pour le DSN, les sites initiaux ont été choisis à Goldstone aux États-Unis, près de Madrid en Espagne et à Camberra en Australie (1.3). Que nous prenions le cas des satellites en orbite, ou des sondes d'exploration du système solaire, le problème du suivi est crucial car c'est la clef de voûte de l'exploration, mais aussi de l'utilisation de l'espace par l'Humanité.

L'exploitation de ces réseaux repose sur des capacités diverses. L'une des caractéristiques essentielles pour l'envoi d'un signal modulé repose sur la performance d'une composante de base : l'onde porteuse. Ce signal porteur de l'information est de fréquence beaucoup plus élevée que la partie utile, ceci dans le but de limiter les phénomènes d'atténuation (bruits, distance, etc.). Ces installations utilisent donc des horloges ultra-stables



(MASER⁶) afin d'obtenir une précision suffisante (< 1 ns), indispensable aux mesures, mais aussi utiles à la synchronisation temporelle inter-sites.

La *télémetrie* englobe le codage de l'ensemble des données numériques de la mission. Cela concerne les signaux vitaux à bord, mais aussi les données scientifiques, même si ces dernières peuvent être transmises des sondes vers la Terre de façon directe, ou en utilisant des relais orbitaux. Ainsi reçues, les données expérimentales sont traitées avant d'être redistribuées aux différents utilisateurs en vue de leur exploitation.

Les *commandes en vol* sont des données destinées aux engins spatiaux dans un but de contrôle et d'exécution. Des données de commande peuvent être envoyées à la sonde sous encodage prédéfini, que l'on trouve sous le nom de *kernel*. Ce signal est alors interprété par l'électronique de bord comme un contrôle de vol visant à effectuer les recalages de position, pour un double contrôle avec ce que peuvent offrir les instruments de bord. Les opérations de contrôle ont en charge la vérification de la position actuelle par rapport à la position estimée, dans le but de conserver une trajectoire optimale et conforme aux objectifs de la mission. Les éléments de référence, ou catalogues (détails en section 2.1.1), sont embarqués sous un format de données binaires souvent décomposés en polynômes de Tchebychev [64, 18, 52, 71].

Le *suiti* concerne différentes méthodes de communication bidirectionnelle entre la Terre et les sondes d'exploration. L'estimation de la vitesse se fera par un échange de la sonde vers la Terre (signal descendant), ce qui permet d'affiner la ligne de visée (point développé en sous-section 1.3.2); la précision attendue est de l'ordre du millimètre par seconde. Ensuite une mesure du décalage en fréquence du signal permet d'approximer la vitesse relative. Dès lors un signal peut être émis vers la cible (signal montant) et renvoyé vers l'observateur qui peut alors déterminer la distance de séparation avec une précision proche du mètre pour les objets en orbite. La localisation de la sonde est possible avec une précision de quelques kilomètres [68], en modélisant la déformation des signaux à grande distance afin d'effectuer les corrections conséquentes. Ce couple de paramètres permet aux équipes pilotant la sonde d'estimer la trajectoire et de planifier les prochaines mesures. La méthode Δ -DOR [40] ne doit pas être confondue avec le suivi traditionnel tel que le « TRK » pour *tracking*. Les données de type TRK incluent la méthode Doppler pour déterminer la vitesse, le *ranging* pour la distance et les modèles prévisionnistes intégrant la vitesse et la distance pour reconstruire la trajectoire. La méthode Δ -DOR permet des mesures différentielles entre la position d'une sonde et la position d'un point fixe aussi lointain que possible.

6. précision à 1 s pour 30 millions d'années



La *radio-astronomie* consiste à réaliser diverses expérimentations dans le domaine des ondes radio. Les mesures ainsi effectuées permettent d'apporter de nombreuses informations sur les objets contenus dans la ligne de visée des vaisseaux et de la Terre. D'un point de vue de l'exploration du système solaire, ce réseau est garant de la pérennité des missions, mais aussi de la science d'avant garde pour la préparation de ces missions (ex. cartographie radar d'astéroïdes). La recherche en traitement du signal offre la possibilité de répondre aux exigences de plus en plus grandes des missions, en terme de volumes de données et de distance atteignable, en approfondissant les connaissances des phénomènes de réfraction et d'atténuation par l'atmosphère (terrestre, ou autre). Les avancées les plus récentes portent sur l'interférométrie, qui dans ce cas consiste à utiliser au moins deux stations radios, une fois encore, les plus éloignées possible (maillage). L'idée est d'observer la même cible, qui peut être une sonde mais aussi une autre source radio (**QUASAR**, **pulsar**, dont un autre intérêt est discuté en section 1.4.3), simultanément. Les informations ainsi enregistrées permettent d'étudier la superposition des ondes, connu sous le nom de phénomène d'interférences. La modélisation de ces interactions offre la possibilité de définir avec une grande précision la position des antennes terrestres par rapport à cette source lointaine (géodésie) et ainsi d'améliorer encore la précision en position des astronefs. Cette technique *Very Long Baseline Interferometry* (**VLBI**) permet également un gain notable de la résolution pour l'imagerie **RADAR** et a contribué largement à l'utilisation de la méthode **Δ -DOR**.

1.3.1 Les agences et le processus de gestion des missions

Depuis que l'exploration spatiale existe, les missions se construisent selon un schéma organisationnel quasi-invariable. À la base un projet s'inscrit sur des objectifs scientifiques, puis viennent les besoins liés à l'instrumentation, et enfin vient la définition d'un plan de vol dépendant des objectifs, et de l'engagement sur la durée de la mission. Ceci n'étant pas incompatible avec les possibilités d'étendre ou, bien que cela soit plus délicat, de modifier la mission. L'agence peut alors commencer son travail de coordination.

1.3.2 Les problématiques au sol

Quel que soit le nombre de systèmes électroniques embarqués à bord, une surveillance minutieuse doit être effectuée par les opérations de contrôle de vol. Le processus d'estimation de la position et de la vitesse des astronefs requiert différentes modélisations des conditions de vols et d'observations préalables, selon les spécificités de ceux-ci : survols planétaires, rentrées atmosphériques, vols orbitaux ou voyages à très longues distances. Certaines difficultés restent difficiles à contourner. Les principales installations sont figées géographiquement, impliquant des contraintes sur les lignes de visées selon les



types de missions, mais aussi sur les possibilités des sites potentiellement éligibles afin d'étendre ou redonder ces moyens de communications. Le pointage de ces antennes vers les sondes doit être très précis, il est donc impératif de pouvoir estimer avec la meilleure précision possible la position attendue [23].

Par ailleurs, les systèmes radios embarqués à bord des sondes ne doivent pas prédominer, en termes de masse et de puissance consommée. La charge utile reste dédiée aux équipements scientifiques, ce qui se traduit par un encombrement restreint et la mise à disposition d'une puissance très limitée, dépassant rarement la centaine de Watt. Inévitablement, afin de compenser ce jeu de puissance, les antennes terrestres doivent être d'autant plus grandes que le signal émis par les sondes est faible et lointain. Par exemple l'antenne de 70 m de diamètre située à Goldstone (Californie), a une puissance de transmission de 400 kW ($\lambda = 13 \text{ cm}$) à 500 kW ($\lambda = 3.5 \text{ cm}$), ce qui permet la retransmission d'un programme télévisuel haute-définition jusqu'à Jupiter (soit environ 5.2 AU⁷ du Soleil)! Toutefois, des progrès ont été réalisés sur ce point, comme par exemple lors du lancement de la sonde LPF (LISA Pathfinder) pour laquelle l'[European Space Agency \(ESA\)](#) a déployé une antenne de 2 m en bande X à Malindi (Kenya) en 2015. De manière générale ce sont des antennes d'environ 30 m qui sont utilisées.

L'utilisation des moyens spatiaux est à privilégier, surtout s'ils sont déjà présents, l'exemple le plus évident actuellement étant l'[International Space Station, Station spatiale internationale \(ISS\)](#) utilisée comme un relais radio, mais aussi comme relais de test pour les nouveaux médias de communications. En effet, afin d'augmenter le débit de données, un certain nombre de développements sont en cours, en particulier avec les systèmes à base de laser. Les *Lasercom*, qui sont des moyens de communications optiques, permettent un gain en précision de pointage avoisinant 1 nanoradian (rappel : le radian équivaut au rapport de la longueur, dans ce cas égale au rayon, de l'arc de cercle intercepté sur le rayon, un angle plein équivaut à la circonférence soit 2π). Ces fréquences optiques, mais hors du spectre visible de l'œil humain, sont de l'ordre de 100 à 300 THz (infrarouge de 3 μm à 800 nm), et répondent mieux aux besoins des réseaux interplanétaires. Ils offrent la possibilité de diminuer la taille des antennes embarquées et rendent donc la sonde plus légère. Par contre, la ligne de visée doit-être estimée avec la plus grande rigueur possible. De nouveaux moyens sont mis en place, comme les réseaux spatiaux tels les [Tracking & Data Relay Satellite \(TDRS\)](#) : ces satellites fournissent des communications plus performantes, et la conception d'une constellation pour compenser plus efficacement la rotation terrestre. Un couplage des technologies [TDRS](#) et Lasercom permettrait d'atteindre d'ici 2030 des débits de données de l'ordre de la dizaine de Giga-

7. 1 AU équivaut à 149 597 870 700 m



bits par seconde (Gbps), à une distance de 1 AU [31]. De plus, ces bandes de fréquences n'ayant pas de régulation législative spécifique, cette technologie semble être un axe de développement intéressant.

Concernant les communications, des problèmes physiques viennent perturber le fonctionnement des réseaux, comme l'enveloppe terrestre qui protège notre planète des radiations nocives provenant de l'espace. La troposphère contient environ 80 % de la masse de notre atmosphère. Mais notre atmosphère peut se scinder en trois couches principales (entre 60 et 800 km), caractérisant le transfert d'ondes électromagnétiques. La couche *D*, qui apparaît au lever et coucher du soleil, absorbe les ondes avoisinant une fréquence de quelques mégahertz. La couche *E*, diurne, se situe entre 90 et 120 km d'altitude et absorbe les ondes selon leur angle d'incidence. La couche *F* est la partie la plus ionisante (zone de plasma) de l'ionosphère qui a une très forte influence sur la propagation des ondes radio.

Le scénario le plus compromettant pour une mission est que si, pour une raison quelconque, l'engin spatial est trop éloigné de sa position prévue, il peut s'avérer impossible de le retrouver, ce qui en marque la fin. La conception des émetteurs embarqués est donc un compromis systématique entre le débit, c'est-à-dire la bande de fréquence occupée par l'information, et la facilité à recevoir le signal au sol (taille du récepteur), c'est-à-dire de pouvoir conserver un signal crête à crête important. De plus, des interruptions de communication, ou des déformations de signaux, imposent un recalage des fréquences employées au fil du temps.

L'ensemble de ces données sont analysées par les équipes de surveillance au sol, autrement nommées « segment-sol », dans le but de les contrôler et d'apporter des corrections le cas échéant. L'avantage des communications radio (modulation de fréquence) est qu'il est possible d'apporter des améliorations (corrections d'erreurs, distorsion, chiffrement, etc.), par des algorithmes de traitement du signal éprouvés. Toutefois, certaines limites physiques restent infranchissables, lorsqu'une sonde d'exploration s'éloigne progressivement de son point source, l'affaiblissement du signal croît du fait de l'augmentation du délai de propagation. Ainsi, les opérations de suivi deviennent plus complexes et le débit des données transmises est abaissé proportionnellement à la longueur d'onde et à la fréquence (célérité : $c = \lambda/f$). La règle de proportion inverse au carré de la distance pour la puissance s'applique au spectre électromagnétique. La figure 1.8 schématise l'intensité rayonnée E pour une unité surfacique A en fonction de la distance d , exprimée par A/d^2 .

Une autre contrainte forte liée aux débits de données est le nombre d'instruments (caméras, laboratoires embarqués, etc.). Tous ces instruments impliquent des besoins

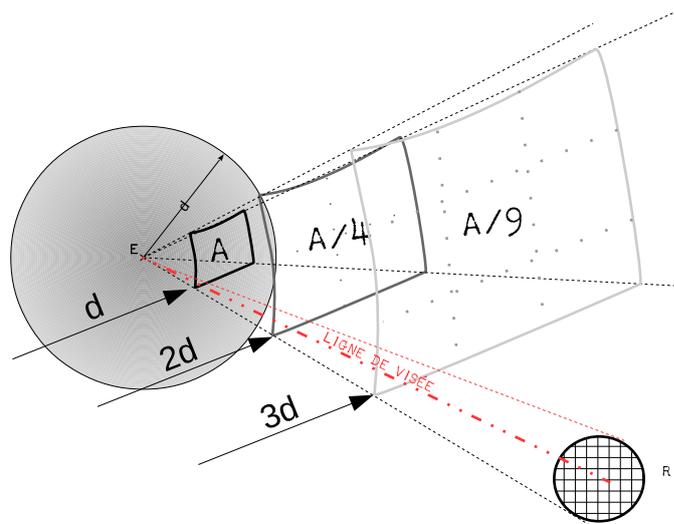


FIGURE 1.8 – Atténuation émetteur/récepteur

en volumes de données allant jusqu'à plusieurs Tera-octets (10^{12} octets) sur la durée de la mission. Les capacités des bandes de supports transmissions (bandes SHF⁸ L, S, X et Ka [53, 69]) et des traitements employés (filtres et codages) arrivent à une limite face aux besoins applicatifs et à l'ambition des programmes spatiaux. Par exemple, en juillet 2015 la mission New Horizons (NASA) se situe alors environ à 30 AU, aux abords de la planète naine Pluton, répertoriée (134340) par l'Union Astronomique Internationale (UAI). Une transmission provenant de la sonde prend, dans ce cas, plus de 4 heures pour parvenir à la Terre, le signal aura parcouru une distance d'environ 4.6 milliards de kilomètres. Cette problématique de transmission fait que pour un instrument récent, comme la caméra *Long Range Reconnaissance Imager (LORRI)* de 1024×1024 pixels échantillonnés à 12 bits, une image aura une taille de transmission de plus de 12 Mo. Les algorithmes de compression permettent une réduction de ces images à environ 2.5 Mo (en partie grâce au nombre important de pixels noirs), mais avec un taux de transfert d'environ 1 kbit/s à cette distance, il faut quand même plus de 40 min pour recevoir une image! Un certain nombre de mécanismes de compression sont utilisés, par exemple la troncature de l'échelle de conversion, on passe alors une image sur 8 bits de données au lieu des 12 bits utilisés au moment de son acquisition (voir la section 2.2). Ou encore, quelques techniques de compression d'images par des algorithmes non destructifs, etc.

Le réseau DSN s'avère coûteux et surchargé, ce qui conduit les nations en lice dans les activités spatiales à se procurer leurs propres ressources. Seules les missions des grandes agences mondiales et reconnues comme étant d'un intérêt majeur peuvent bénéficier d'une liaison sol dédiée [15]. C'est pourquoi, en 1998, l'agence européenne

8. Guides d'ondes SHF



décide de la création de son propre réseau afin de répondre aux exigences d'un nombre croissant de missions interplanétaires. L'**ESTRACK** entre en activité en 2000, il est aujourd'hui composé d'une dizaine de stations appartenant à l'**ESA**, qui sont réparties sur le globe de manière à couvrir en permanence l'ensemble des missions. La capacité de ce réseau est variable de par l'utilisation d'autres stations privées, et la mise en commun de ressources internationales (Russie, France, Allemagne et Japon). Des accords de mise en commun de ressources sont passés entre les différentes nations contributrices au domaine spatial, dont font partie l'Inde (*Indian Deep Space Network*), la Chine (*Chinese Deep Space Network*), le Japon (*Usuda Deep Space Network*) et la Russie (*Soviet Deep Space Network*). Une coordination complexe, mobilisant d'importantes ressources.

L'échange d'informations sur des équipements mutualisés est particulièrement sensible en termes de sécurisation des données, que cela concerne les méthodes de contrôle de vol, ou la collecte de données scientifiques. C'est un risque industriel et civil important. En outre, l'entretien coûteux des infrastructures, les moyens matériels et humains tendent à pénaliser l'investissement financier face au potentiel scientifique.

1.4 La navigation autonome

La notion de navigation étant désormais présentée, je vais détailler le domaine d'application de mon travail de thèse. Tout d'abord, je vais définir ce qui sous-tend à un système autonome de la façon suivante :

Définition: *Un système spatial autonome se doit d'être un système décisionnel dont les critères fonctionnels sont basés sur ses propres données et/ou analyses provenant de capteurs embarqués. Un système autonome permet de répondre aux situations prévues ou non, via une analyse, en pondérant les divers scénarios possibles. A contrario, un système automatique effectue des opérations mécaniques en réponse à un ensemble de situations prévues par des lois de commandes, et permet à la sonde de se situer avec peu d'informations extérieures.*

Dans le cas de la robotique mobile, nous greffons un certain nombre de senseurs environnementaux afin de concevoir un système de navigation automatique. Les opérations d'ingénierie permettent alors à cet ensemble complexe de prendre des décisions structurées en réponse à l'analyse de scénarios (définir un trajet, éviter des obstacles, etc.). Lorsque l'environnement perceptible est connu, la modélisation se montre efficace et de-facto les boucles de contrôle en découlent implicitement. Le challenge réside dans la possibilité de donner aux systèmes de commandes certains « degrés de liberté » de par l'élimination déterministe des cas inappropriés, ou de l'utilisation d'un auto-apprentissage, afin de converger plus rapidement vers le but à atteindre [62].



Une fois dépassée la phase de préparation de la mission, puisque l'autonomie que l'on cherche à apporter aux sondes n'y a pas sa place (c'est un moyen, pas un objectif), je vais décrire les possibilités permettant de garder le contact entre la Terre et son explorateur. C'est donc davantage la description de ce que l'on nomme le segment-sol qui va être présenté. Quel bénéfice tirer d'une mission autonome dans la surveillance de cette dernière d'un point de vue terrestre ? L'exploration du système solaire implique des voyages de longue durée, cela apporte des contraintes liées aux besoins énergétiques importants, mais surtout des temps de communications grandissants au fur et à mesure de la mission, et des débits de données diminuant de par l'affaiblissement des puissances électromagnétiques, pour les échanges avec le segment-sol. D'un point de vue des systèmes à bord, un satellite dispose d'un dispositif de contrôle d'attitude et d'orbite (SCAO), ou dans les documents anglophones *Attitude Determination and Control Subsystem (ADCS)*, complet ou partiel (à minima pour la restitution d'attitude). Ce système central est généralement composé de détecteurs optiques (visée stellaire, terrestre, solaire, . . .), auxquels s'ajoutent des détecteurs inertiels (gyromètres, magnétomètres, accéléromètres, . . .). Le contrôle d'attitude permet le maintien de l'orientation du mobile ainsi contrôlé. Le rôle tenu par la composante « navigation » est de connaître la position et la vitesse dans le système de référence équivalent aux données restituées par la détermination d'attitude, sans accès à d'autres composantes que celles embarquées. La détermination de la position et de la vitesse requiert une correction du temps local (à bord de la sonde), et relatif (Terre, Soleil), souvent à l'aide d'une horloge atomique, elle aussi embarquée. Le repère général suit les spécifications standard du système de coordonnées, tel que l'*Inertial Celestial Reference System (ICRF)* par exemple.

1.4.1 Un demi-siècle d'exploration cybernétique

Pourquoi *cybernétique* ? Ce terme qui peut sembler un peu désuet, fut rendu célèbre dans les années 50 par le mathématicien Norbert Wiener et provient du mot grec « *kubernêtikê* » qui dénote l'action de « piloter ». Au delà du mot, cela représente assez bien l'idée générale de l'exploration spatiale, depuis ses débuts jusqu'à ce jour, basée sur une analyse logique de systèmes physiques afin d'en établir un contrôle par boucle de rétroaction. Cela ouvre la voie de mécanismes adaptatifs destinés à fiabiliser un ensemble de processus en interaction. Le dynamisme de tels systèmes automatiques avancés, nous amène inéluctablement vers des systèmes autonomes. Voyons maintenant les éléments menant aux « SCP, pour systèmes cyber-physiques » spatiaux, que l'on rencontre plus fréquemment sous l'appellation *Cyber-Physical System (CPS)*. La navigation autonome concerne divers domaines que je vais présenter, en particulier sur la perception permettant un contrôle analytique, spécifiquement pour les applications spatiales.



Un document de synthèse issu du 61^e congrès international d'astronautique de Prague [11], relate les nombreux enjeux des systèmes spatiaux autonomes [63]. Il existe différentes applications où les systèmes apportent un gain de fiabilité, celles-ci peuvent être la reconnaissance terrain, d'arrimage ou bien sûr l'exploration en vol. Un document émanant de la NASA [80] propose une analyse décisionnelle de ces systèmes.

Des démonstrations en ce sens ont été réalisées, par exemple le DS-1 [61, 62] utilisant la détermination de position optique en orbite. L'imagerie orbitale a été utilisée également par la mission StarDust lors du suivi de la comète Wild-2.

La mission d'exploration Deep Impact, dont l'objectif fut de faire atterrir un impacteur sur la comète Tempel-1 [21], et son suivi par le vaisseau *flyby* [20], a utilisé la reconnaissance visuelle. Plus récemment, c'est la mission Hayabusa [38], de la *Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)*, qui a utilisé les technologies de la vision (LIDAR et caméra grand-angle, par largage de marqueurs à la surface du terrain) afin d'estimer l'altitude de survol de l'astéroïde Itokawa.

L'ESA est également très active, notamment avec la mission SMART-1 visant à expérimenter des systèmes de vision embarqués pour la navigation autonome (*On Board Autonomous Navigation (OBAN)*). Quelques publications font état de recherches sur les méthodes de repérage environnemental afin de déduire les positions et attitudes d'objets mobiles. Certains laboratoires n'hésitent pas à faire part de leurs recherches, comme l'*US Air Force Phillips Laboratory Autonomous Space Navigation*. C'est la restitution d'attitude qui est impérative aux applications terrestres, aéronautiques et navales. Pour la navigation suborbitale terrestre, la détermination de la position et de la vitesse se fait souvent par couplage de données GPS, de centrales inertielles, de données magnétiques, mais aussi d'images optique. Les signaux GPS permettent un recalage en temps réel des données inertielles. Quant aux données en provenance des magnétomètres, elles permettent de donner une référence par rapport aux lignes de flux magnétiques du champ terrestre. L'exploitation par l'image ouvre le domaine « *Visible Navigation (VISNAV)* », pour la navigation à partir d'informations extraites du domaine visible ou étendu, on parle alors de vision multispectrale (ce qui amène à la fusion de données).

Les systèmes autonomes de contrôle embarqués sur les sondes assurent un rôle de fiabilisation et de flexibilité des missions. Un système totalement autonome offre un accès direct à l'exploration privée, ou pour des missions ayant des applications particulières (civiles, ou militaires). Ces nouvelles opportunités sont en plein essor avec les nouveaux formats de petits satellites d'expérimentation tels que les CUBESAT. L'exploitation satellitaire requiert des recalages périodiques. Sur les orbites terrestres, nous avons les satellites de communication, d'observation, etc.

L'exploration est plutôt à destination des planètes du système solaire, des impacteurs



(ex. comètes) et des survols (ex. *fly-by* d'astéroïdes). Et enfin l'exploration de l'espace lointain (*deep-space*) pour les missions longues dans le système solaire, ou à ses limites (système des planètes géantes).

Si l'on fait la synthèse de l'exploration de notre système solaire, notre vision et nos connaissances du domaine ont été transformées par l'utilisation de systèmes, certes conçus par l'Homme, mais mus par des systèmes automatiques et de plus en plus autonomes.

1.4.2 Les méthodes de navigation autonome

La navigation autonome repose sur la fusion de données provenant de plusieurs systèmes embarqués, en particulier des systèmes inertiels comme décrit en sous-section 1.2.1, et des systèmes optiques (section 2.2). L'illustration 1.9 reprend les méthodes actuelles qui sont confiées à un système de navigation autonome. Toutefois, une particularité existe pour la navigation impulsionnelle qui n'est pas optique puisque dans la gamme des radio-fréquences (bande X) comme décrit dans la section 1.4.3.

Selon les cas, les satellites et systématiquement les sondes d'exploration, utilisent la

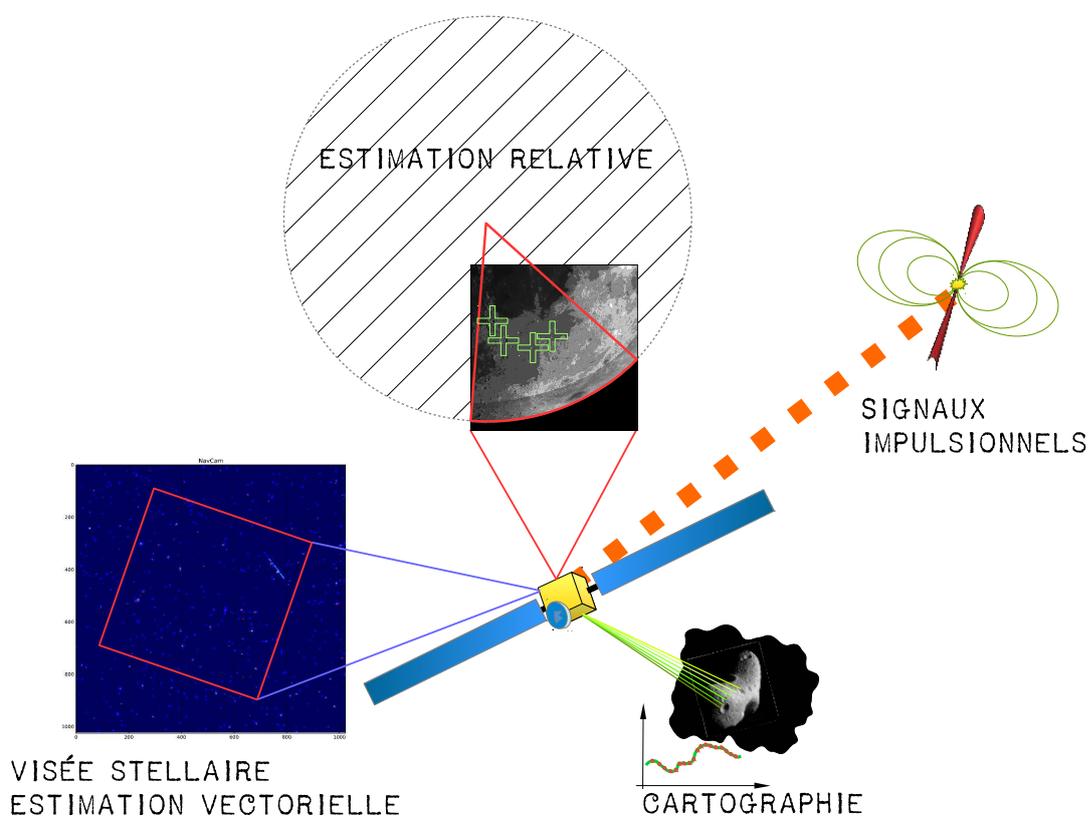


FIGURE 1.9 – Navigation optique



navigation céleste, soit par l'utilisation de senseurs d'objets tels que les planètes, le soleil ou les astéroïdes [14]), soit à l'aide de viseurs d'étoiles (*star tracker* [39]) qui permettent d'obtenir une information générale sur l'orientation.

La navigation optique (*Optical Autonomous Navigation*), grandement facilitée aujourd'hui par les caméras numériques, rend possible la détection et l'identification automatique d'étoiles à partir de catalogues. Cette identification complétée par les éphémérides adéquates donnent des informations de positions « à priori », par déduction de la position angulaire [7]. J'entends ici par éphémérides adéquates, une préparation en amont des objets utiles pour la navigation au cours de la mission. Les systèmes optiques s'avèrent efficaces quand les configurations de vols sont favorables à l'observation d'objets préalablement choisis, et donc suivant une trajectoire modélisée pour la durée de la mission. Les systèmes optiques utilisent généreusement la reconnaissance topographique couplée aux données GPS, pour les orbites terrestres, ou l'exploration planétaire [60]. Une petite entreprise, Princeton Satellite Systems, spécialisée dans le développement logiciel, a mis au point un système autonome pour l'exploration spatiale (Prof. Michael Littman Univ. Princeton [70]). Le programme de recherches *Small Business Innovative Research (SBIR)*, dont le but est de réduire les coûts, favorise les projets de navigation innovants n'utilisant pas de données GPS. Les calculs découlent directement d'images (Soleil, ou étoiles lointaines, planètes, Lune ou astéroïdes). Ce dispositif intègre des modèles non linéaires de représentation des orbites, de la gravité et des perturbations associées. L'orientation découle de la mesure de distances au Soleil, puis deux caméras mesurent les angles entre les planètes, et enfin les angles entre les étoiles et le Soleil, une reconnaissance de motifs permet une prédétermination de la zone. D'un principe proche, des travaux ont été menés sur la conception de gyroscopes stellaires [58]. Mes travaux consistent à utiliser des modèles simplifiés, mais en utilisant au maximum les informations relevées. Une phase d'observation est nécessaire pour préparer la mission, avec l'avantage d'utiliser uniquement le système optique.

La stabilité des sondes d'exploration, c'est à dire la conservation d'une trajectoire hors atmosphère conforme à la prévision, s'obtient par une mise en rotation à une fréquence déterminée (*spin*). D'un point de vue mécanique, en particulier pour les satellites, le maintien est généralement assuré par un système à roues de contre-réaction, celles-ci s'opposant au moment angulaire pour les trois dimensions de l'espace. Une motorisation assure les poussées requises pour les manœuvres de corrections occasionnelles, selon les décisions du segment-sol.

L'interaction entre l'ensemble des éléments de navigation, supportée par les possibilités de calculs embarqués (*ex. deep learning* ou apprentissage approfondi), permet une



indépendance de plus en plus grande des sondes d'exploration par rapport au contrôle depuis le sol. Pour les missions actuelles, un calcul de la position estimée des engins garantit un pointage précis des antennes. Toutefois, un système autonome assure un recouvrement des trajectoires par comparaison des positions calculées et observées, ce qui diminue les fréquences d'échanges avec le segment sol [79]. Les communications peuvent alors être réservées à la récupération de données ou permettre une reprogrammation, augmentant ainsi la flexibilité de la mission.

Les alternatives aux antennes du réseau DSN [56], coûteuses et contraignantes, passent par des techniques innovantes [67]. Les objectifs sont d'améliorer le temps de prise de décision quant aux corrections éventuelles, de gagner en réactivité, de baisser les coûts, mais aussi d'améliorer significativement la flexibilité des missions.

1.4.3 Approche système

L'exploration, à fortiori dans le système solaire, nous emmène dans un environnement méconnu. L'exploration du système solaire ne peut se faire que sous la condition d'avancées technologiques. Il y a plusieurs approches possibles selon les différents domaines d'applications nécessaires pour atteindre les objectifs. Les missions autonomes sont incontournables et garantissent des découvertes à venir [69, 22].

Nous avons décrit le suivi des missions spatiales par les stations au sol. Selon l'importance et le caractère des missions, ces stations peuvent être de natures différentes (structures privées, ou réseau international fédéré). Comme précédemment évoqué, dès lors que la distance avec la sonde croît, un certain nombre de contraintes apparaissent. Une sonde d'exploration intègre plusieurs moyens de communication et de stockage puisque les liaisons avec les stations de suivi peuvent être intermittentes pour des raisons techniques ou énergétiques. Une antenne HF à haut gain⁹ lui permettant d'émettre ou de recevoir selon les besoins, la puissance requise augmente avec la distance. Les signaux transmis sont de très faible puissance, leur acquisition requiert des antennes terrestres de très grand diamètre. Une antenne à faible gain permet une communication plus large, presque omnidirectionnelle, ce qui donne des réceptions du réseau de contrôle à de faibles débits. Une sonde a des contraintes énergétiques importantes, et la masse embarquée doit rester modeste. En échange, les ordres de recalage prennent de plus en plus de temps de parcours puisque le temps de transmission augmente et peut devenir critique dans la chaîne de décision.

9. Le gain se mesure en décibels (dB)

ex. : 3 dB équivaut au double de la puissance ($10^{3/10}$)



Les systèmes privilégiés ont actuellement des approches optiques. Comme mentionné précédemment, il existe différentes méthodes utilisant la vision, baptisées « VisNav » [78, 68]. Parfois, ces méthodes utilisent la reconnaissance de motifs, le pré-requis est une cartographie initiale permettant l'identification, puis la détermination de l'orientation. Cette méthode de navigation est plutôt simple, mais la précision quantifiée est très dépendante des erreurs de mesures. L'emploi de modèles dynamiques, servant à l'estimation paramétrique des filtres qui seront appliqués aux calculs, peuvent améliorer significativement le résultat. Les méthodes gravitationnelles (*dead-reckoning*) [1] sont davantage utilisées pour l'exploration d'objets croiseurs tels que les planètes et les astéroïdes. En effet, cette méthode itérative déduit la position courante à partir des informations précédentes. Les erreurs accumulées font que son utilisation est réservée à des phases de vols pour lesquelles la précision n'est pas critique.

La connaissance de la dynamique des objets visés permet de planifier à l'avance une trajectoire, donnant ainsi un rendez-vous précis. Les méthodes mixtes sont basées sur la connaissance des corps célestes particuliers de notre système solaire. La principale source est constituée des catalogues d'étoiles, qui permettent la reconnaissance de motifs uniques reliant les étoiles par projection sur une sphère artificielle à deux dimensions. Les catalogues d'objets particuliers comme les **pulsars** (« X-Nav ») peuvent être utilisés comme référentiel temps [4] ou espace [2]. Certains programmes de **navigation utilisant des sources radio émanant d'étoiles à neutrons (XNAV)**, qui découlent des travaux du **JPL** dans les années 70, proposent donc d'utiliser les **pulsars** comme balises d'aide à la navigation autonome [4] comme évoqué précédemment. Les éphémérides planétaires, d'astéroïdes, ou d'autres objets dynamiques offrent la possibilité d'estimer la position ou le temps à priori (voir en section 2.1.1).

Le temps

Le délai incompressible des communications entre la Terre et les sondes a un impact différent selon les types de missions. En effet, pour les objets en orbite basse ou moyenne le temps de propagation étant proche de celui de la vitesse de la lumière, il représente un temps acceptable pour le segment ayant en charge le contrôle de vol. Pour les missions d'exploration, planétaires ou autres, ces temps d'échanges d'informations peuvent durer de quelques minutes à plusieurs heures. Un certain nombre de dérives du temps sont à considérer. A l'heure actuelle des méthodes de recalage de temps sont opérées depuis le segment-sol. Certains programmes de **XNAV** qui découlent des travaux du **JPL** dans les années 70, proposent donc d'utiliser les **pulsars** comme balises d'aide à la navigation autonome [4, 3] comme évoqué précédemment.

Une mission autonome devra donc être capable de conserver un temps juste, qui s'avère être indispensable au fonctionnement de tous les systèmes à bord. En outre, tout comme



pour la position, il existe le référentiel propre au mobile, et le référentiel d'un point de vue de l'observateur [16]. Autre exemple, dans une publication de l'*American Astronautical Society* [27] un résumé de principe utilisant des sources à rayonnement X est proposé, méthode autrement décrite dans *Pulsar Navigation In The Solar System* [19]. Dans la publication, *Relativity And Timing in X-Ray Pulsar Navigation* [2], sont évoquées les problématiques liées aux dérives temporelles. Ces signaux peuvent servir à synchroniser le temps à bord avec une précision équivalente à celle d'une horloge atomique embarquée.

1.4.4 Approche fonctionnelle

Les mesures de corps du système solaire impliquent d'être capable de déterminer leur centre. Les observations se font sur des objets quasi-sphériques dans le cas de sources ponctuelles, ou présentant des phases lorsque leur forme est quelconque. Les erreurs d'estimation de position liées à la phase sont d'autant plus significative que l'objet est proche et changeant (les astéroïdes ont des formes souvent complexes). Dans un voyage spatial tel qu'envisagé dans mes travaux, la phase peut être négligée bien qu'elle soit facilement calculable si l'objet en question a été étudié. Cependant, les variations des magnitudes apparentes devront être estimées. Les traitements d'images embarqués doivent également être résistants aux déformations des acquisitions inhérentes au temps d'intégration, à la rotation propre de l'engin et aux effets extérieurs (particules à haute énergie tel que les protons, bruits, etc.). L'analyse peut se reposer sur un système classique de reconnaissance de motifs, ou de méthodes plus dynamiques, comme par exemple la reconnaissance de lignes permettant l'identification de configurations particulières et éphémères (alignements planétaires, ou autres). L'ensemble des méthodes de traitements d'images liés à la navigation (section 2.3) est un domaine particulièrement critique pour le futur [84].

D'autres projets très ambitieux, telles l'interférométrie spatiale, la cartographie stéréographique, ou encore l'exploration massive (*Cubesat*, *Unmanned Vehicules*, ...) sont autant d'applications qui deviennent alors envisageables puisque leur mise en œuvre ne nécessiterait que très peu de moyens après leur lancement. Les missions d'exploration doivent impérativement avoir un impact pour l'humanité, que ce soit pour les futures missions habitées, ou pour l'approfondissement permanent de notre compréhension de l'Univers. Les efforts des agences spatiales portent également sur la possibilité de retours d'échantillons, issus de planètes, d'astéroïdes ou autres poussières stellaires (*cf.* mission *Stardust* [62]). Si les systèmes autonomes représentent un appui certain pour diminuer le risque décisionnel humain, le retour d'échantillons extraterrestres est un excellent moyen de tests avant les voyages habités. De même les missions orbitales proches, d'abord par un retour sur la Lune, puis plus tard vers Mars permettra de fiabiliser les missions.



De plus, on peut par exemple envisager l'envoi de micro-explorateurs, ayant des fonctions « simples » et donc un coût de développement moindre permettant un envoi massif, ce qui par effet de volume augmenterait les chances de réussite. Il est évident que les missions planétaires doivent tendre vers un risque d'échec le plus faible possible, tout du moins pour le facteur humain [24]. Les missions actuelles présentent des coups d'essais, sur les missions d'approche, de ravitaillement et de mesures multiples (radiation, astroparticules, etc.).

Le défi concerne également les futures missions d'exploration utilisant des propulseurs ioniques. En effet, la technologie électrique de ces futurs moteurs n'est plus nécessairement calée sur des trajectoires balistiques. Ces moteurs utilisent des micro-impulsions électriques, ce qui rend leur suivi plus délicat. Avec la multiplication des missions, les systèmes devront en permanence croiser leurs données propres avec les décisions du *management mission*. Le fait de vouloir envoyer humains sur Mars implique de pouvoir les protéger des radiations. Ce qui implique des systèmes intelligents pour la navigation permettant d'isoler l'équipage qui devient alors passif sur cette phase du voyage. Il est donc indispensable que les systèmes de vols soient, ou bien deviennent, de plus en plus autonomes [30].

Les outils de navigation

Ce chapitre présente les principaux besoins de la navigation spatiale basée sur la vision par ordinateur. Les méthodes de traitement d'images y sont présentées, et ont été codées pour les besoins des simulations.

Sommaire

2.1 Localisation spatiale	33
2.1.1 La navigation céleste	33
2.1.2 Les catalogues d'étoiles	35
2.1.3 Les catalogues d'astéroïdes	37
2.2 La caméra de navigation	39
2.2.1 Modélisation de la caméra	40
2.3 Traitement d'image	42
2.3.1 Modèle astrométrique	46
2.3.2 Corrections géométriques des images	49
2.4 Modèle cinématique de la sonde	52
2.4.1 Équations aux dérivées partielles	54

« Je suis l'un des défenseurs les plus durables et les plus fervents de l'exploration spatiale, mais je pense que l'on pourrait le faire par la robotique à un coût beaucoup moins élevé et avec des résultats beaucoup plus nombreux et de meilleure qualité. »

James A. Van Allen



LA localisation consiste à représenter la position d'un mobile par des coordonnées en 3 dimensions dans un repère généralement nommé *Monde*, par convention. Les méthodes actuelles sont basées sur le suivi (*Tracking*), ce qui signifie que la position de départ est connue à priori dans le *Monde* depuis les conditions initiales, connues elles aussi. La localisation globale, dite *Lost-In-Space*, est un problème plus ardu, puisque dans ce cas l'environnement est inconnu, et les conditions initiales incertaines.

Dans le premier cas, une carte offrant un relevé d'informations (points de repères, section 1.2) sera utilisée conjointement à des outils de mesure. Pour ma contribution à l'exploration spatiale, j'ai choisi de concentrer mon travail sur les systèmes optiques afin de baser ma méthode sur des images réalisées in-situ. Un système optique ne permet pas de renvoyer directement une information de position, surtout parce que seule une partie de l'environnement est capté. C'est pourquoi divers traitements doivent être effectués pour rattacher les données obtenues aux conditions initiales. Ce choix est motivé par deux atouts majeurs, d'une part la mise en œuvre est tout à fait adaptée aux applications embarquées et autonomes, dont nous avons fait une de nos spécialités à l'IRSEEM. D'autre part, nous possédons à l'IMCCE l'expertise du traitement d'images astronomiques et plus particulièrement en astrométrie des corps du système solaire (éphémérides). C'est donc tout naturellement que j'ai cherché à faire converger la mise au point d'algorithmes d'un domaine à un autre. D'autre part, cela offre une indépendance relative, adaptée aux exigences actuelles, en particulier pour les réseaux de radio-télescopes (décrits en section 1.3). Les progrès récents ont levé un certain nombre de contraintes technologiques concernant la résolution des images et la sensibilité des capteurs. Les calculateurs sont aussi de plus en plus performants et tolèrent le traitement de signaux complexes en temps réel, de plus ils sont peu consommateurs en énergie.

Généralement, les capteurs basés sur la vision utilisent un certain nombre d'objets. Pour exemple, dans le domaine du spatial, citons :

- des étoiles pour l'attitude dans le repère ;
- les planètes et les astéroïdes pour la mesure d'angles et de localisation ;
- les surfaces texturées tels les reliefs et paysages pour la géolocalisation.

La suite décrit la mise en œuvre pratique d'une localisation spatiale basée sur une *perception visuelle*. Le choix des objets nécessaires est également abordé.



2.1 Localisation spatiale

2.1.1 La navigation céleste

La section 1.2 résume les principes utilisés en navigation spatiale. L'observation astronomique a permis la découverte et la modélisation d'objets mobiles. Les astronomes ont alors cherché à comprendre les mouvements de ces corps célestes afin d'en prédire leur position dans le temps. C'est ainsi que le développement de la mécanique céleste a donné naissance aux théories du mouvement. Au fil des siècles, les observations rigoureuses ont permis la construction de modèles, pour construire les éphémérides (Illustration B.1). L'observation depuis le sol est affectée par divers phénomènes qu'il convient de prendre en compte (ex. les effets atmosphériques), pour faire de la mesure de positions. Pour les trajets d'exploration dans l'espace, les perturbants sont d'une autre nature. La position des étoiles provient de catalogues corrigés, ce qui permet des points de repères fiables. Pour les objets, que j'ai qualifiés de mobiles en sous-section 1.4.3, il faudra estimer les positions dans l'image avec précision. Une campagne d'observation peut être nécessaire en amont de la mission, afin de mieux préparer les données à embarquer. L'objectif de cette étape étant d'obtenir une précision en accord avec les besoins des missions.

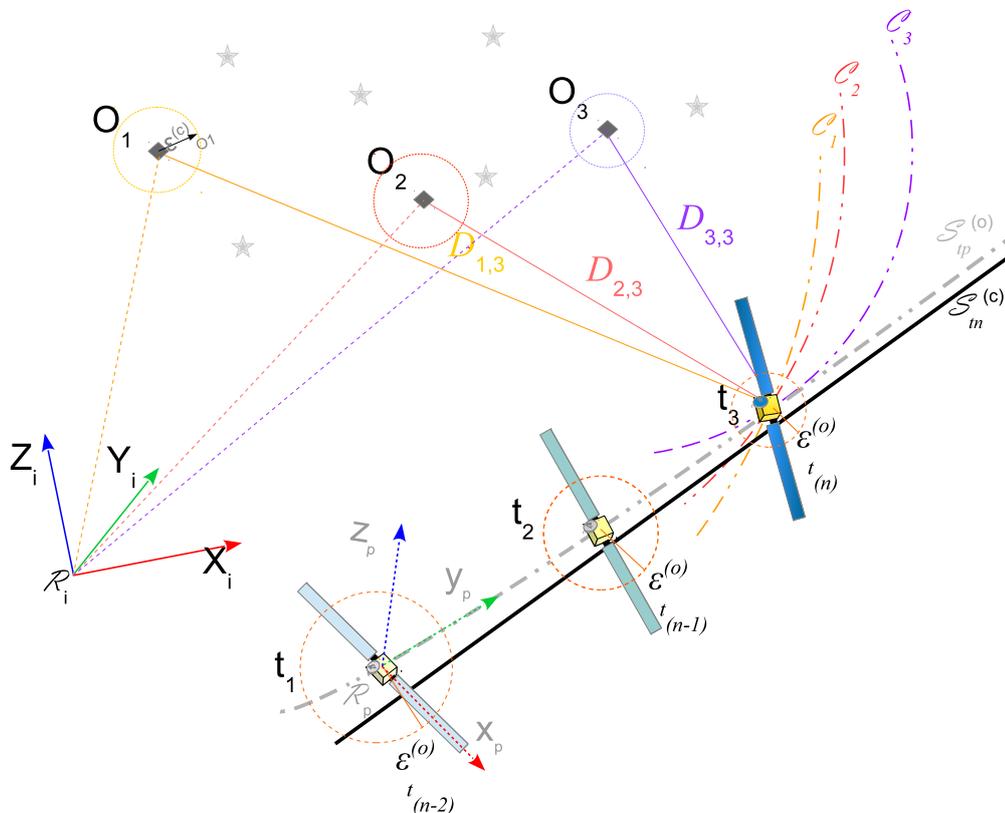


FIGURE 2.1 – La navigation optique



La figure 2.1 représente le principe général de la navigation spatiale optique, et va être détaillée au fur et à mesure des chapitres. La sonde d'exploration est représentée comme suivant une trajectoire notée $\mathcal{S}_{tp}^{(o)}$ dans le repère \mathcal{R}_i (*Monde*), il s'agit de la trajectoire « réelle » (c-à-d. observée) en fonction du temps. La ligne noire continue notée $\mathcal{S}_{tn}^{(c)}$ correspond à la trajectoire calculée (ou nominale), c'est à dire pour laquelle la mission a été préparée. Les étoiles, schématisées en gris, sont les objets détectés permettant de contrôler l'attitude. Les points en forme de carré plus foncés, schématisent quant à eux les astéroïdes et les planètes qui sont notés O_n . L'instrumentation de bord doit calculer les positions effectives de ces objets à différentes étapes notées $t_{(n)}$. La méthode implique donc une phase de préparation de la mission, permettant une reconnaissance des objets présents dans le champ de vue, et dont les calculs de position dépendent. Il faut en effet avoir accès à une position estimée fiable des objets détectables durant toute la période de la mission.

La figure 2.2 représente une trajectoire rectiligne uniforme. Le graphique supérieur représente une trajectoire bruitée suivant une loi normale (\mathcal{S}_o), et la trajectoire initiale calculée (\mathcal{S}_c), qui sont confondues à cette échelle. Le graphe inférieur représente les écarts de positions ($\overline{O - C}$). Ce programme permet d'établir un modèle basique qui sera développé à la section 2.4.

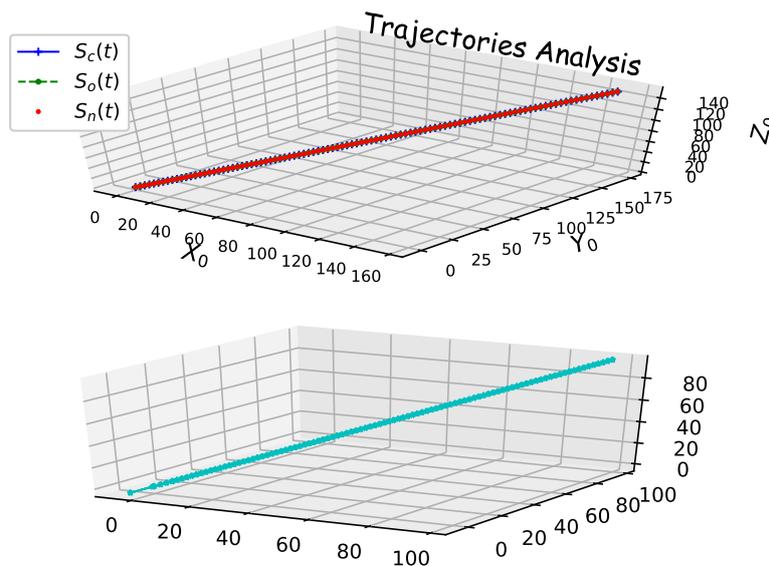


FIGURE 2.2 – Modèle initial [en pas de temps]



Pour la préparation d'un voyage dans le système solaire, nous avons à notre disposition des moyens d'observation au sol, mais aussi spatiaux, qui nous offrent la possibilité d'effectuer des mesures sans cesse plus nombreuses et plus précises. L'ensemble de ces données est organisé dans des listes, sous forme de fichiers numériques pour constituer les catalogues. Les informations contenues dans les catalogues sont essentielles à la mesure des images. L'astrométrie est la science de mesurer des positions d'astres dans les images, la précision obtenue repose donc sur la qualité de ces données. Les senseurs stellaires (*Star Tracker*) sont composés d'une chaîne d'acquisition optique. À l'extrémité de cette chaîne se trouve un capteur photosensible permettant l'enregistrement de l'image formée au foyer comme décrit en sous-section 2.2. Les objets visés dans un espace à trois dimensions sont projetés sur un plan à deux dimensions. Cet ensemble est donc caractérisé par un certain nombre de paramètres dont les principaux sont la longueur de focale, le diamètre optique (ouverture), en plus des caractéristiques physiques du capteur. L'ensemble peut être simulé, comme décrit à la section 3.1, afin d'obtenir une largeur de champ et une magnitude visuelle.

La modélisation de la chaîne d'acquisition permet de quantifier la détection des objets célestes. Ceci étant, il convient de choisir un catalogue d'étoiles référencant un nombre d'objets suffisant et dont les caractéristiques correspondront à la réponse du signal enregistré par le senseur. Dans un souci de performance, il est impératif de recourir à des méthodes simplificatrices de détection, tout en évitant les fausses détections engendrées, par exemple, par les astro-particules (majoritairement des protons provenant du rayonnement cosmique).

Il y a également d'autres phénomènes physiques (bruits multiples, etc.), qu'il faudra également corriger. En outre, si le champ de vue est trop faible, ou la magnitude requise inaccessible, la détermination de l'attitude risque d'être compromise par un manque de données. Une simulation préalable permet donc d'estimer l'ensemble de la chaîne d'acquisition de façon à paramétrer au mieux les divers constituants de ce système (voir la section 2.2).

2.1.2 Les catalogues d'étoiles : déterminer l'attitude

Depuis l'antiquité, et quel que soit l'environnement culturel, l'humanité a cartographié la voûte céleste en y projetant arbitrairement l'image de divinités, d'objets ou autres afin de former les constellations. Ces premières « cartes » permirent de scinder le ciel nocturne en zones, et ainsi de marquer l'écoulement du temps, la fréquence des passages marquant le voyage autour de notre étoile, le Soleil, au rythme des saisons. Il en va de même pour les cycles lunaires. Depuis notre système solaire et compte tenu de la distance relative des étoiles, leur observation est quasi-identique en tous points de l'espace (faible effet de parallaxe, indépendamment de quelques étoiles bien identifiées).



Ceci rend alors possible une mesure des angles apparents des objets observés, dont découle l'estimation de l'attitude. Aujourd'hui les missions recourent systématiquement aux viseurs stellaires et intègrent les algorithmes de reconnaissance à bord.

Un compromis est à trouver entre un catalogue contenant un grand nombre d'étoiles (magnitude élevée) en prenant en compte les caractéristiques physiques du système. Ces limites sont les capacités de détection, l'archivage des données (et leur connaissance), ainsi que la vitesse de traitement.

Il existe différents catalogues stellaires, pour de nombreuses applications. Mon choix à suivi deux critères, le premier étant de disposer d'un ensemble de données suffisantes pour répondre au plus grand nombre de situations, sans pour autant être d'un volume démesuré afin qu'elles puissent être embarquées à bord du calculateur. Le second critère porte sur le fait d'avoir déjà été utilisé pour des missions spatiales réelles, ce qui pourra permettre une comparaison quantitative des mesures in-situ avec mes travaux. Selon cette approche, il faut un catalogue astrométrique parfaitement connu, afin de s'approcher d'une vérité terrain dans les expériences. Le catalogue Tycho-2 m'est bien connu puisque j'avais mené à l'IMCCE une étude, dont le sujet fût *Réduction astrométrique des satellites lointains de Jupiter et Saturne*, en 2007, avec ce dernier. Les résultats qui en découlent sont éprouvés [77], et il constitue une base d'étoiles de magnitude relativement modeste mais suffisante pour répondre à une problématique de localisation [32]. De plus, ce catalogue a été utilisé pour de nombreuses missions d'exploration, mon second critère. La figure 2.3 est issue d'une publication¹ [48] visant à affiner les récentes données du

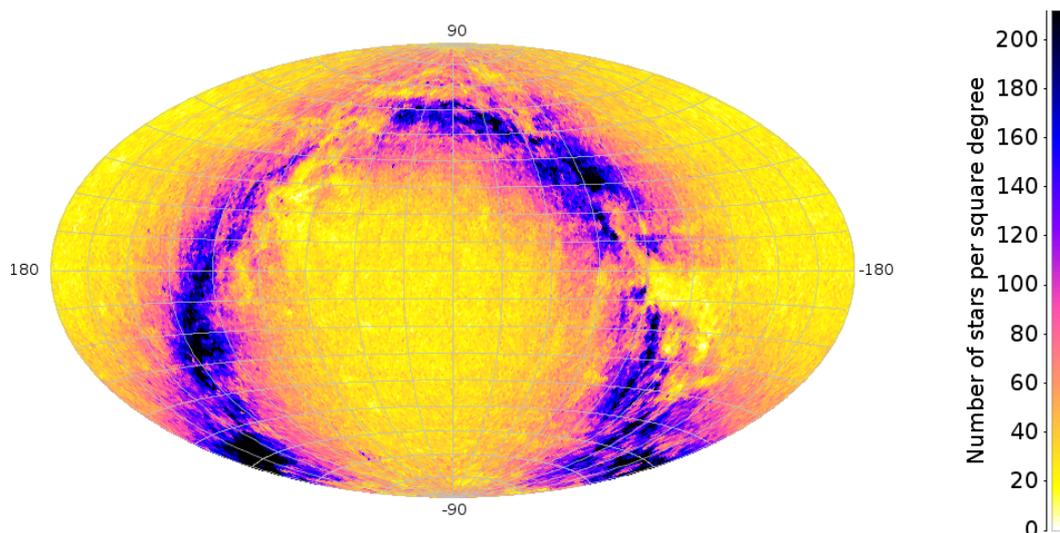


FIGURE 2.3 – Carte du ciel Tycho-2

(Source : ©ESA/Lund University [48])

1. autorisation de reproduction page 108



pré-catalogue *Gaia* pour donner une solution astrométrique (*Tycho-Gaia Astrometric Solution (TGAS)*), ce qui montre la densité des 2,5 millions d'étoiles répertoriées par degré au carré. De plus, le catalogue Tycho-2 est constitué d'objets qui se trouvent dans une bande spectrale accessible à des caméras standards (c-à-d. à base de silicium, CCD classique) ayant leur pic de sensibilité en longueur d'onde situé autour d'un $\lambda = 650 \text{ nm}$.

2.1.3 Les catalogues d'astéroïdes : déterminer la position

Durant un voyage dans le système solaire, les astéroïdes ont pour avantage d'être dans le même environnement que la sonde. Il en est de même pour les planètes dont nous avons à disposition les éphémérides. Cette proximité permet de pouvoir observer un mouvement relatif aux étoiles suffisamment rapide et discriminant pour rendre possible leur détection. Les observations nous ont amené à constater une répartition structurée de ces objets en fonction de la distance au Soleil. Ainsi à environ 2 AU se trouve la famille *Hungaria*, puis jusqu'à un peu au delà des 3 AU la ceinture principale avec la population la plus dense d'objets. Viennent ensuite la famille *Hilda* au voisinage de 4 AU et enfin, aux abords de Jupiter, les *Trojan*. La catégorie des Troyens est constituée d'une partie des géocroiseurs qui suivent l'écliptique [66], ceux-ci sont moins nombreux et leur répartition plus disparate [13].

Dans la section précédente (2.1.2), j'ai présenté l'utilisation des étoiles, qui une fois cataloguées, permettent la mesure d'un champ de vue. Il est donc indispensable d'avoir des objets plus proches et connus, afin d'établir une relation de distance ou d'angles à différents moments. Toutefois, comme pour les étoiles, il est impératif d'avoir catalogué ces objets dans le but d'obtenir un modèle garantissant une identification fiable.

Les travaux entamés sur les astéroïdes ont plusieurs objectifs. Tout d'abord de définir dans quel ordre de grandeur une estimation de la position est possible, et combien d'objets peuvent être pris en compte. Les expériences menées jusqu'alors ont montré que de nombreuses incertitudes subsistent, principalement dans l'estimation de la magnitude visuelle. Il est donc important de montrer l'impact de ce paramètre, qui influe directement sur le nombre probable d'objets présent dans les images à une date donnée.

Cette approche pourrait donner lieu à une campagne d'observation destinée par exemple, à re-qualifier le paramètre de la magnitude visuelle (V), dans tous les cas il s'agit de décrire l'ensemble des paramètres influents destinés à la préparation de la phase voyage. Le mouvement de ces objets impliquant cette préparation met en évidence la relation temporelle entre les observations et la détermination de la position. La mesure du temps sur la durée de la mission est donc importante pour la détection des objets, mais aussi pour la précision espérée. La conservation d'un temps sur une période de référence est indispensable.



La connaissance des astéroïdes et des planètes, repose sur leur suivi permanent et l'archivage des données astrométriques. Deux catalogues font référence à ce jour, nous avons à disposition le *Asteroid Orbital Element Database* (ASTORB), et le *Minor Planet Center Orbit Database* (MPCORB).

Pour exemple la base MPCORB contenait un peu plus de 700 000 objets en 2016, pour arriver aujourd'hui, en 2018, à plus de 785 000.

Le MPC centralise le suivi des astéroïdes et des comètes. Le MPC nomme également les nouveaux objets, calcule leur orbite et diffuse les résultats. Les données sont accessibles via le site internet minorplanetcenter.net.

Le fichier ASTORB fournit les éléments orbitaux et un certain nombre de termes correcteurs visant à calculer la position respective de ces petits corps [10] afin d'aider la planification des observations. Les orbites sont calculées par Edward Bowell à partir des données astrométriques fournies par le MPC. Les détails concernant cette base se trouvent sur le site internet <ftp.lowell.edu>, dont la mise à jour est quotidienne. La base ASTORB est quant à elle utilisée par l'observatoire virtuel (OV).

Une étude statistique des incertitudes orbitales à été menée [17] et conclut que le paramètre CEU est un excellent indicateur. Quelques échanges avec Benoît Carry (Obs. de la Côte d'Azur / IMCCE / Obs. de Paris) m'ont confirmé cette approche.

À partir de ces nouvelles informations, j'ai créé un jeu de données issues de la base ASTORB en cherchant à filtrer la qualité des orbites (CEU, CEU rate, PEU), ainsi que la distance par rapport à la sonde. Considérant un voyage dans le système solaire extérieur, j'ai également supprimé les objets proches (NEAs, *Near Earth Asteroids*). Concernant une mission dans le système solaire intérieur, par exemple pour explorer la planète Mercure (☿), l'intensité visuelle du Soleil demande à considérer différemment la détection des objets. De même, au delà de Neptune (♆), il faut reconsidérer la magnitude apparente des TNO, qui sont alors plus proche qu'au moment des observations de préparation.

La figure 2.4 (p. 39) a été réalisée avec l'outil de manipulation de données TOPCAT (VO Obs. de Paris, CDS, Bristol University) [72]. Cela représente la ceinture principale en forme de tore, qui est la plus grande concentration d'astéroïdes recensée. On constate que l'essentiel de ces objets se situent dans une zone du système solaire à 5 AU de rayon. À titre d'information, au delà de l'orbite de Neptune se trouve une zone contenant de petits objets : la ceinture de Kuiper. Cet anneau contient un grand nombre d'objets dit *transneptuniens*, c'est probablement la source principale des comètes périodiques, mais aussi des planétoïdes (Centaures) dont le plus imposant est Pluton.

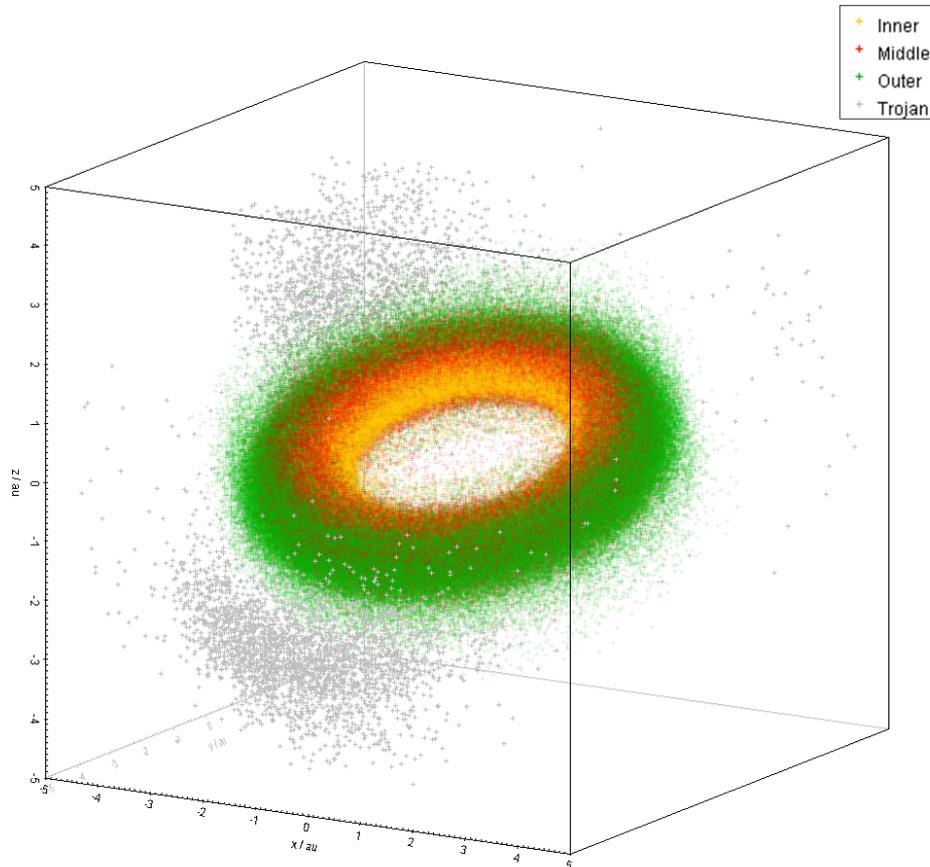


FIGURE 2.4 – Astéroïdes dans le système solaire

2.2 La caméra de navigation

Il est fréquent de trouver le terme de *navcam* (*navigation camera*) utilisé pour désigner le groupe système, ou parfois *opnav* (*optical navigation*) pour décrire la méthode de navigation par vision. Dans le cadre des travaux sur la robotique mobile à l'IRSEEM, ou la réduction astrométrique d'images à l'IMCCE, la connaissance de la chaîne d'acquisition est capitale. Dans tous les cas nous projetons une scène réelle sur un plan caméra. Les paramètres de la caméra doivent donc être connus afin de rendre possible un étalonnage correct.

Un système d'imagerie complet permet l'utilisation des planètes et des astéroïdes, non seulement pour l'observation, mais aussi, et c'est le but, pour la navigation. L'acquisition d'une succession d'images sur un intervalle de temps donné permet d'obtenir un modèle dynamique des mouvements relatifs.



En connaissant l'attitude et le temps, le facteur d'échelle de l'image permet, grâce aux données des éphémérides, de calculer les coordonnées observées des objets dans l'image. La problématique de mesure directe repose sur les fondamentaux de géométrie analytique de l'optique (sous-section 2.2.1). De plus, pour arriver à cette mesure il est nécessaire d'effectuer quelques traitements sur l'image numérique acquise (section 2.3). Ce sont là les étapes de traitement d'images que j'aborde dans cette section, et dont le but est de déterminer les coordonnées d'objets dans l'image.

2.2.1 Modélisation de la caméra

Le principe d'une caméra est de restituer une information en deux dimensions issue d'un environnement à trois dimensions. Afin de simplifier les calculs de projection 3D vers 2D, le modèle du *sténopé*, représenté par la figure 2.5, est généralement utilisé. Le principe, propre à tout modèle, est de considérer la chaîne d'acquisition dans un cas idéal et donc théorique, avec une prise en compte minimaliste des perturbateurs.

Une image se forme à partir du trajet des rayons lumineux provenant d'une source vers une surface sensible. Au cours de ce trajet, un certain nombre d'altérations vont intervenir. Les éléments de distorsion font que la lumière est déviée de sa trajectoire initiale en traversant la matière. Les déformations ainsi induites peuvent être de nature monochromatique ou chromatique. Dans le cas principal les distorsions proviennent de la géométrie des lentilles et sont monochromatiques (ex. aberration sphérique). La propagation de la longueur d'onde interagit avec la matière rencontrée sur la ligne de visée, ce qui engendre des aberrations chromatiques, la vitesse de la lumière étant modifiée en fonction des longueurs d'ondes.

Dans la figure 2.5, j'ai respecté les règles d'usage courantes afin de simplifier l'approche de cette méthode classique. La représentation du système optique est alors linéaire, et ne schématise aucune distorsion, puisque sans lentille. Par la suite je décrirai les approches classiques permettant de quantifier les coefficients de certaines distorsions spécifiques. L'ajout de termes correcteurs aboutira à un système non linéaire discuté page 47.

Mon modèle s'applique au cas d'une sonde voyageant dans le système solaire, ce qui permet de s'affranchir de quelques paramètres moins impactants. Le repère caméra utilisé est celui de la règle de *la main droite*. Dans cette orientation l'axe optique de la caméra est dirigé sur la ligne de visée (souvent noté « *Line Of Sight (LOS)* »), ainsi l'axe positif est en direction de l'objet pointé, dans notre cas c'est donc vers les étoiles. Les deux autres dimensions du repère caméra sont indifféremment orthogonales à l'axe de visée. Toujours sur la figure 2.5 la lettre \mathcal{R} indique le nom du repère et son indice le qualifie, de telle sorte que nous avons i pour identifier le repère *inertiel* (c-à-d. exempt de toute

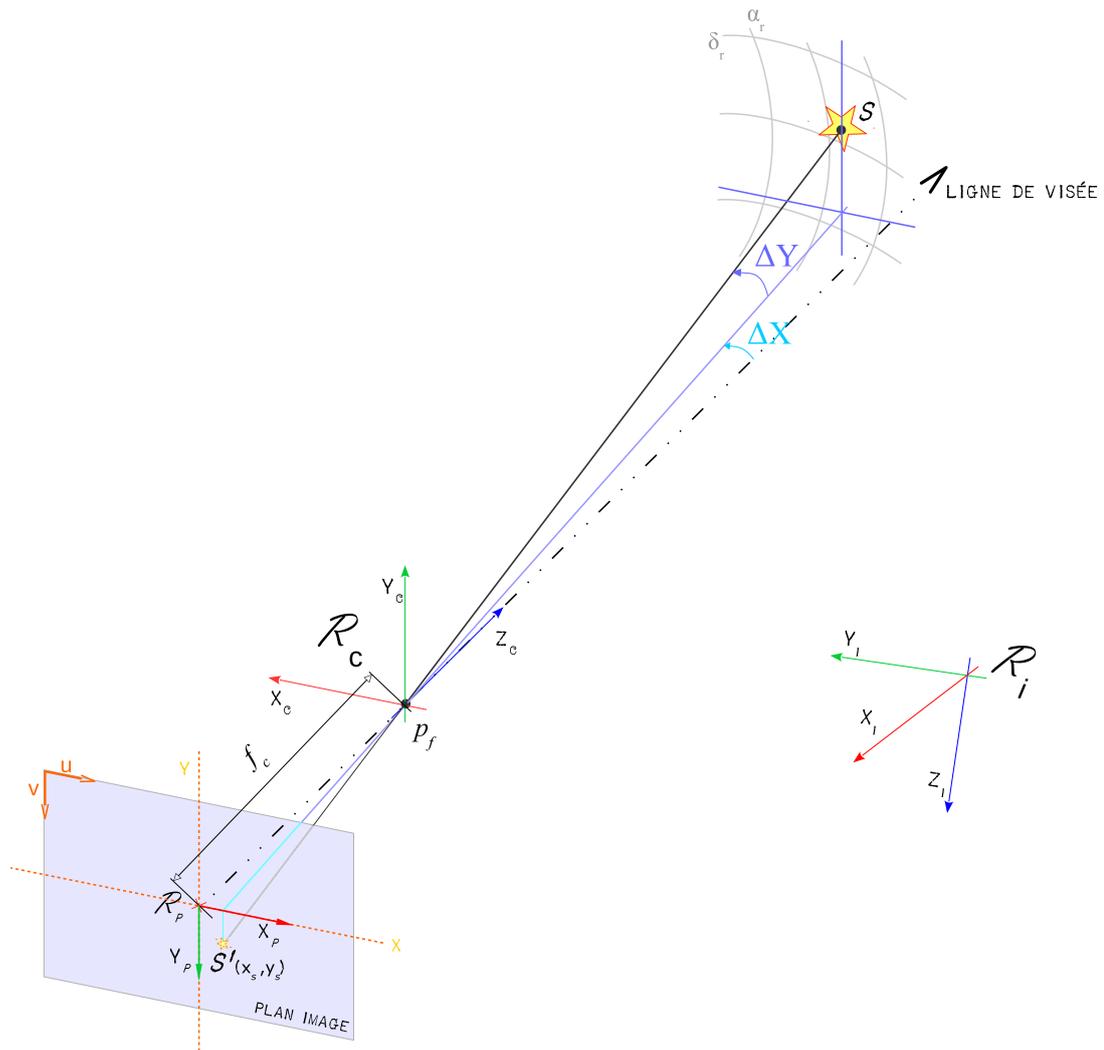


FIGURE 2.5 – Modèle du sténopé

rotation et non accéléré sous-section 1.2.4). Le repère *caméra*, qui sera utilisé comme équivalent au repère sonde, se nomme *c*, et *p* le repère *plan* où se construit l'image projetée. Par la suite pour l'écriture des vecteurs de la position relative au barycentre du système solaire (*SSB*) j'utilise : $\mathbf{R}^i(t)$, la vitesse est donc $\dot{\mathbf{R}}^i(t)$, l'exposant *i* indique ici la référence du repère de destination (\mathcal{R}_i). Le *temps* pris en compte correspond à la moitié de la différence entre l'heure de fin de pose et de début de pose (le milieu du temps d'intégration).

$$\Phi t = \left(\frac{t_{fin} - t_{debut}}{2} \right) \quad . \quad (2.1)$$

Lors d'intervention de transformation de coordonnées, par exemple le passage du repère caméra \mathcal{R}_c au repère inertiel \mathcal{R}_i , la notation devient, toujours en fonction du temps *t*, pour la position $\mathbf{R}_c^i(t)$ et la vitesse $\dot{\mathbf{R}}_c^i(t)$ (direction caméra-SSB).



Le fait de considérer les étoiles comme des sources ponctuelles projetées sur le plan caméra est une approche visant à simplifier le calcul de la profondeur de champ (projection sur le plan focale, cf. 2.3.1). La réponse instrumentale, la sensibilité, ou la résolution se déduisent de l'estimation de la tâche de diffraction. En effet, une chaîne optique projette un rendu de la source lumineuse sous une forme de cercles concentriques (diffraction) : *les cercles de confusion*. Le modèle de ces sources sera décrit à la section 2.3 dédiée au traitement d'image. Par définition, le modèle de projection de ce type à une profondeur de champ infinie, le cercle de confusion étant égal au diamètre de l'ouverture.

L'étalonnage de la chaîne d'acquisition va permettre de passer des coordonnées équatoriales de l'objet notées en *ascension droite* (α_r) et *déclinaison* (δ_r), en coordonnées de référence exprimée dans le repère \mathcal{R}_i (sous-section : 1.2.2). Le procédé utilisé en réduction astrométrique classique est une projection géométrique dite *gnomonique* (développée par Thalès au VI^e siècle AEC²). Cette projection prend son sens par le fait qu'à partir d'une certaine distance l'information de profondeur (reliefs) tend à disparaître pour ne laisser percevoir que des angles. Cet outil de projection permet d'obtenir des droites projetées à partir de courbes, toutefois des déformations induites apparaissent rapidement au delà du point de la tangente. Dans le cas où les objets sont des étoiles, les catalogues indiquent leur mouvement propre, que je considère comme constant dans mon approche. D'autres facteurs de correction peuvent intervenir, comme l'aberration qui sera développée plus loin, ou encore les effets relativistes pour les objets plus éloignés.

2.3 Traitement d'image

Le traitement d'images astronomiques est assez singulier, et peut s'avérer complexe. Pour en saisir les particularités, j'ai préféré développer quelques méthodes et non pas intégrer des bibliothèques toutes faites. À l'opposé, les images terrestres ont l'avantage d'avoir un rapport signal sur bruit relativement bon (>20 db [76]), de plus le contraste est généralement assez élevé. Mes codes m'ont aidé à paramétrer mes simulations pour les faire correspondre au mieux à des situations telles que l'on peut les rencontrer dans le milieu spatial. La figure 2.6 montre concrètement l'influence des longueurs d'ondes observées sur la répartition surfacique (telles que perçues par le capteur). On y voit aisément que la fonction d'étalement grandit avec la longueur d'onde (genre d'empattement des images). Ce paramètre de sensibilité sera donc un point important de la chaîne d'acquisition est devra être simulé.

Les étoiles sont classées par famille, comme le résume la table 2.1. Le choix du catalogue est donc dépendant des longueurs d'ondes observées lors de sa création. Le nombre de candidates pour un catalogue d'étoiles donné en réponse au temps d'intégration dépend

2. AEC : Avant l'ère commune

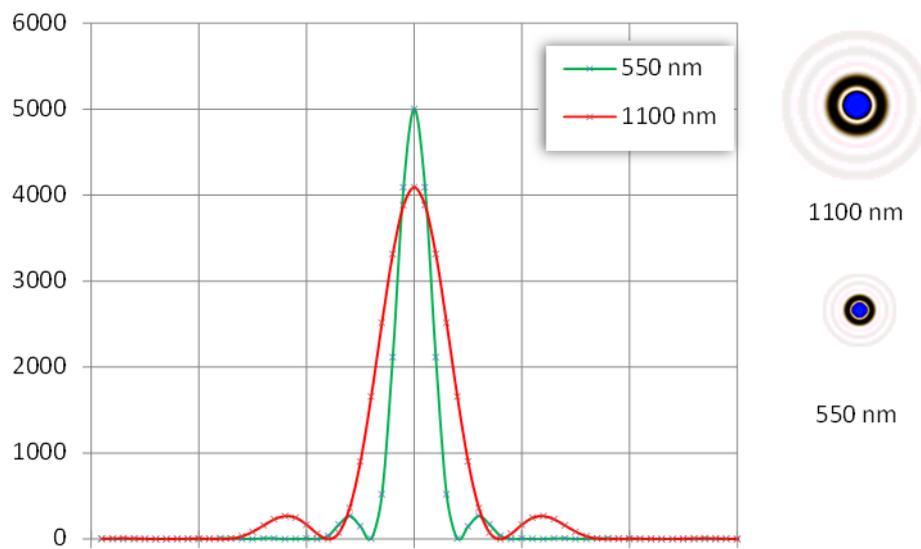


FIGURE 2.6 – Fonction d'étalement en longueur d'onde

Famille		Couleur	Température de surface
O	<i>Oh</i>	Bleue	> 25000 K
B	<i>Be</i>	Bleue-Blanche	10000 - 25000 K
A	<i>A</i>	Blanche	7500 - 10000 K
F	<i>Fine</i>	Jaune-Blanche	6000 - 7500 K
G	<i>GirI</i>	Jaune	5000 - 6000 K
K	<i>Kiss</i>	Jaune-Orange	3500 - 5000 K
M	<i>Me</i>	Rouge	< 3500 K

TABLE 2.1 – Classification des étoiles

de la magnitude visée. La réponse instrumentale, couplée aux données théoriques du couple étoile-catalogue permet de quantifier précisément la zone de détection autour d'un point présumé candidat pour le centroïde d'une étoile dans une image [54]. Ceci a le double effet d'accélérer la détection et la détermination du centre, tout en limitant les fausses détections. Il existe différentes méthodes de détermination du centre de sources ponctuelles, ou pour le moins considérées comme telles.

Les caméras sont souvent constituées de capteurs CCD, comme décrit en 2.2. L'objectif est de définir avec une précision qu'il faudra déterminer, la position des étoiles sur ce plan. Les objets que nous cherchons dans l'image peuvent avoir deux formes dans la phase de navigation. La première répartit son énergie sur le capteur suivant une distri-



bution surfacique prenant la forme d'une courbe en cloche. Cette densité de probabilité suit une loi normale donnée par l'équation 2.2 dans laquelle σ^2 représente la variance, et μ la moyenne (ou l'espérance).

$$\mathbb{P}(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{\left(\frac{-(x-\mu)^2}{2\sigma^2}\right)} \quad . \quad (2.2)$$

La seconde représentation concerne les objets non résolus, c'est à dire dont la forme est quelconque (ex. astéroïde en phase d'approche). Dans ce cas la méthode de détermination du centre par gaussienne peut donner de mauvais résultat, et il est préférable d'utiliser une méthode barycentrique. Un exemple est donné sur l'illustration 2.7 où le cercle vert

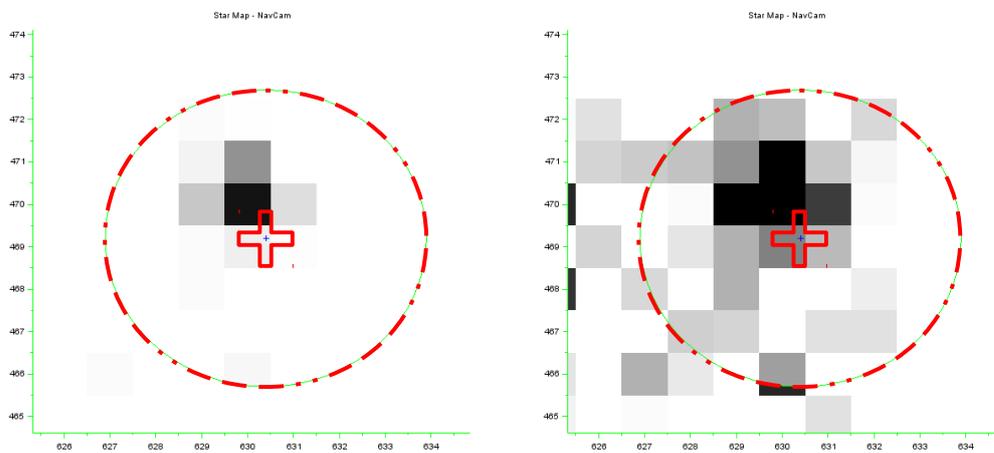


FIGURE 2.7 – Simulation du centroïde

correspond au modèle théorique de l'étoile. Dans ce cas, la zone probable du centre est proche de la moyenne arithmétique des pixels constituant l'objet sur le capteur. La croix rouge est le centre, il sera utilisé par la suite pour le calcul de réduction astrométrique. De nombreux autres paramètres liés à l'image interviennent quand à la précision de la détermination de centre d'objet, comme la focalisation ou la saturation des puits électroniques (rendement), c'est ce qui est montré sur l'illustration 2.8. Le graphique de gauche montre un objet arrivé à saturation du capteur. Dans ce cas, la partie supérieure de la courbe ne suit plus une loi normale et subit un aplatissement, le centre est faussé. A contrario, l'image de droite montre une image plus résolue, le centre étant proche d'un pic. Dans ce cas, le centre sera déterminé avec un abaissement lié au rapport signal sur bruit de l'image. Il est donc important de ne pas avoir une focalisation parfaite des images de manière à maintenir un signal gaussien sur les étoiles.

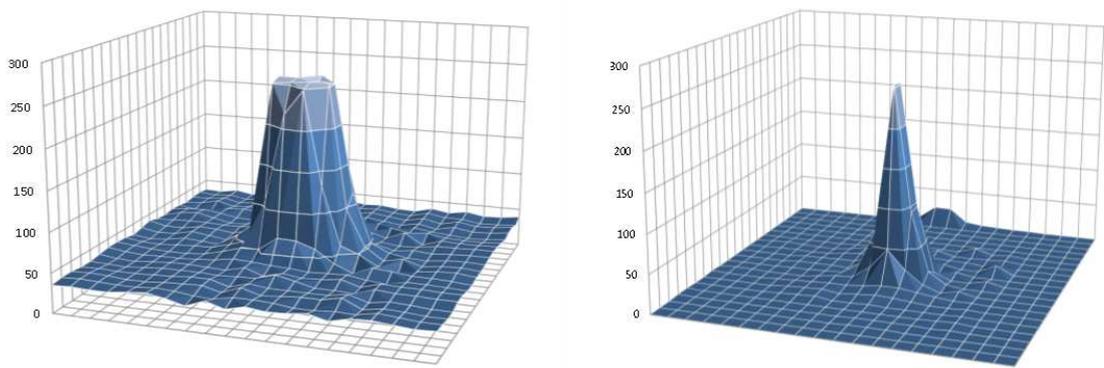


FIGURE 2.8 – Projection des étoiles sur un plan pixelique

Ainsi avec un modèle adéquat de l'ensemble de la chaîne d'acquisition et des caractéristiques des objets à détecter, il devient possible de recalculer le centre ponctuel indépendamment des méthodes classiques de détection par seuils (*peak detection*), barycentrique ou gaussienne [43]. Des tests (figure 2.9) ont été réalisés à l'aide de l'outil SciLab afin de comprendre les principales méthodes de détection d'étoiles utilisées pour la détermination du champ (coordonnées du centre d'image), l'identification, puis la réduction astrométrique. Une modélisation fine permet de détecter les étoiles d'une magnitude proche de la théorie tout en évitant les fausses détections. Un biais peut exister quand deux sources sont insuffisamment séparées.

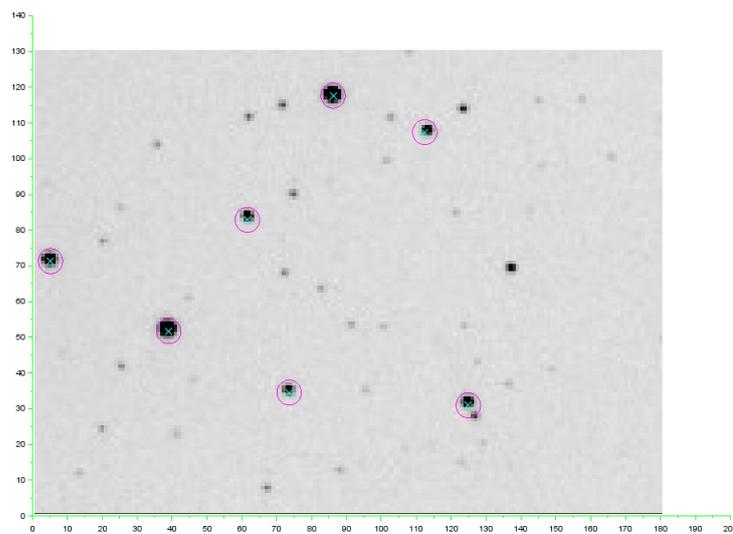


FIGURE 2.9 – Détection de sources ponctuelles



La partie supérieure droite de l'illustration 2.10 montre une anomalie sous la forme d'une « ligne ». La provenance peut être d'origines diverses (électronique, énergétique. . .). Dans tous les cas il faut en tenir compte dans l'analyse. Pour ce faire, j'ai utilisé cette même image de test (2.10) afin de réaliser une application destinée à détecter

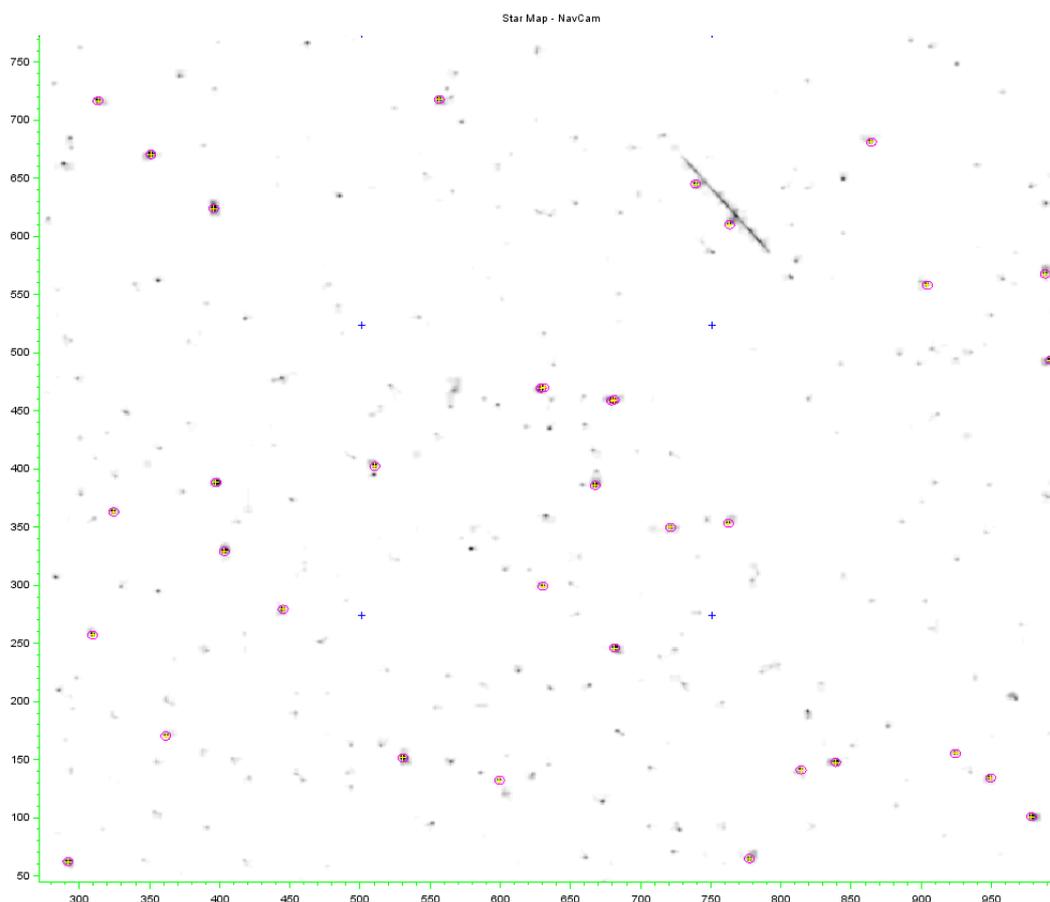


FIGURE 2.10 – Test de robustesse de détection des étoiles dans une image

automatiquement des « traits », ceci faisant suite à des échanges avec Jeremy Vau-baillon (Obs. de Paris/IMCCE). Ce fut également l'opportunité d'une réponse com-mune IMCCE/ESIGELEC pour l'appel d'offre *AO7366* émanant de l'ESA.

2.3.1 Modèle astrométrique

Dans le cas des étoiles à partir desquelles l'attitude de la sonde est déterminée, la distance relative à l'observateur est considérée comme étant infinie (les catalogues ren-voient parfois la parallaxe), leur géométrie comme ponctuelle et leur vitesse constante. Il s'agit là d'un modèle simplifié, qui sera largement amélioré avec *Gaia* dont le catalogue donnera les parallaxes pour plus d'un milliard d'étoiles (*GDR2 - VII/2018*).



Ma modélisation géométrique d'une caméra se base sur le document de William M. Owen [55] du JPL, et des travaux de Rémi Boutteau [9] à l'IRSEEM. La projection gnomonique (eq. 2.3) de la position apparente $\mathcal{S}(X_s, Y_s, Z_s) \in \mathbb{R}^3$ d'une étoile permet d'obtenir les coordonnées $\mathcal{S}'(x_s, y_s) \in \mathbb{R}^2$ sur le plan image suivant le repère \mathcal{R}_p . Nous avons donc les coordonnées des points sur la surface du capteur, déterminés grâce à la transformation des coordonnées sphériques (α, δ) des points dans l'espace de la sphère céleste, vers le plan image.

La projection en \mathcal{S}' du point \mathcal{S} de l'espace du champ de vue exprimé dans la repère caméra (\mathcal{R}_c), existe en suivant la ligne de visée en passant par le point focale p_f du repère caméra (\mathcal{R}_c), comme le montre l'illustration 2.13. Une image inversée se forme à la surface du capteur à une distance f_c (distance focale séparant le point p_f du plan image) :

$$\begin{pmatrix} x_s \\ y_s \end{pmatrix} = \frac{f_c}{Z_s^c} \begin{pmatrix} X_s^c \\ Y_s^c \end{pmatrix} . \quad (2.3)$$

Malheureusement l'alignement des capteurs constituant les caméras ne peut être aussi parfait. Il convient donc de prendre en compte quelques déformations optiques dues d'une part à la fabrication, et d'autre part au fait que la chaîne optique n'est pas un « trou » comme le modèle utilisé le suppose. Ces corrections se font généralement selon deux approches. La première approche est paramétrique, ce qui revient à compléter le modèle initialement linéaire (*pinhole*), avec des termes correcteurs. La seconde approche consiste à déterminer par itération une solution de degrés n . La détection de ces points se fait grâce à une modélisation simplifiée de la réponse instrumentale de la chaîne d'acquisition. Le modèle prend en compte la diffraction théorique de l'optique en fonction de la longueur d'onde. La longueur d'onde est centrée sur le pic de sensibilité du capteur (son point maximum d'efficacité quantique, lui aussi théorique), auquel on ajoute un modèle des bruits permettant d'aboutir à un rapport (noté S/B ou SNR dans la littérature). Une optique plus complexe engendre des déformations, en premier lieu des distorsions de l'image le long de l'axe optique (*déformations radiales*), dont l'ordre est proportionnel au cube de la distance à cet axe :

$$\begin{pmatrix} \Gamma_x \\ \Gamma_y \end{pmatrix} = \epsilon_1 \begin{bmatrix} x(x^2 + y^2) \\ y(x^2 + y^2) \end{bmatrix} . \quad (2.4)$$

Le coefficient ϵ_1 , que l'on retrouve sur l'illustration 2.11 est appelé déformation en *barillet* si il est inférieur à 0, ou en *coussinet* si supérieur à 0. Les déformations concernant la position du capteur (*pan* σ_α et *tilt* σ_δ) permettent de modéliser les défauts de perpendicularité par rapport à l'axe optique.

Il en résulte une différence de focalisation de l'image construite sur la surface du capteur,



et une déformation géométrique de la source suivant deux dimensions qui s'exprime par :

$$\begin{pmatrix} \Gamma'_x \\ \Gamma'_y \end{pmatrix} = \epsilon_2 \begin{pmatrix} xy \\ y^2 \end{pmatrix} + \epsilon_3 \begin{pmatrix} x^2 \\ xy \end{pmatrix} . \quad (2.5)$$

Le déplacement du point projeté est quantifié par les coefficients Γ et Γ' selon les équations 2.4 et 2.5. D'autres déformations interviennent, les aberrations du troisième ordre,

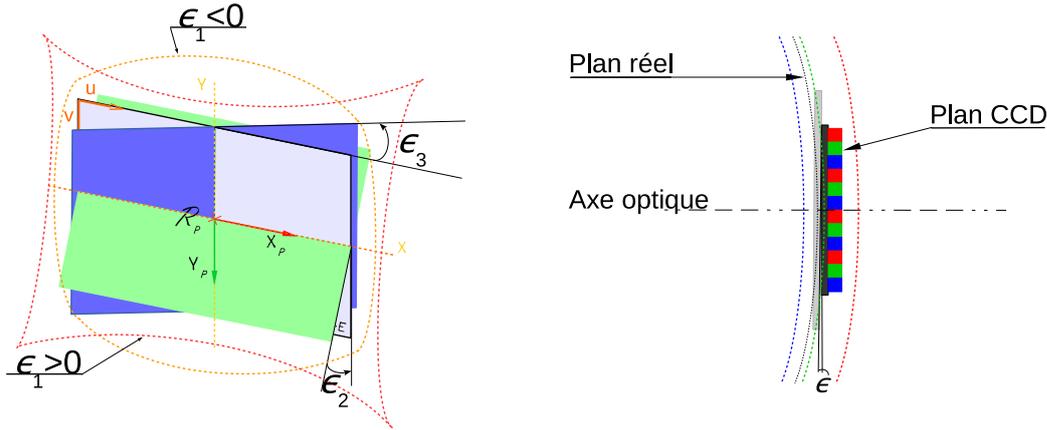


FIGURE 2.11 – Paramètres intrinsèques

mais dont l'impact sur la projection est négligeable. En effet, ce sont des déformations qui influent sur la construction de l'image, telles que l'astigmatisme, la courbure de champ, ou encore l'aberration sphérique. Nous ne prendrons donc en considération que l'expression des trois termes ϵ_1 , ϵ_2 et ϵ_3 pour obtenir les coordonnées corrigées (x'_s, y'_s) :

$$\begin{pmatrix} x'_s \\ y'_s \end{pmatrix} = \left[\begin{pmatrix} x_s \\ y_s \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} x(x^2 + y^2) & xy & x^2 \\ x(x^2 + y^2) & y^2 & xy \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \end{pmatrix} \right] . \quad (2.6)$$

Ici, il s'agit d'obtenir d'un point quelconque dans le repère inertiel (\mathcal{R}_i), ses coordonnées dans le plan image noté \mathcal{R}_p tangent à \mathcal{R}_c . La projection de p_f (origine du repère caméra \mathcal{R}_c), dans le repère du plan image \mathcal{R}_p sont considérés comme confondus au centre du capteur de coordonnées (u_0, v_0) généralement appelé *point principal*. Les coordonnées (u, v) sont les coordonnées pixelliques du capteur caméra, l'unité est en *pixel* (ou *photosite*³). Les coordonnées (x'_s, y'_s) ont quant à elles une unité de longueur, ou plus exactement un rapport d'angle (ou *résolution angulaire*) du fait de la projection gnomonique. La structure du capteur, sa conception, font qu'une unité sensible peut être carrée ou non, ce qui change le facteur d'échelle. L'expression générale visant à convertir les coordonnées

3. Initialement *picture element* [8]



(x'_s, y'_s) en coordonnées pixelliques (u, v) est :

$$\begin{pmatrix} u \\ v \end{pmatrix} = \left[\begin{pmatrix} K_x & K_{xy} \\ K_{yx} & K_y \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x'_s \\ y'_s \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} u_0 \\ v_0 \end{pmatrix} \right] . \quad (2.7)$$

Les matrices K_x et K_y sont le rapport d'échelle entre la largeur et la hauteur d'un pixel. Dans le cas où les pixels sont carrés, nous avons $|K_x/f| = |K_y/f| = \rho$. Nous prendrons donc le cas de pixels carrés pour notre application, puisqu'il s'agit généralement du cas réel (ex. navcam de *Rosetta*), d'où $K_x = K_y$. Dans la pratique l'orthogonalité entre les lignes et les colonnes n'est pas considéré, ce qui permet d'écrire $K_{xy} = K_{yx} = 0$. Dès lors l'échelle pixellique, dont l'unité est le radians par pixel, sera identique dans les deux dimensions du plan au signe près incluant la rotation suivant les axes X^c et Y^c :

$$\begin{pmatrix} u \\ v \end{pmatrix} = \left[\begin{pmatrix} -\rho & 0 \\ 0 & \rho \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x' \\ y' \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} u_0 \\ v_0 \end{pmatrix} \right] . \quad (2.8)$$

La distance focale, notée f_c , est alors la distance séparant les points p_f du centre du plan image qui est physiquement le plan défini par le capteur. Il s'agit donc de l'intersection du plan image et de la ligne de visée au centre géométrique défini au point $p_p = (x_p, y_p)$. Le point \mathcal{S} appartenant à l'espace euclidien \mathbb{R}^3 décrit par \mathcal{R}_i , s'exprime à partir de ses coordonnées pixelliques :

$$\begin{pmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_i \end{pmatrix} = \left[\begin{array}{c} \cos \left(\frac{\pi}{2} - \arctan \left(\sqrt{\left(\frac{u-u_o}{f} \right)^2 + \left(\frac{v-v_o}{f} \right)^2} \right) \cdot \cos(\arctan(\frac{u-u_o}{v-v_o})) \right) \\ \cos \left(\frac{\pi}{2} - \arctan \left(\sqrt{\left(\frac{u-u_o}{f} \right)^2 + \left(\frac{v-v_o}{f} \right)^2} \right) \cdot \sin(\arctan(\frac{u-u_o}{v-v_o})) \right) \\ \sin \left(\frac{\pi}{2} - \arctan \left(\sqrt{\left(\frac{u-u_o}{f} \right)^2 + \left(\frac{v-v_o}{f} \right)^2} \right) \right) \end{array} \right] \quad (2.9)$$

2.3.2 Corrections géométriques des images

Les paramètres qui définissent la position et l'orientation de la caméra dans le repère de référence global (repère monde, \mathcal{R}_i) sont les paramètres *extrinsèques*. Tandis que les caractéristiques définissant les transformations propres à la chaîne d'acquisition sont les paramètres *intrinsèques* (fig. 2.11).

Le calibrage de la chaîne d'acquisition n'est possible que si l'on connaît un certain nombre de points \mathcal{S}_N de coordonnées $\mathcal{S}_n^i = \{X_n, Y_n, Z_n\}$, afin d'en obtenir les coordonnées dans le plan caméra $\mathcal{S}_n^p = \{u_n, v_n\}$.

Le passage du repère réel au repère caméra se fait par l'utilisation de paramètres extrinsèques. Les paramètres intrinsèques de dimensions trois, permettent quant à eux le passage du repère caméra à la projection sur le plan image en deux dimensions.

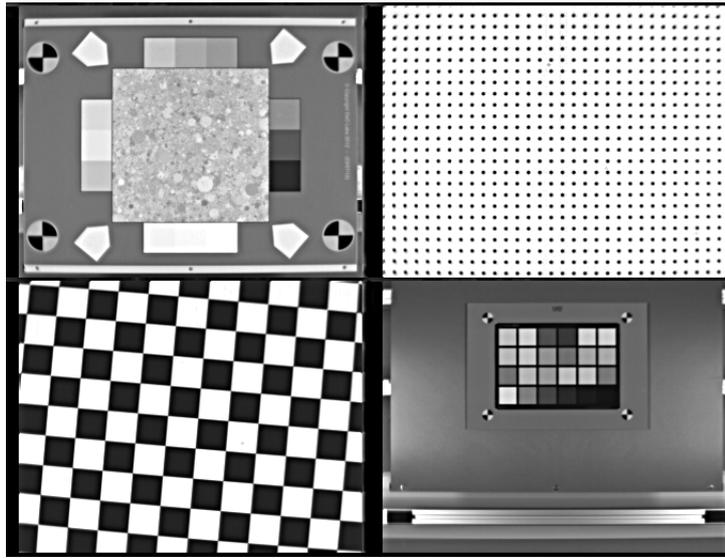


FIGURE 2.12 – Mires de caractérisationDXO

(Source : ©DXO,ESIGELEC/IRSEEM)

Les paramètres de caméra décrits à la section précédente sont généralement obtenus en suivant deux méthodes. La première est utilisée en laboratoire durant la phase d'intégration. Dès lors que la caméra est assemblée, il est possible d'effectuer des mesures par le biais de mires de calibration, comme celles utilisées à l'IRSEEM (illustration 2.3.2). À partir des images obtenues en laboratoire, il est possible de calculer les paramètres intrinsèques d'une caméra. L'autre méthode est d'effectuer une mesure classique d'appariement aux étoiles. La carte de distorsion obtenue est liée au rattachement des étoiles de l'image aux catalogues [75].

Une fois le calibrage de la caméra effectué en ayant pris un nombre de points suffisants, nous obtenons un modèle de distorsion de la chaîne optique. Nous avons donc les coordonnées dans le repère \mathcal{R}_i des objets S_n que nous pouvons projeter dans le plan caméra \mathcal{R}_p :

$$\begin{cases} \Gamma\alpha_{S_n} = (\alpha_{S_n} - u) \cos(\delta_{S_n}) \\ \Gamma\delta_{S_n} = (\delta_{S_n} - v) \end{cases}, \quad (2.10)$$

où α et δ sont les coordonnées dans le repère de l'objet, u et v désignent les coordonnées à partir du centre du repère du plan image, et Γ regroupe le décalage induit des équations 2.4 et 2.5 .

Les coordonnées image sont converties en coordonnées réelles par la relation : 45

$$\begin{cases} \xi = \frac{\cos(\delta_{S_n}) \sin(\Gamma\alpha_{S_n})}{\sin(\delta_{S_n}) \sin(v) + \cos(\delta_{S_n}) \cos(v) \cos(\Gamma\alpha_{S_n})} \\ \eta = \frac{\sin(\delta_{S_n}) \cos(v) - \cos(\delta_{S_n}) \sin(v) \cos(\Gamma\alpha_{S_n})}{\sin(\delta_{S_n}) \sin(v) + \cos(\delta_{S_n}) \cos(v) \cos(\Gamma\alpha_{S_n})} \end{cases}. \quad (2.11)$$



Dans la pratique, les corrections optiques peuvent se décrire par une écriture en polynômes comme suit :

$$\left\{ \begin{array}{l} \xi_{S_n}^p = a_0x + a_1y + a_2 \quad (2.12.a) \\ \quad + a_3x^2 + a_4xy \quad (2.12.b) \\ \quad + a_6x^3 + a_5y^2 + a_7x^2y + a_8xy^2 + a_9y^3 \quad (2.12.c) \\ \quad + a_{10}x^4 + a_{11}x^3y + a_{12}x^2y^2 + a_{13}xy^3 + a_{14}y^4 \quad (2.12.d) \\ \eta_{S_n}^p = b_0x + b_1y + b_2 \quad (2.12.a) \\ \quad + b_3x^2 + b_4xy \quad (2.12.b) \\ \quad + b_6x^3 + b_5y^2 + b_7x^2y + b_8xy^2 + b_9y^3 \quad (2.12.c) \\ \quad + b_{10}x^4 + b_{11}x^3y + b_{12}x^2y^2 + b_{13}xy^3 + b_{14}y^4 \quad (2.12.d) \end{array} \right. . \quad (2.12)$$

Cette modélisation regroupe sous les termes (2.12.a) les décalages de position sur les axes X et Y , les rotations et facteur d'échelle liés à la perpendicularité du capteur par rapport à ces axes. Les défauts d'inclinaison sont des équations du second degré décrits par l'expression (2.12.b). La ligne suivante (2.12.c) permet la prise en compte des distorsions radiales cubiques. Mais il n'est pas nécessaire d'effectuer tous ces calculs pour un ordre de correction dont l'impact est peu significatif dans notre estimation de la position des objets dans l'image. Nous limiterons généralement ce modèle au facteur d'échelle, à une rotation et à une translation appliqués aux références du catalogue astrométrique. Ce qui donne un modèle à quatre coefficients constants :

$$\left\{ \begin{array}{l} X = ax + by + c \\ Y = -bx + ay + d \end{array} \right. . \quad (2.13)$$

Une amélioration est donnée par la prise en compte de l'imperfection des positions de référence, en les corrigeant par itération à chaque image. Nous aboutissons à un modèle constitué de six coefficients constants :

$$\left\{ \begin{array}{l} X = ax + by + c \\ Y = -dx + ey + f \end{array} \right. , \quad (2.14)$$

a, b, c, d, e et f étant nommées constantes de cible. Ces valeurs permettent une mesure efficace qui s'améliore proportionnellement aux nombres d'objets mesurés.

$$\left\{ \begin{array}{l} X_i = ax_i + by_i + c \\ Y_i = -dx_i + ey_i + f \end{array} \right. , \quad (2.15)$$

que l'on solutionne par un ajustement aux observations lorsque $i \geq 3$. Nous déterminons, à partir des observations, les termes correctifs associés aux différences entre les positions observées et les positions mesurées notées $(\mathbf{P}_O - \mathbf{P}_C)$ ou plus simplement $(O - C)$.

$$\varepsilon^2 = \sum_{i=1}^n \left(\frac{O - C}{\sigma} \right)^2 , \quad (2.16)$$



où ε est le résidu pour les i observations. Ces données permettent de sélectionner un type préféré de sources lumineuses, et donc de préparer une liste d'objets cibles spécifiques aux besoins de la mission d'exploration. L'identification est quant à elle effectuée à l'aide de catalogues, dont les méthodes, bien que n'étant pas l'objectif premier de mes recherches, ont été intégrées à mes développements. Cette approche de recalage aux catalogues m'a permis d'avoir une vision générale non dépendante des nombreux algorithmes et outils associés existants. L'ensemble servant donc à obtenir les paramètres de la chaîne d'acquisition. Dès lors les objets utilisables pourront être classés de façon réaliste.

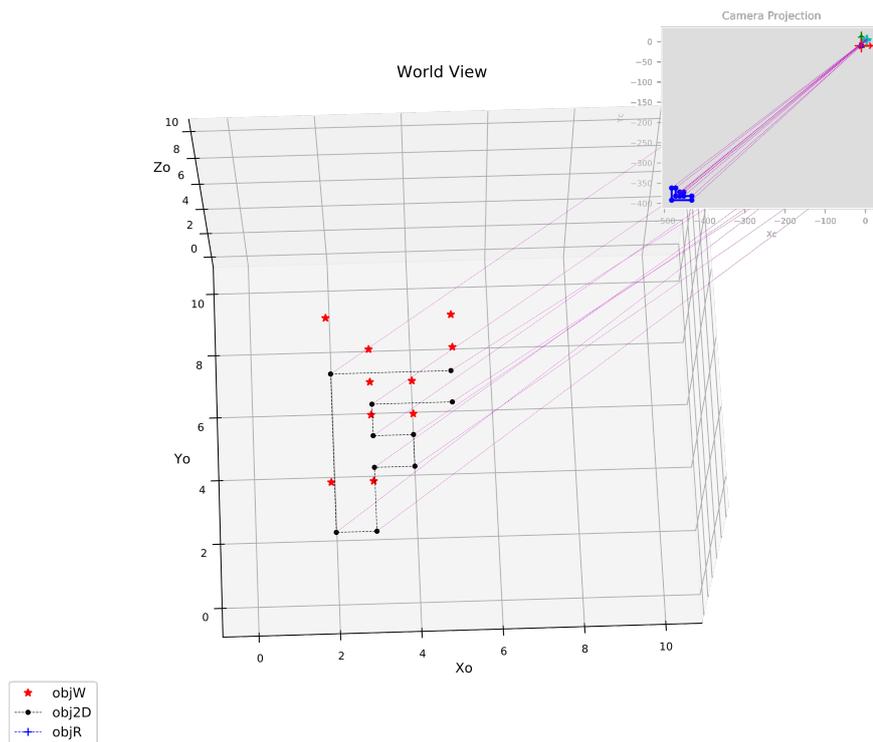


FIGURE 2.13 – Modèle de projection caméra (exemple de rétro-projection)

2.4 Modèle cinématique de la sonde

L'estimation de la position de la sonde sur une trajectoire interplanétaire passe par l'écriture de son modèle cinématique simplifié. En effet, par comparaison aux modélisations cinématiques généralement utilisées en robotique mobile, je considère mon modèle de sonde uniquement en phase voyage, donc sans perturbation significative, et en l'absence de commande de vol hormis une mise en *spin*⁴ pour stabiliser la trajectoire. De fait, le déplacement est considéré comme un mouvement propre rectiligne et uniforme (*MRU*, illustration 2.2), sur un temps raisonnablement court. La période considérée est

4. rotation autour de l'axe colinéaire au vecteur du déplacement



finale-ment le temps entre deux acquisitions d'images destinées à estimer la position dans un repère inertiel. Mon approche consiste à considérer que la position est approxi-mativement connue dans une portion égale de l'image (temps milieu Φt défini en sous-section 2.2.1). Ainsi, le vecteur d'état de la sonde (s/c , *spacecraft*) sur six degrés de liberté s'écrit :

$$\mathbf{R}_{s/c}(t) : (x_{s/c}, y_{s/c}, z_{s/c}, \psi_{s/c}, \varphi_{s/c}, \theta_{s/c}) \quad ,$$

décrivant les trois translations et les trois rotations pour chaque axe. Considérant la phase voyage uniquement, le vecteur d'état peut se simplifier en une position tridimensionnelle et une rotation (*spin*). Ainsi l'écriture précédente devient :

$$\mathbf{R}_{s/c}(t) : (x_{s/c}, y_{s/c}, z_{s/c}, \theta_{s/c}) \quad . \quad (2.17)$$

En prenant l'équation 2.17, la position de la sonde ou plus exactement à partir du repère caméra, exprimé vers le repère inertiel donne par convention :

$$\mathbf{R}_c^i(t) = \mathbf{R}_z(\theta)\mathbf{R}_x(90^\circ - \delta)\mathbf{R}_z(\alpha + 90^\circ) \quad . \quad (2.18)$$

Dans l'équation 3.22, \mathbf{R}_x , \mathbf{R}_y et \mathbf{R}_z sont les matrices de rotations suivant les axes respectifs X, Y, Z . L'angle θ caractérise la rotation au pas de temps près tel que $\theta = \theta_0 + \omega(t + t_0)$. Les coordonnées (α, δ) étant l'ascension droite et la déclinaison dans le repère inertiel. La figure 2.14 montre matrices les rotations, ou angles d'Euler, pour les axes X_c, Y_c, Z_c tels que je les reprendrais dans l'équation 3.22 au chapitre 3.

L'équation 3.22 utilise l'ascension droite (α) et la déclinaison (δ) résultant de la projec-

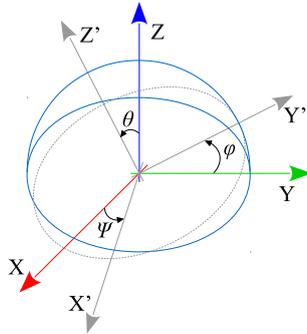


FIGURE 2.14 – Angles d'Euler

$$\mathbf{R}_x^c(\psi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \psi & -\sin \psi \\ 0 & \sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

$$\mathbf{R}_y^c(\varphi) = \begin{bmatrix} \cos \varphi & 0 & \sin \varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \varphi & 0 & \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

$$\mathbf{R}_z^c(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad , \quad (2.21)$$

tion du repère caméra \mathcal{R}_c suivant la ligne de visée (axe Z_c), ϕ étant la rotation sur ce même axe, et $S^p(\alpha, \Delta)$ suivant :

$$\begin{cases} \alpha = \Delta\alpha \cos(\delta_{Pf}) - \Delta\alpha\Delta\delta \sin(\delta_{Pf}) \\ \Delta = \Delta\delta + \frac{1}{4}(\Delta\alpha)^2 \sin(\delta_{Pf}) \end{cases} \quad (2.22)$$



2.4.1 Équations aux dérivées partielles

Les dérivées partielles sont nécessaires aux étapes de traitements d'images. La première étape consiste à ré-écrire les positions apparentes dans le repère image \mathcal{R}_p . Si l'on choisi \mathbf{A} comme étant la matrice de position apparente, on a

$$\mathbf{S} = \mathbf{R}_p^i \mathbf{A} \quad ,$$

les dérivées partielles pour chacune des rotations s'écrivent :

$$\left[\frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \psi}, \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \varphi}, \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \theta} \right] = \begin{bmatrix} 0 & -S_3 & S_2 \\ S_3 & 0 & -S_1 \\ -S_2 & S_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\cos \delta \cos \phi & -\sin \phi & 0 \\ \cos \delta \sin \phi & -\cos \phi & 0 \\ \sin \delta & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad , \quad (2.23)$$

S_n sont les composantes du vecteur \mathbf{S} , en regroupant les rotations ψ , φ , et θ sous le terme χ , l'écriture de l'équation 2.3 devient :

$$\begin{pmatrix} \partial x / \partial \chi \\ \partial y / \partial \chi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{f_c}{z_p} \begin{bmatrix} 1 & 0 & -x_p / z_p \\ 0 & 1 & -y_p / z_p \end{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{S}}{\partial \chi} \end{pmatrix} \quad , \quad (2.24)$$

et pour les coordonnées corrigées $(x'; y')$:

$$\begin{pmatrix} \partial x' / \partial \chi \\ \partial y' / \partial \chi \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1 + \partial \Delta x / \partial x & \partial \Delta x / \partial y \\ \partial \Delta y / \partial x & 1 + \partial \Delta y / \partial y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \partial x / \partial \chi \\ \partial y / \partial \chi \end{bmatrix} \quad , \quad (2.25)$$

ou en exprimant les paramètres du modèle de correction :

$$\begin{pmatrix} \partial \Delta x / \partial x \\ \partial \Delta x / \partial y \\ \partial \Delta y / \partial x \\ \partial \Delta y / \partial y \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} (x^2 + y^2) + 2x^2 & y & 2x \\ 2xy & x & 0 \\ 2xy & 0 & y \\ (x^2 + y^2) + 2y^2 & 2y & x \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \end{bmatrix} \quad . \quad (2.26)$$

Le point \mathcal{S}' s'écrit en coordonnées tangentielles $\mathcal{S}'(x_s, y_s)$, par la projection en \mathbb{R}^2 de $\mathcal{S}(\alpha_S, \delta_S)$. Les coordonnées différentielles expriment les coordonnées absolues de $\mathcal{S}'(\Delta\alpha, \Delta\delta)$ par rapport au centre géométrique \mathcal{R}_p permettant un changement du repère inertiel \mathcal{R}_i vers \mathcal{R}_p qui est le plan image (le capteur). Les différences induites par la projection sur le plan image sont estimées par la différence entre les coordonnées tangentielles (x_s, y_s) et les coordonnées différentielles $(\Delta\alpha \cos(\delta_{p_f}), \Delta\delta)$ depuis le centre du plan image p_f .

Ce chapitre développe une approche probabiliste de localisation par l'observation optique. Les pré-requis ayant été décrits au chapitre précédent, nous allons aborder la mise en œuvre de la détermination de la position d'une sonde d'exploration voyageant dans le système solaire.

Sommaire

3.1	Simulation de la chaîne d'acquisition	56
3.2	La cartographie stellaire	59
3.3	La localisation avec des objets mobiles	60
3.3.1	Les astéroïdes	60
3.3.2	La cartographie d'astéroïdes	65
3.4	Modélisation de la phase voyage	66
3.4.1	Une trajectoire interplanétaire	66
3.4.2	Construction du modèle simplifié	67
3.4.3	Ajustement aux observations	70
3.4.4	Trilatération	72
3.5	Approche probabiliste	73
3.5.1	Les filtres bayésiens	74
3.5.2	Le filtrage particulaire	76
3.6	Mise en œuvre du filtre	77

*« Il faut toujours viser la Lune, car même en cas d'échec,
on atterrit dans les étoiles »
Oscar Wilde*



L'utilisation des paramètres de la chaîne d'acquisition permet de valider les besoins théoriques avec ce qu'il est nécessaire d'embarquer à bord du vaisseau, comme présenté dans le chapitre 2. Il y a quelques années, j'ai étudié et mis en pratique des méthodes de détection de sources ponctuelles. Mon objectif était alors d'estimer la visibilité des étoiles pour de la visée stellaire, exploitant exclusivement le spectre infra-rouge (aux environs de 1 100 nm). J'ai adapté quelques parties de mes travaux passés, en particulier pour le modèle optique qui est utilisé dans ce chapitre.

3.1 Simulation de la chaîne d'acquisition

J'ai montré dans la section 2.2 l'intérêt d'avoir un modèle théorique de la chaîne d'acquisition optique. Une approche numérique permet de conceptualiser les images qui seront acquises à bord d'une sonde d'exploration [55, 44]. Ces images sont importantes puisqu'elles servent à la fois pour la détermination de l'attitude, mais dans mon cas également pour la localisation. Ce sont là deux parties distinctes, la première concerne les algorithmes des viseurs stellaires, que je ne vais pas détailler ici car je considère que la sonde a toujours connaissance de ce paramètre, la technologie existant depuis plusieurs décennies. Généralement, les viseurs stellaires retournent l'attitude sous la forme de quaternions, ou d'angles d'Euler [74, 34, 59]. La seconde, bien que commune, concerne l'ensemble du processus de restitution d'attitude et de positionnement. Ceci n'est possible qu'à la condition d'avoir les paramètres de la caméra (section 2.3.1). Bien entendu, la sensibilité spectrale permet de calculer la magnitude limite des objets spécifiques, et de quantifier leur niveau de détection. Cette capacité dépend du champ de vue, lui-même soumis aux paramètres optiques que sont la distance focale et le diamètre de la pupille d'entrée. Nous voyons que de nombreuses données sont imbriquées et changent fondamentalement les données de sortie. Quelques missions passées ont montré que si les données sortantes sont trop éloignées des prévisions, le résultat pour la mission peut être catastrophique. Les algorithmes de navigation autonome doivent absolument pouvoir fonctionner avec le signal obtenu in-situ, au risque de ne plus correspondre à la réalité terrain. C'est pourquoi un modèle basique de la chaîne d'acquisition, prenant en compte la taille des pixels, le champ de vue, la réponse du CCD, etc. , a dû être développé. La problématique liée aux astéroïdes est un peu différente du fait de leur changement de magnitude au cours des observations.

Le flux théorique d'une famille identifiée d'étoiles (*cf.* 2.1) peut être caractérisé par l'équation 3.1 suivante :

$$S_{(x,y)} = B_{(x,y)} + D_{(x,y)} \cdot t + G_{(x,y)} I_{(x,y)} \cdot t + w \quad . \quad (3.1)$$

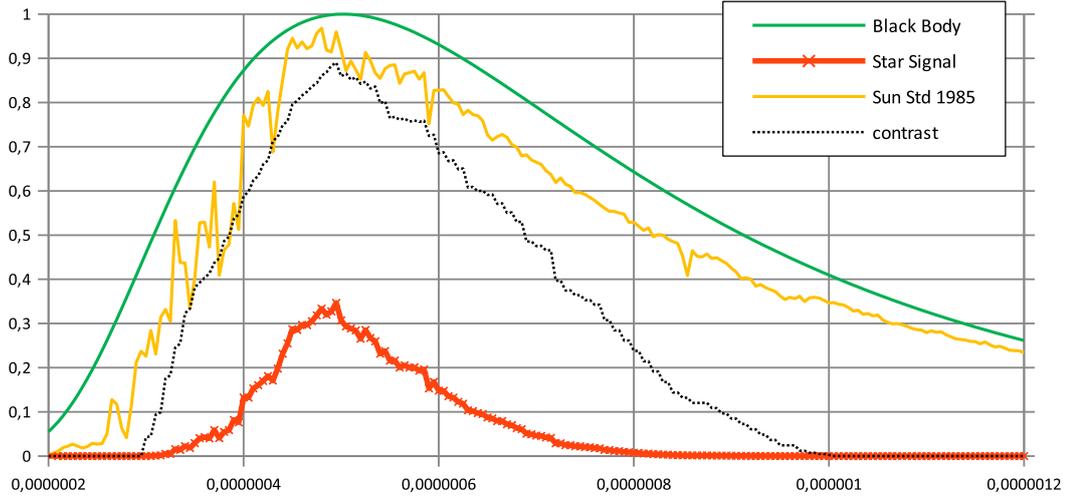


FIGURE 3.1 – Signal d'une étoile de type G2V [s(λ) m]

Comme décrit en section 2.3, la réponse instrumentale d'une étoile est dépendante de sa longueur d'onde (λ) et de l'intégration de ce signal dans le temps (t), comme le montre par exemple la figure 3.1, simulant l'acquisition d'une étoile G2V depuis le sol terrestre. L'intensité est donnée par l'équation 3.2, où H est l'amplitude de la PSF et \hat{I} une constante qui rend compte du niveau du fond de l'image [45].

$$I_{(x,y)} = H_{PSF} \cdot e^{-\left(\frac{(x-x_0)^2+(y-y_0)^2}{2\sigma^2}\right)} + \hat{I} \quad (3.2)$$

$$B_{(x,y)} = \frac{1}{N} \sum_i b(x_i, y_i) \quad (3.3)$$

Le niveau de bruit du capteur (B) est représenté par l'équation 3.3, souvent noté comme étant le « signal d'offset ». Ce signal est caractéristique de la charge physique (b) de chacun des photosites (déf. p. 48), l'addition d'images a pour conséquence d'abaisser le niveau de ce bruit. La tension résiduelle interne (D) est liée à la pureté du matériau utilisé pour la fabrication.

$$D_{(x,y)} = \frac{d_{(x,y)} - B_{(x,y)}}{\delta t_i} \quad (3.4)$$

Le signal thermique (D), ou *dark current* (courant d'obscurité), est lié aux mouvements browniens des atomes dans le capteur. Le niveau de ce signal augmente donc avec le temps de pose et la température de l'environnement de fonctionnement. Ce bruit est généralement estimé à partir de l'équation 3.4, qui prend en compte le temps d'intégration (t) corrélé à l'image (i). Les bruits extérieurs, comme le bruit de lecture (lié à la conversion analogique/numérique), peuvent être regroupés sous un estimateur global noté w (que l'on retrouve dans les équations 3.1 et 3.5).



Dans la pratique il est aisé de connaître sur quelles longueurs d'ondes vont rayonner les étoiles (voir la figure 2.6 de la section 2.3), et de fait d'utiliser un capteur qui sera le plus réceptif sur ces grandeurs. Une simulation réaliste de la caméra offre la possibilité d'obtenir une reproduction théorique des objets détectables, selon un choix de caractéristiques visant à détecter plus finement les étoiles ou les astéroïdes visés. Ce modèle permet de limiter les fausses détections par le filtrage des signaux trop éloignés de leur schéma théorique. Cette approche a pour objectif de pouvoir estimer le flux résultant sur le capteur (tâche de diffraction), par l'intégration de l'ensemble des signaux. Malgré cela on ne peut éviter que l'onde lumineuse ait une répartition aléatoire sur la surface du capteur, les photosites étant séparés par une frontière matérielle (matrice pixellique). Dans

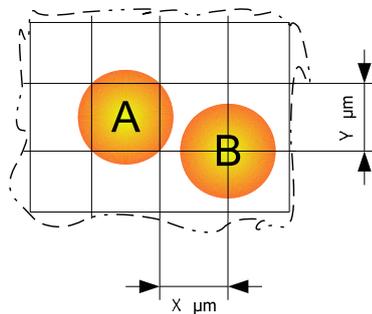


FIGURE 3.2 – Formation d'une gaussienne sur un plan pixelique

un cas extrême, la taille de l'image projetée des objets les plus faibles peut s'approcher de la taille d'un pixel. Cette situation est illustrée sur la figure 3.2 où sont représentés deux cas A et B. Dans la situation A, c'est environ 80 % du flux qui est centré sur un pixel, le signal acquis contiendra approximativement 30 % d'énergie. Pour la situation B, la source se diffuse sur un groupe de quatre pixels, il en résulte que chaque photosite accumulera approximativement 20 % de l'énergie.

Dans la section 2.3.1 du second chapitre, j'ai évoqué l'utilité du rapport signal sur bruit (SNR), voyons maintenant comment l'obtenir. L'équation 3.5 montre comment est évalué ce rapport en associant le signal utile à la surface du capteur noté $S_{(x,y)}$.

$$SNR = \frac{S_{(x,y)} \cdot QE \cdot t}{\sqrt{S_{(x,y)} \cdot QE \cdot t + D_{(x,y)} + w^2}} \quad (3.5)$$

La surface S est finalement une zone d'intérêt dont les coordonnées en pixels sont notées $(x_0, y_0; x_1, y_1)$. Le niveau local de l'image est noté σ . En simplifiant la démarche, le rapport entre σ et la quantification du signal absorbé par S équivaut au *contrast* (ég. 3.6) :

$$SR = \frac{S_{(x,y)}}{\sum_{S_{(x,y)}}^n \cdot \frac{1}{n}} \cdot \frac{1}{\log H} \quad (3.6)$$



Dès lors, en effectuant une intégration dans le temps, il est possible d'estimer la magnitude limite théorique atteignable par le système. Les documentations techniques des capteurs ou des caméras donnent le taux de conversion des photons en charges électriques : le **rendement quantique équivalent (QE)**. Les courbes sont liées à la réponse spectrale du capteur qui est représentée selon deux manières parfois trompeuses : en absolu (entre 0 et 1), ou en relatif (pourcentage). Le **QE** précise la quantité d'énergie absorbée par le substrat, qui dépend de la longueur d'onde (λ) du flux incident (photons) en fonction du temps (t). Le flux de la source lumineuse (signal analogique) est restitué sous forme de charges électriques qui seront alors converties en numérique, et enregistrées dans un fichier image. Le seuil de conversion, qui correspond au nombre d'informations différenciées à partir du signal source est dépendant du pas de quantification du convertisseur analogique vers numérique. Par exemple, dans le cas de la sonde *Rosetta*, la caméra de navigation (détails en sous-section 4.1) convertit le signal sur 12 bits ce qui permet d'obtenir une image composée de 4096 niveaux (2^{12}), c'est la *dynamique* de l'image.

3.2 La cartographie stellaire

Il est nécessaire pour les simulations d'identifier les étoiles présentes dans l'image, ce qui permet d'avoir le centre de champ, même si l'attitude de la sonde est considérée comme étant connue (section 3.1). En prenant des paramètres réalistes de caméras de navigation, j'ai développé un programme en langage *python* afin de générer une liste d'étoiles à partir de coordonnées astrométriques et d'un champ de vue.

De même, afin d'utiliser un jeu de données réelles, j'ai utilisé des images extraites des bases de la mission *Rosetta* (voir les détails en section 4.1). Ces images sont décrites dans des fichiers où figurent les principaux paramètres (date, coordonnées, ...). La mission *Rosetta* ayant été basée sur le catalogue Tycho-2 (sous-section 2.1.2), j'ai validé mes résultats par comparaison directe avec ce catalogue d'étoiles. Pour cela j'ai utilisé dans un premier temps le champ de vue et les coordonnées approximatives du centre de champ, j'ai obtenu le résultat de l'image 3.3 (p. 60). Cet exemple montre les étoiles extraites d'une part par mon programme, les « × » bleues, et d'autre part via le **serveur astrométrique** de l'*European Southern Observatory (ESO)*, les « + » rouges. La zone de champ étant confondue par les deux méthodes, cela démontre la fiabilité pour l'extraction des zones du catalogue Tycho-2. La cartographie est ensuite réalisée sur le même principe qu'une réduction astrométrique sur des images numériques. Connaissant ainsi la position des étoiles sous la forme de coordonnées célestes, par projection on obtient les coordonnées pixelliques. L'identification des objets (étoiles, planètes et astéroïdes) est alors possible en comparant les coordonnées calculées avec les coordonnées mesurées (observées).

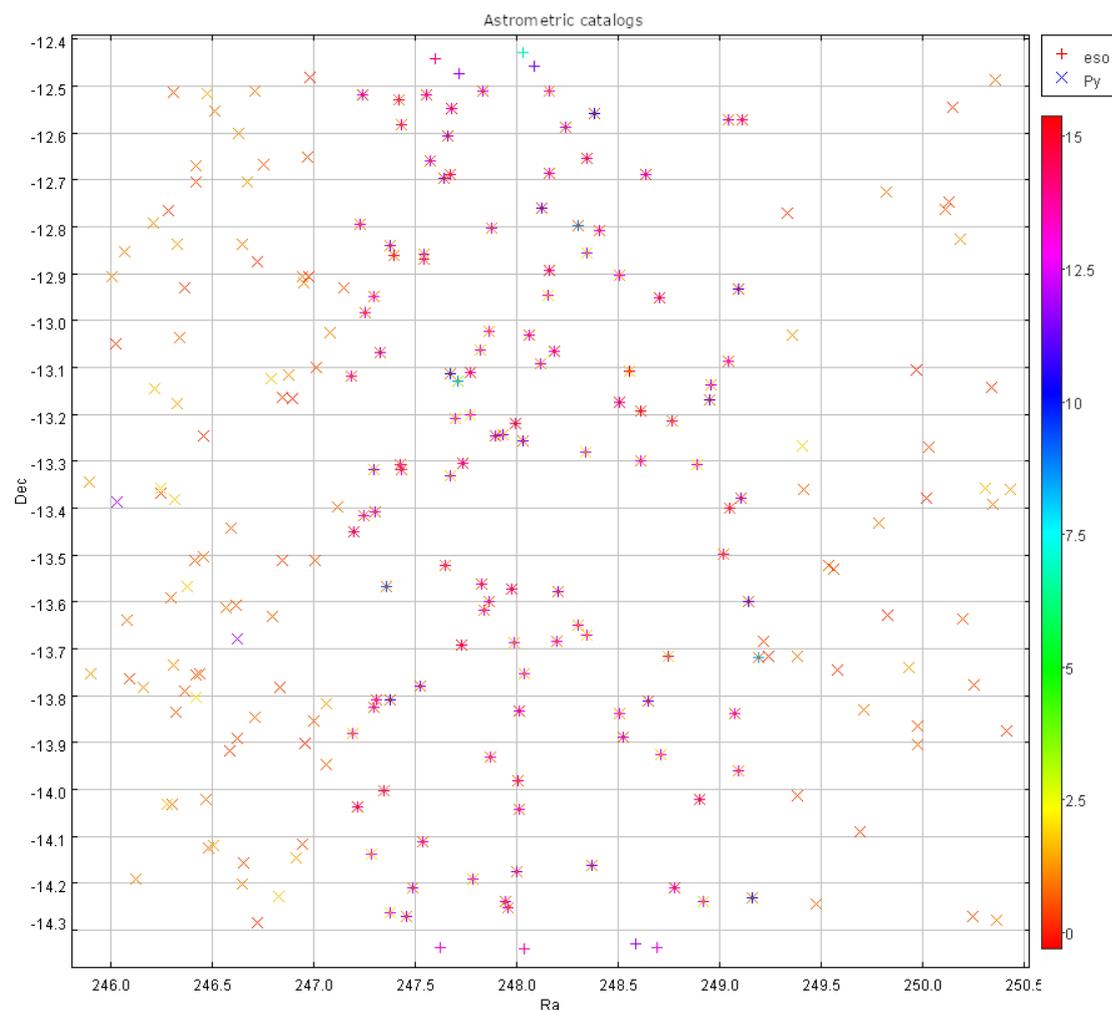


FIGURE 3.3 – Comparaison Python / Tycho-2 [degrés][V mag.]

3.3 La localisation avec des objets mobiles

Les objets en mouvement dans le système solaire, et plus particulièrement les astéroïdes, sont des sources incontournables pour la navigation autonome. Mais aussi les planètes qui sont des sujets singuliers de par leur taille et leur mouvement. Les méthodes de calculs applicables aux astéroïdes devraient être transposables aux planètes, lorsque celles-ci sont suffisamment éloignées et que l'on évite ou corrigeons les effets particuliers (phase, etc.). Je vais donc développer le seul cas de la navigation avec des astéroïdes.

3.3.1 Les astéroïdes

L'illustration 2.4 de la section 2.1.3 laisse entrevoir la présence massive de ces objets dans le système solaire. Pourtant le graphique n'en montre qu'une partie, car l'évolution du nombre d'objets nouvellement référencés chaque année démontre que cette source de références dynamiques est « inépuisable ». La principale condition est d'en étudier les



orbites, car se baser sur des objets mal connus n'aurait bien évidemment aucun sens pour naviguer. Des campagnes d'observations peuvent-êtres menées pour étudier des objets en particulier, ce fût pour moi le cas lors d'une mission à l'Observatoire de Haute-Provence en 2007 (ex. illustration B.4). Le catalogue *Gaia* reprenait en 2017 la position de plus de 14 000 astéroïdes (à titre d'échantillon, source ESA) pour déterminer avec précision leurs orbites. Bien entendu, tous ces objets ne sont pas connus avec le même niveau de détails, j'ai donc étudié plus minutieusement les données fournies par les deux principaux catalogues présentés en section 2.1.3. Si l'on s'intéresse aux populations d'astéroïdes, on constate une répartition par familles qui sont représentées sur la figure 3.4 ci-dessous :

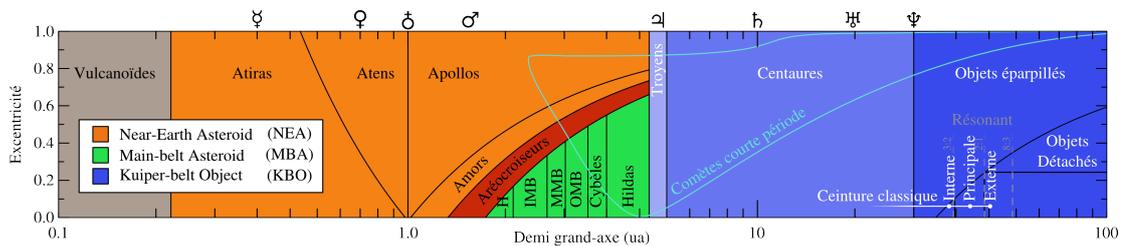


FIGURE 3.4 – Classes d'astéroïdes

(Source : © IMCCE/VO tool [5])

Les objets de la ceinture principale présentent un intérêt particulier de par leur nombre élevé et leur densité au centre du système solaire. La figure 3.5 montre une vue segmentée des astéroïdes de chaque partie intérieure, centrée et extérieure, ayant des magnitudes absolues ≤ 12 . Cette magnitude a été retenue afin de pouvoir faire une comparaison avec

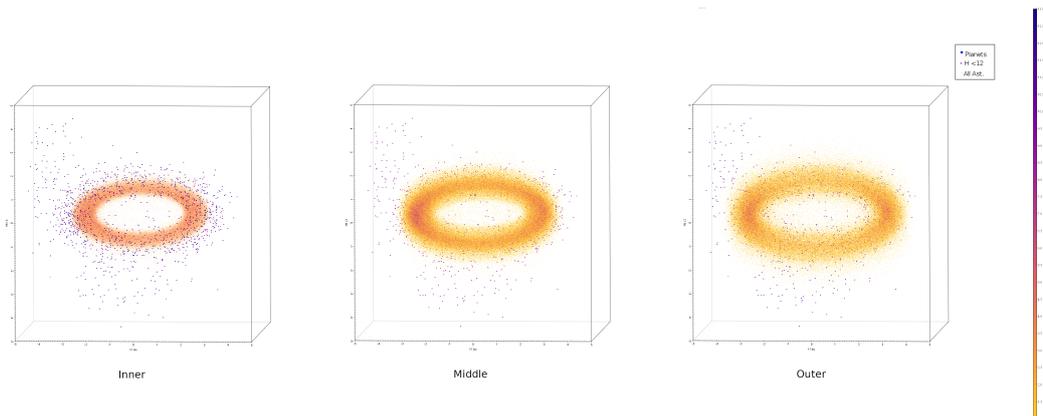


FIGURE 3.5 – La ceinture principale [AU]

différents instruments qui ont été embarqués sur des missions existantes. Il est alors préférable de se limiter à cette grandeur de façon à pouvoir acquérir des images contenant une quantité suffisante d'objets, ceci sans devoir utiliser un instrument encombrant et des temps d'intégration déraisonnables, pouvant entraîner un traitement plus complexe.



Parmi les données distribuées dans les catalogues, on retrouve bien entendu les éléments orbitaux (a , e , I , M , ω , Ω , $Epoch$), voir bref rappel en annexes A.2. On y trouve également la magnitude absolue H et la caractérisation de la courbe de phase (le *slope*) notée G . La magnitude H correspond à la magnitude visuelle V depuis la Terre à une distance de 1 AU. Sur Terre, il est couramment admis de conserver la magnitude réduite, notée $H(\alpha)$ comme constante. Dans un voyage interplanétaire, il faudra estimer ce paramètre en appliquant l'influence de la distance entre la sonde et les astéroïdes [12]. Le paramètre d'incertitude (ou CEU) cherche à qualifier la connaissance de l'orbite de l'objet, donc de son éphéméride. Le CEU varie globalement de 10^6 pour les objets peu observés, à < 1 seconde de degré quand l'orbite est bien connue. Le graphique de la figure 3.6 montre

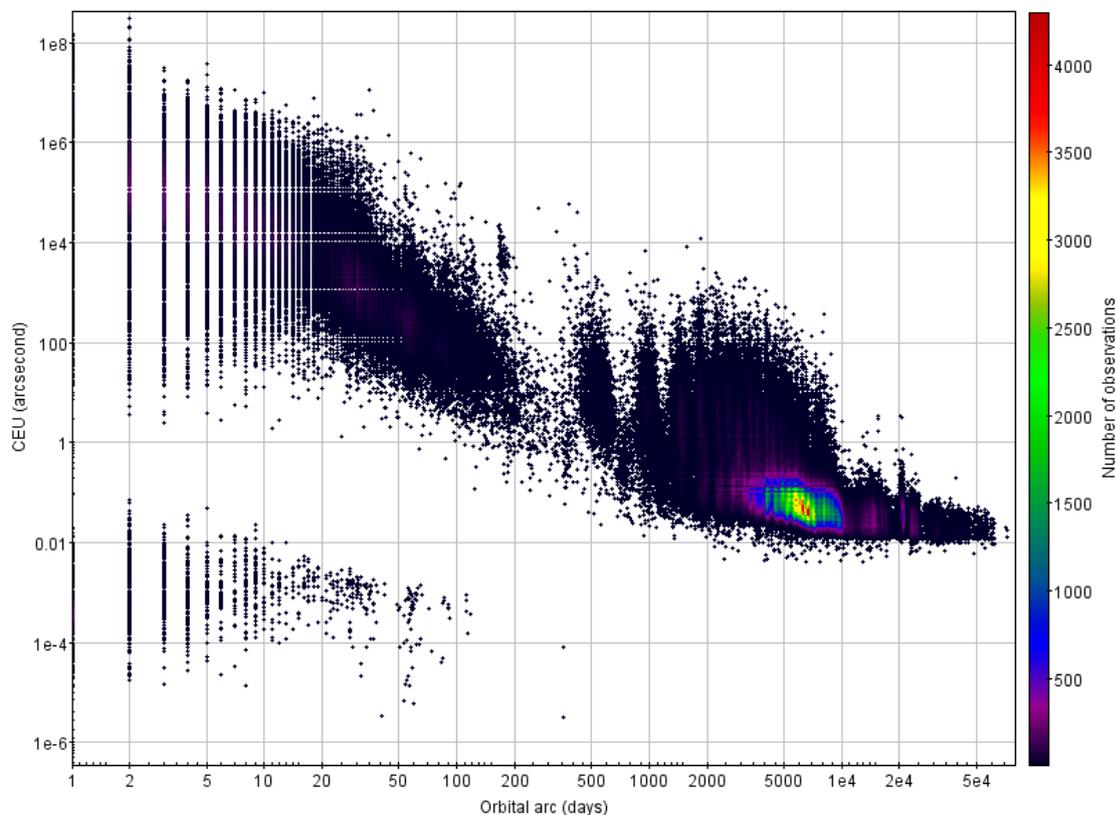


FIGURE 3.6 – Niveau d'incertitude des orbites

clairement que la fiabilité des orbites devient significativement meilleure au delà des 500 observations. En considérant toujours la ceinture principale et la magnitude ciblée, la distance limite est proche des 4 AU. Si l'on regarde l'indice CEU avec la proximité du centre de masse du système, il est alors préférable de choisir des objets proches (< 5 AU), ou au contraire au delà de 5 AU (voir les figures 3.7). L'illustration montre que le CEU diminue logiquement avec le nombre d'observations. On remarque une plage d'incertitude entre 2 et 5 AU. Pour les données ASTORB et MPCORB limitées aux seules magnitudes de 12, on constate que l'extremum de l'indice de fiabilité des orbites est

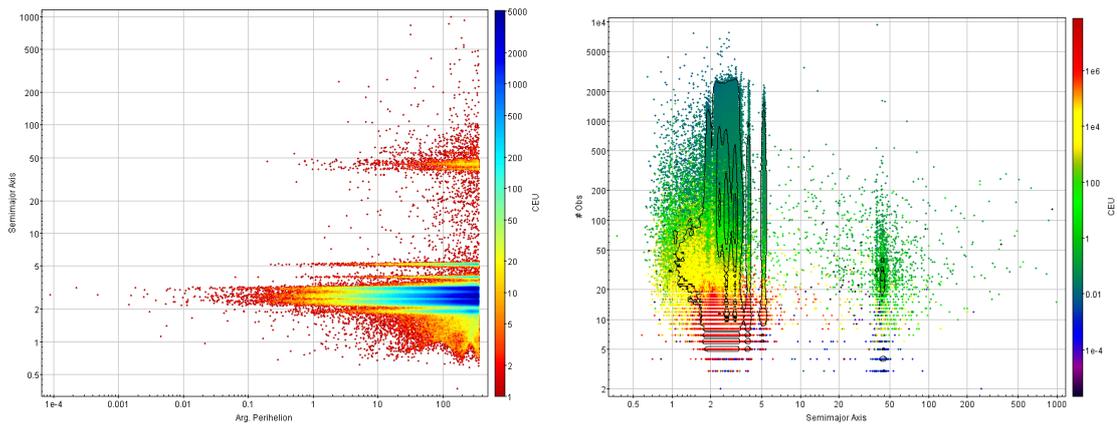


FIGURE 3.7 – Relation entre la distance et l'incertitude

au-delà de la magnitude 10. On pense qu'il est donc viable d'utiliser, pour la navigation céleste, des magnitudes du 12^e ordre et inférieur (figures 3.8).

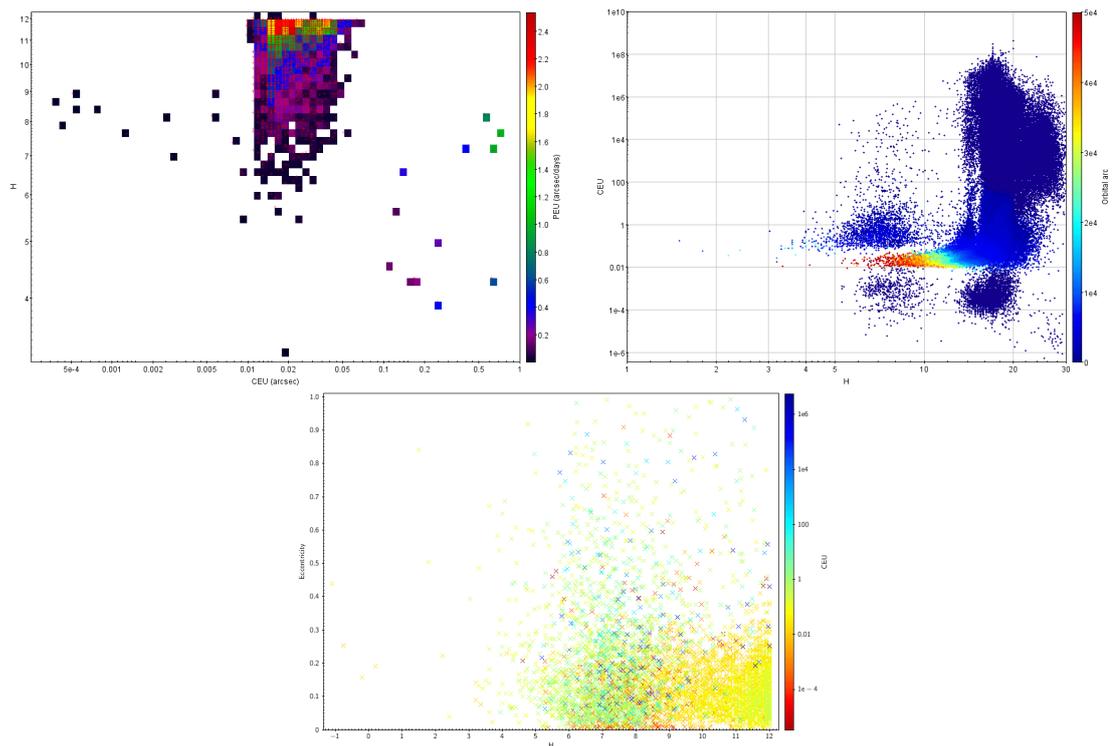


FIGURE 3.8 – Relations entre l'indice de fiabilité et la magnitude

La figure 3.9 montre la répartition du nombre d'objets dans la ceinture principale. On constate qu'un nombre plus important d'astéroïdes se trouve dans la partie extérieure de la ceinture principale. Numériquement, on a 60 % de ces astéroïdes qui sont dans la catégorie des *extérieurs* (*Outer*, $a < 2.5$ AU), contre 30 % pour la catégorie du *centre*

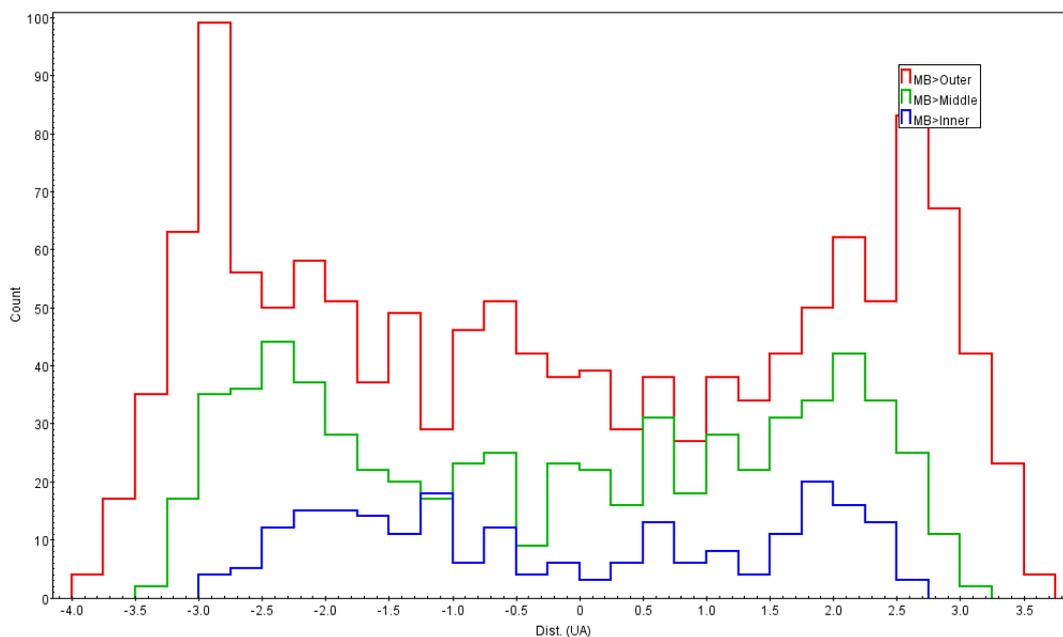


FIGURE 3.9 – Histogramme par distance

(*Middle*, $2.5 < a < 2.8$ AU), et le reste dans la catégorie des *intérieurs* (*Inner*, $a > 2.8$ AU). Les figures de l'illustration 3.10 montrent plusieurs graphes marquant la distribution du

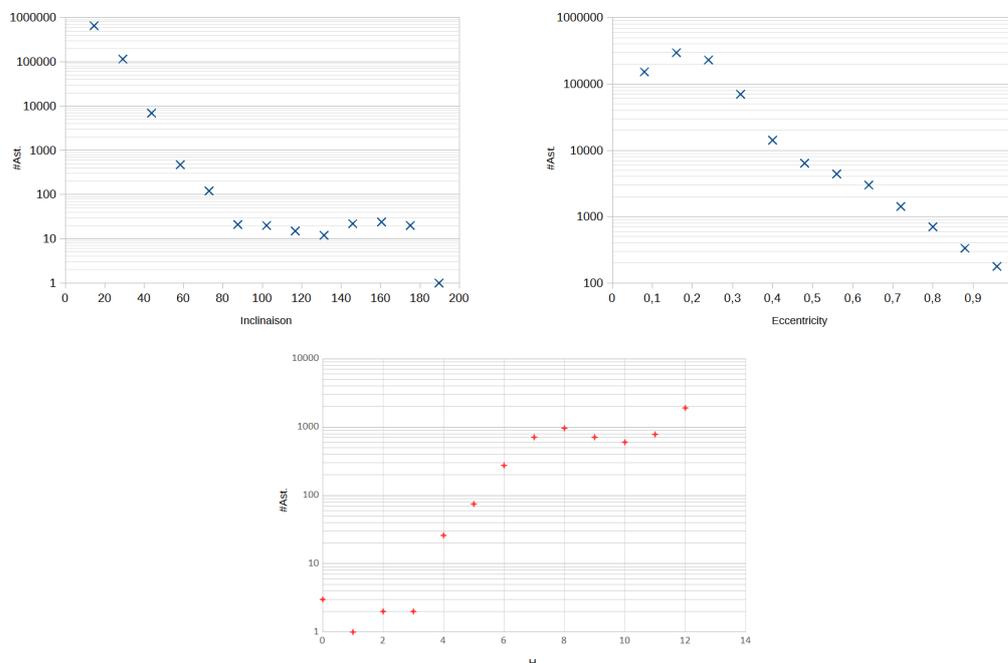


FIGURE 3.10 – Distribution des astéroïdes

catalogue [ASTORB](#). On constate que la majeure partie des objets ayant une magnitude comprise entre 8 et 10, ont une excentricité et une inclinaison faible.



3.3.2 La cartographie d'astéroïdes

Ma première approche, suivant ce qui a été proposé au chapitre 2, consiste donc à utiliser une base de données d'astéroïdes afin de calculer la position d'objets connus. Pour ce faire, l'objectif étant ici d'obtenir un jeu de données, j'ai préféré me baser sur des outils existants et les adapter à mon besoin. Python étant un langage interprété, c'est à dire exécuté ligne par ligne, j'ai écrit un script nommé *mpc2py2phem.py* me permettant de convertir la base MPCORB au format *PyEphem*. *PyEphem* est une solution de calcul d'éphémérides développée à partir des codes sources du logiciel *XEphem*, par Elwood Downey. Cet export porte le nom de « MPCORB-PyEphem.DAT » regroupant les astéroïdes dans une liste de données permettant de calculer leur éphéméride à une date quelconque. J'enregistre les résultats dans une seconde liste en limitant la magnitude apparente. Désormais, ayant les coordonnées des astéroïdes à la date d'une image, j'effectue une recherche sur les coordonnées équatoriales afin d'en vérifier la présence éventuelle dans le champ de vue. Dans l'affirmative, j'exporte la liste des objets dans un fichier « MPCORB-PyEphem-FoV.DAT ».

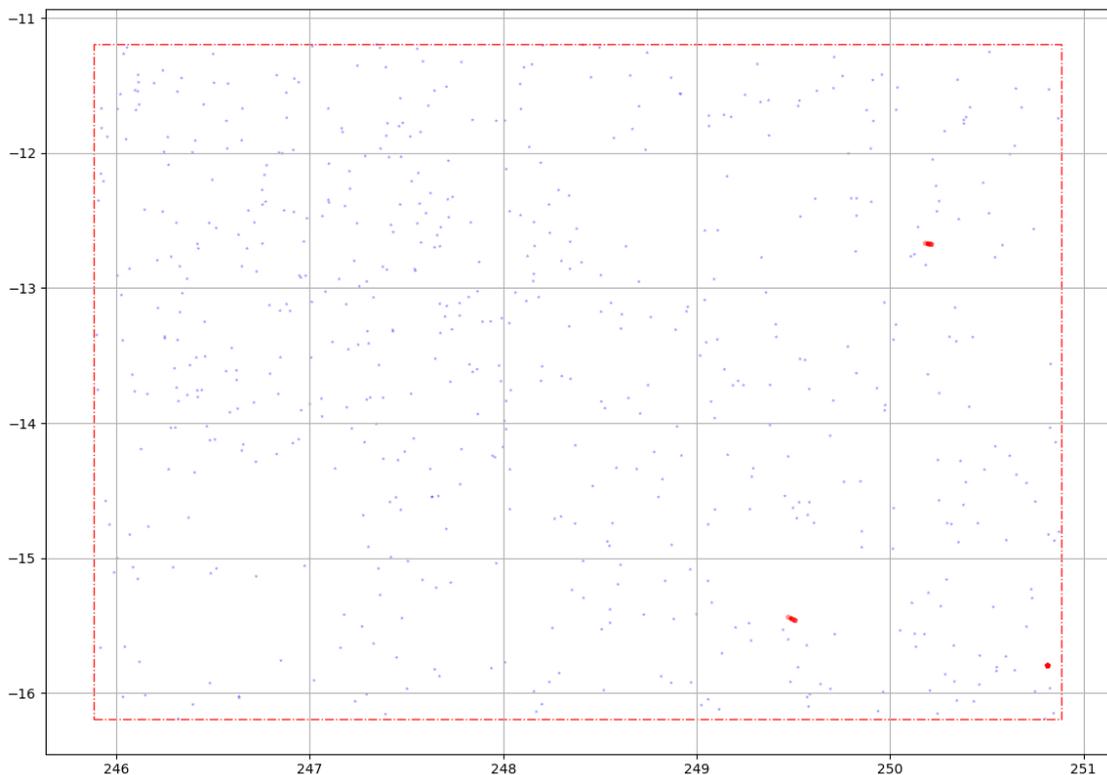


FIGURE 3.11 – Exemple de champ de vue étoiles et astéroïdes (RA ; Dec [degrés])

Pour les étoiles, le script se base sur le catalogue Tycho-2 dont l'interrogation se fait en deux temps. La première étape consiste à déterminer les zones du catalogue qui sont communes au champ de vue couvert par la caméra. C'est donc en paramétrant le centre



de champ et la taille que j'obtiens les numéros des zones dans lesquelles sont répertoriées les étoiles du catalogue. Pour l'illustration 3.11, l'interrogation du catalogue me donne 1 366 étoiles, et 3 astéroïdes sur un total de 5 008 objets limités à la magnitude 12. Les astéroïdes (en rouges) sont représentés avec leur mouvement apparent.

3.4 Modélisation de la phase voyage

Il s'agit de reprendre ici le modèle cinématique qui a été décrit au chapitre 2 en section 2.4, afin de simuler un voyage interplanétaire. Les mouvements des objets à l'intérieur du système solaire sont décrits dans un système référence. Dès lors je propose l'utilisation du **SSB** comme origine et le **temps dynamique barycentrique (TDB)** pour référentiel temporel. Ce repère de référence, noté \mathcal{R}_0 , est considéré comme inertiel (\mathcal{R}_i ; $\vec{x}_i, \vec{y}_i, \vec{z}_i$). Le repère caméra est considéré comme étant le repère sonde d'où sont issues les observations *in-situ*, il est noté (\mathcal{R}_p ; $\vec{x}_p, \vec{y}_p, \vec{z}_p$). Le repère des objets est quant à lui défini par le barycentre des objets eux-mêmes, dont la position par rapport au repère de référence est donnée par une éphéméride.

La trajectoire se construit à partir de n observations d'objets O dont les coordonnées sont connues à la date t , soit $O_n(t)$ comme représenté sur la figure 2.1. Le centre du repère inertiel, présenté en sous-section 2.3.2, est défini dans \mathbb{R}^3 et à pour origine \mathbf{R}_p^i . Dans ce repère, la détermination de la position d'une sonde depuis son propre repère, repose sur l'estimation vectorielle en fonction du temps, $\mathbf{R}_p^I(t)$. La vitesse $\dot{\mathbf{R}}_p^I(t)$ (ou $\mathbf{v}_p^I(t)$), est considérée comme étant constante sur la période $[0; T]$. L'accélération $\ddot{\mathbf{R}}_p^I(t)$ (ou $\mathbf{a}_p^I(t)$), est considérée comme négligeable. Les conditions initiales¹ sont posées à $t = 0$, considérant alors $\mathbf{R}_0(t)$ et $\mathbf{v}_0(t)$ comme respectivement la position et la vitesse dans le repère sonde (caméra). De même le centre géométrique d'un objet céleste n est noté $O_n^I(t)$ et sa vitesse $\mathbf{v}_{O_n}^I(t)$.

3.4.1 Une trajectoire interplanétaire

Une trajectoire interplanétaire peut être approchée comme le cas d'un objet mobile se déplaçant en ligne. La trajectoire est caractérisée par une accélération \mathbf{a} et une vitesse \mathbf{v} de direction identique (orientation) et constantes (norme). Cette représentation sur une courte période T , s'apparente à un **mouvement rectiligne uniforme (MRU)**. Pour simplifier encore davantage, la description de ce système ne contient ni variable de masse, ni perturbations extérieures (vent solaire, gravite, etc.). Cette approche permet d'écrire une **équation différentielle ordinaire (EDO)**.

Ces EDO sont de la forme : $\mathbf{X}' = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\ddot{\mathbf{x}}$, ce qui correspond respectivement

1. Pour faciliter la lecture, je n'utiliserai plus la notation fléchée propre aux vecteurs, mais la notation normalisée.



à la position, la vitesse et l'accélération, conformément aux matrices de rotation (*cf.* illustration 2.14) et de translation (*eq.* 3.22). La solution s'effectue par l'écriture d'une matrice d'état $\mathbf{X} = [\mathbf{x} \ \mathbf{v}]$, que nous estimons au cours des temps d'intégrations suivant :

$$\frac{d\mathbf{X}}{dt} = f(t, \mathbf{X}) \quad .$$

Ceci ramène l'équation sous une forme classique $\mathbf{R}'(t) = F(t, \mathbf{R}(t))$.

Soit un repère cartésien de dimension 3 dans le référentiel inertiel \mathcal{R}_0 , les coordonnées du vecteur accélération s'écrivent donc :

$$\begin{cases} a_x = \frac{dv_x}{dt} \equiv 0 \\ a_y = \frac{dv_y}{dt} \equiv 0 \\ a_z = \frac{dv_z}{dt} \equiv 0 \end{cases} \quad . \quad (3.7)$$

De même, en considérant la valeur initiale de la vitesse soit \mathbf{v}_0 , on obtient les constantes d'intégration :

$$\begin{cases} v_x|_{t_0} = \left. \frac{dx_0}{dt} \right|_{t_0} \equiv c_x \\ v_y|_{t_0} = \left. \frac{dy_0}{dt} \right|_{t_0} \equiv c_y \\ v_z|_{t_0} = \left. \frac{dz_0}{dt} \right|_{t_0} \equiv c_z \end{cases} \quad . \quad (3.8)$$

ce qui permet d'écrire la position en fonction du temps :

$$\begin{aligned} \mathbf{R}(t) &= \mathbf{v}_0 (t - t_0) + \mathbf{R}(t_0) \\ &= \mathbf{C} (t - t_0) + \mathbf{C}' \quad (\mathbf{C}, \mathbf{C}' \text{ constantes}) \quad . \end{aligned} \quad (3.9)$$

3.4.2 Construction du modèle simplifié

Compte tenu de ce que je viens de présenter, je connais la position d'une sonde, ainsi que sa vitesse à une date (t_0) définissant l'état initial. La construction de mon modèle repose donc sur l'approximation de la position à une date ultérieure à la date connue (ma date de référence des conditions initiales). Une intégration numérique permet un découpage périodique d'une durée Δt définie sur $[t_0; T]$. Ainsi, pour n dates régulièrement espacées de la durée Δt , je vais chercher une valeur telle que $x_{t_{n+1}} = x_{t_n} + \Delta t$, permettant d'obtenir $f(x_{t_n}) = 0$. La suite va servir à déterminer les positions aux instants ($t_0 + \Delta t$) par une fonction $x(t)$ toujours depuis les conditions initiales t_0 sur la période T .

L'approximation de la fonction en x_0 est de la forme d'un développement en série de Taylor :

$$f(x_0 + \Delta x) = f(x_0) + \Delta x \frac{df}{dx}(x_0) + \frac{\Delta x^2}{2!} \frac{d^2 f}{dx^2}(x_0) \cdots + \frac{\Delta x^n}{n!} \frac{d^n f}{dx^n}(x_0) + \cdots \quad . \quad (3.10)$$



Avec cette approche, le minimum de la fonction est en x_0 , ce qui fait que chaque terme de l'équation 3.10, à la puissance n , est d'autant plus petit. Il est donc inutile de développer au delà du premier ordre, soit :

$$f(x_0 + \Delta x) \approx \Delta x f'(x_0) + f(x) \quad . \quad (3.11)$$

L'expression de la trajectoire se faisant dans un espace à plusieurs dimensions, j'écris les dérivées partielles relatives à chaque dimension :

$$\mathbf{R}(t_n) = \mathbf{v}_0 + \begin{bmatrix} \left. \frac{dx}{dx_0} \right|_{t_n} \Delta x_0 \\ \left. \frac{dy}{dy_0} \right|_{t_n} \Delta y_0 \\ \left. \frac{dz}{dz_0} \right|_{t_n} \Delta z_0 \end{bmatrix} + \mathbf{R}(t_0) \quad (3.12)$$

Dans ce cas, le reste de ce développement est petit d'autant que l'on reste proche des conditions initiales. Une sonde spatiale est caractérisée par une matrice d'état (2.17) composée d'une position \mathbf{R} , de la vitesse \mathbf{v} et de l'attitude $\hat{\mathbf{q}}$,

$$\mathbf{M} = [\mathbf{R}, \mathbf{v}, \hat{\mathbf{q}}] \quad .$$

La position dans un repère cartésien s'écrit $\mathbf{R} = [x \ y \ z]$. La vitesse \mathbf{v} est la dérivée de cette position au pas de temps Δt près, ainsi :

$$\begin{aligned} \mathbf{v} &= \begin{bmatrix} \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{x(t_0 + \Delta t) - x(t_0)}{\Delta t} \\ \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{y(t_0 + \Delta t) - y(t_0)}{\Delta t} \\ \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{z(t_0 + \Delta t) - z(t_0)}{\Delta t} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \frac{dx}{d\Delta t} + x \\ \frac{dy}{d\Delta t} + y \\ \frac{dz}{d\Delta t} + z \end{bmatrix} \quad . \end{aligned}$$

La trajectoire \mathbf{S}_n représente l'ensemble des points à la position \mathbf{R}_n et à la vitesse \mathbf{v}_n . Le déplacement de la sonde $\Delta \mathbf{R}_n^{\mathbf{p}} = \mathbf{R}_n^{\mathbf{p}}(t + \Delta t) - \mathbf{R}_n^{\mathbf{p}}(t_0)$ dans le repère caméra $\mathcal{R}_{\mathbf{p}}$.

$$\mathbf{S}_n = \sum_{i=0}^n \mathbf{R}_{t_n}^{\mathbf{p}}(\Delta t) \quad .$$

La trajectoire calculée (théorique) $\mathbf{S}_{t_n}^c$ à partir de la position $\mathbf{R}_{t_0}^{\mathbf{I}}$ et de la vitesse \mathbf{v}_0 .

La trajectoire observée (réaliste) représentée par $\mathbf{S}_{t_n}^o$ aux instants t_n ($t_n \in [t_0 ; T]$) se succédant d'un pas Δt .

Ainsi, pour chaque observation, dont le déplacement est considéré comme linéaire sur Δt , la position observée à la date t permet la mise en évidence de la dérive cumulée pour



les « n » observations depuis la date t_0 :

$$\begin{array}{c}
 \text{M vecteurs d'état} \quad \text{Erreurs relatives} \\
 \begin{array}{ccc}
 \left[\begin{array}{ccc}
 R_{t1} & \mathbf{v}_{t1} & \hat{\mathbf{q}}_{t1} \\
 R_{t2} & \mathbf{v}_{t2} & \hat{\mathbf{q}}_{t2} \\
 \vdots & \vdots & \vdots \\
 R_{tn} & \mathbf{v}_{tn} & \hat{\mathbf{q}}_{tn}
 \end{array} \right] & \dots & \left[\begin{array}{cc}
 \epsilon_{t1} & \varsigma_{t1} \\
 \epsilon_{t2} & \varsigma_{t2} \\
 \vdots & \vdots \\
 \epsilon_{tn} & \varsigma_{tn}
 \end{array} \right]
 \end{array}
 \end{array}
 \cdot$$

n observations

La différence $\varepsilon = (\mathbf{S}_{tn}^o - \mathbf{S}_{tn}^c)$ aux instants t_n entre les deux trajectoires \mathbf{S}_{tn}^o et \mathbf{S}_{tn}^c , représente les écarts discrets en positions et vitesses sur la période T relativement à $t = 0$. Ces écarts sont :

$$\varepsilon_{tn} = \left[\begin{array}{c}
 R_{tn}(p) + \epsilon \\
 \mathbf{V}_{tn}(p) + \varsigma
 \end{array} \right]_{t_0} \cdot \quad (3.13)$$

La variable t est naturellement le temps milieu de la durée totale de l'acquisition t_{exp} , par la caméra de navigation pour l'image considérée à la date d'observation t_{obs} :

$$t = (t_{obs} - \frac{1}{2}t_{exp}) + \delta t, \quad (3.14)$$

avec δt la différence entre le temps t_{UTC} et le temps t_{TDB} .

La position relative s'exprime par la différence de la position de la sonde et de l'objet :

$$\mathbf{S}_n^I(t) = \mathbf{O}_n^I(t) - \mathbf{R}_n^I(t). \quad (3.15)$$

La position observée est la position relative qui doit être corrigée du temps lumière noté τ . En effet, le temps d'intégration de l'image par la caméra doit être corrigé du temps de parcours depuis l'objet observé jusqu'à l'observateur :

$$\tau = \frac{|\mathbf{R}_p^I(t) - \mathbf{O}_n^I(t - \tau)|}{c}, \quad (3.16)$$

avec c la célérité de la lumière. Le fait que le terme τ apparaisse dans l'expression de sa propre équation, la résolution requiert une double itération [55]. L'écriture finale de la position *vraie* devient alors :

$$\mathbf{T}_n^I(t) = \mathbf{O}_n^I(t - \tau) - \mathbf{R}_p^I(t) \quad (3.17)$$

Par la suite la correction temporelle $(t - \tau)$ est notée δt .

$$\mathbf{T}_n^I(t) = \mathbf{O}_n^I(\delta t) - \mathbf{R}_n^I(t) \quad (3.18)$$

$$\begin{aligned}
 &= \left(\mathbf{O}_n^I(\delta t) - \mathbf{R}_n^I(t) \right) + \left(\left| \mathbf{O}_n^I(\delta t) - \mathbf{R}_n^I(t) \right| \cdot \left[\frac{\dot{\mathbf{R}}_n^I(t)}{c} \right] \right) \\
 &= \begin{bmatrix} x_o^p \\ y_o^p \\ z_o^p \end{bmatrix} + \left(\left(\begin{bmatrix} x_o^p \\ y_o^p \\ z_o^p \end{bmatrix} + \epsilon \right) \cdot \frac{\begin{bmatrix} \dot{x}_p & \dot{y}_p & \dot{z}_p \end{bmatrix}}{c} + \varsigma \right)
 \end{aligned} \quad (3.19)$$



Je considère la vitesse de l'objet comme négligeable relativement à la vitesse de la sonde sur le même échantillon périodique Δt . De ce fait, $\epsilon \neq 0$ quand $t \xrightarrow{\Delta t} 0$, et $\varsigma \neq 0$ quand $t \xrightarrow{\Delta t} T$. Ce qui permet d'ajuster la position en multipliant les observations.

3.4.3 Ajustement aux observations

Le chapitre 2, en particulier la section 2.2, décrit les détails des systèmes basés sur les méthodes de vision. La position apparente des objets observés va donc devoir être projetée dans le plan caméra.

$$O = R_I^{OR} T \quad (3.20)$$

$$N = R_{OR}^{IV} O \quad (3.21)$$

La position de la sonde dans le repère inertiel donne :

$$R_p^I(t) = [R_z(\Omega)R_x(-\chi)R_y(\Psi)] \cdot [R_z(\theta)R_x(90^\circ - \delta)R_z(\alpha + 90^\circ)] \cdot T_n^I \quad (3.22)$$

$$\begin{aligned} \left[\frac{\partial O}{\partial \psi}, \frac{\partial O}{\partial \varphi}, \frac{\partial O}{\partial \theta} \right] &= \begin{bmatrix} 0 & -R_z(\alpha + 90^\circ)T & R_x(90^\circ - \delta)T \\ R_z(\alpha + 90^\circ)T & 0 & -R_z(\theta)T \\ -R_x(90^\circ - \delta)T & R_z(\theta)T & 0 \end{bmatrix} \\ &\cdot \begin{bmatrix} -\cos \delta \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ \cos \delta \sin \theta & -\cos \theta & 0 \\ \sin \delta & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.23) \end{aligned}$$

Nous constatons que la précision de l'estimation du vecteur d'état dépend directement de la solution du pas précédent :

$$d(t+1) = d(t) + f(d(t), \theta(t), v(t)).$$

La mise en évidence des dérivées cumulées présentées à la page 69, montre qu'il ne faut pas trop s'éloigner des conditions initiales. Sur la figure 2.1 cette incertitude de position est schématisée par les cercles de diamètre $\varepsilon(t)$. La sphère d'incertitude autour du point mesuré vaut

$$\varepsilon(t) = \sqrt{(x_{t+1} - x_t)^2 + (y_{t+1} - y_t)^2 + (z_{t+1} - z_t)^2} \quad , \quad (3.24)$$

soit la différence entre la position calculée et la position prévue, en coordonnées cartésiennes. Ce problème est décrit à la section 1.2.6, avec une approche récursive pour l'estimation de ces paramètres. La formulation initiale s'applique aux problèmes linéaires (Kalman *p.* 14), mais une linéarisation par une approche des dérivées partielles permet de résoudre le système.

$$d'(t+1) = d'(t) + F_\chi(d(t) - d'(t)) + F_v v(t) \quad , \quad (3.25)$$



avec $F_\chi = \partial f / \partial x$ et $F_v = \partial f / \partial v$, qui est une application du filtre [EKF](#).

$$F_\chi = \frac{\partial f}{\partial x} \Big|_{v=0} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\delta_d(t) - \sin(\theta(t) + \delta_\theta) \\ 0 & 1 & \delta_d(t) \cos(\theta(t) + \delta_\theta) \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad (3.26)$$

Nous avons ici χ pour représenter la localisation discrète calculée, ou finalement la position à l'instant observé, et v la vitesse initiale conservée sur l'intervalle $t \in [0; T]$.

Le mouvement de la sonde est exprimé au cours des observations selon

$$R(t) = R_0 + \mathbf{v}_0 \cdot \Delta t, \quad (3.27)$$

à partir des conditions initiales connues indicées « 0 ». Un calcul itératif est fait pour n dates $(t+n)$:

$$\left\{ \begin{array}{l} f : (t_1, v) \mapsto x_1; y_1; z_1 \\ f : (t_2, v) \mapsto x_2; y_2; z_2 \\ \vdots \quad \quad \quad \vdots \quad \vdots \quad \vdots \\ f : (t_n, v) \mapsto x_n; y_n; z_n \end{array} \right.$$

Je recherche la position R de la sonde au moment de l'observation t , ce qui est représenté par l'équation f pour n observations d'objets O_n dont les coordonnées cartésiennes sont connues comme étant $\{x_n; y_n; z_n\}$. Ce que j'écris comme suit :

$$\sum_{n=1}^i \mathbf{f} O_n = \{O_n x_n; O_n y_n; O_n z_n\} \quad . \quad (3.28)$$

La localisation de la sonde s'exprime par :

$$R = \begin{pmatrix} n - (\sum_{i=1}^n \mathbf{f}_{n1}^2) & -(\sum_{i=1}^n \mathbf{f}_{n1} \cdot \mathbf{f}_{n2}) & -(\sum_{i=1}^n \mathbf{f}_{n1} \cdot \mathbf{f}_{n3}) \\ -(\sum_{i=1}^n \mathbf{f}_{n2} \cdot \mathbf{f}_{n2}) & n - (\sum_{i=1}^n \mathbf{f}_{n2}^2) & -(\sum_{i=1}^n \mathbf{f}_{n2} \cdot \mathbf{f}_{n3}) \\ -(\sum_{i=1}^n \mathbf{f}_{n1} \cdot \mathbf{f}_{n3}) & -(\sum_{i=1}^n \mathbf{f}_{n2} \cdot \mathbf{f}_{n3}) & n - (\sum_{i=1}^n \mathbf{f}_{n3}^2) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{pmatrix}, \quad (3.29)$$

la solution R est alors le centre de la sphère d'incertitude de rayon ε posée par l'équation [3.24](#).



3.4.4 Détermination des positions

Les méthodes de trilatération consistent à retrouver une position relative en distance par l'unique utilisation des distances. La méthode fonctionne de par la mesure d'un trinôme de points d'amers, dans un même repère de référence. Il est important de connaître la vitesse relative entre deux points mesurés. De par l'usage des éphémérides à une date donnée, nous avons la possibilité de connaître la distance relative des astéroïdes à l'origine du repère (le SSB). D'après ce que nous venons d'aborder en sections 3.4.2 et 3.4.3, il est possible d'estimer la position de la sonde dans ce même repère. L'estimation de la distance sonde/astéroïde peut s'obtenir par la méthode de la parallaxe en observant les étoiles en « arrière plan », un résultat qui pourra être comparé à la distance calculée à partir des données d'éphémérides qui ont été utilisées. Compte tenu du fait que les sondes ont généralement une rotation propre sur l'axe principal de déplacement ($spin, \Omega_Y \neq 0$), il est raisonnable de penser que différents champs de vues, même à un instant proche, proposeront plusieurs objets référencés dans le catalogue.

Revenons au schéma de la figure 2.1 pour décrire le principe de trilatération. On voit sur l'illustration le repère global orthonormé noté \mathcal{R}_i pour lequel nous pensons pouvoir connaître la distance jusqu'aux astéroïdes (notés O_n). L'indice n de ces objets O prend ici 3 valeurs pour représenter 3 objets dont les éléments orbitaux sont connus. La sonde d'exploration dispose de son propre repère noté \mathcal{R}_p , dont le passage en coordonnées du repère global pourra se faire par une matrice de transformation. Les étoiles sont apparées aux données du catalogue d'étoiles embarqué (détails en section 3.2), et permettent la transformation des coordonnées pixeliques vers les $(\alpha; \delta)$ des coordonnées équatoriales (*cf.* section 2.3.1). Ainsi, ces coordonnées vont servir de références dans l'image afin de mesurer la position des objets dynamiques O_n , dont les différences de positions observées-calculées $(\overline{O} - \overline{C})$ donneront une incertitude $\varepsilon_{(t,n)}^c$ en fonction du temps.

Les catalogues d'astéroïdes fournissent les éléments d'orbites du mouvement képlérien, il faut donc résoudre les équations pour chaque échantillon de temps. La parallaxe est importante pour permettre de déduire la distance aux objets $\|\mathbf{O}_n(t)\|$. Les catalogues d'étoiles, en particulier le catalogue *Gaia*, donnent la parallaxe des étoiles. Dans le cas contraire, il est possible de l'estimer si le déplacement est suffisant depuis la ligne de visée de la sonde.

Les méthodes de triangulation ressemblent à ce qui a été décrit précédemment, la principale différence est qu'une mesure d'angle vient compléter le processus. Lorsque l'on ne dispose pas de la distance entre les points de référence, on peut appliquer les lois des triangles. Toutefois il est nécessaire de connaître l'attitude de la sonde, ainsi



que sa vitesse. L'estimation de la vitesse de la sonde est envisageable à la condition d'avoir plusieurs images montrant le déplacement du ou des astéroïdes comme point de référence, puisque les éphémérides nous permettent d'obtenir leur vecteur d'état.

3.5 Approche probabiliste

L'IRSEEM contribue fortement au développement de la robotique mobile, en particulier pour les véhicules autonomes terrestres [46]. Il a donc été intéressant pour moi d'en étudier les différences et les besoins communs, afin d'initier une convergence de nos techniques.

Une approche probabiliste consiste à déterminer la position la plus probable d'un mobile, à partir de conditions initiales connues dans l'environnement où il évolue. Avec cette approche chacune des caractéristiques peut « à priori » prendre une valeur quelconque incluse dans la dimension qui la concerne. Prenons par exemple une rotation sur l'axe Y , celle-ci peut avoir une valeur dans l'intervalle $[0; 2\pi]$. Le but est donc d'estimer la probabilité pour laquelle, dans cet exemple, la rotation vaudra un angle plutôt qu'un autre. L'intérêt est que cette probabilité ne peut jamais être nulle, une valeur est forcément admise.

Dans le cas de la navigation spatiale, à la différence des procédés terrestres de localisation, nous n'avons pas de représentation directe de l'environnement. En effet, lorsqu'une sonde d'exploration se déplace dans l'espace, il n'est pas possible d'utiliser un capteur qui va nous fournir une métrique directe. À contrario, par exemple dans une voiture autonome évoluant sur le réseau routier, un **LIDAR** va renvoyer une mesure de distance pour un ensemble de points que l'on va pouvoir faire correspondre « directement » dans un espace métrique continu. Considérant que le système solaire est principalement vide, nous devons faire abstraction d'une localisation purement métrique. En effet, même en segmentant le voyage spatial en zones, il est tout à fait inconcevable de créer une carte d'occupation recréant un environnement discret sous forme d'une grille tridimensionnelle.

Les filtres bayésiens se basent sur la probabilité d'occupation de cette grille par des volumes 3D particuliers, aussi nommés *voxels*, or dans ce cas le maillage ne représenterait qu'un semblant de cases vides. La probabilité pour déterminer un emplacement par rapport à un autre à partir des observations s'avérerait insolvable !

L'idée est en conséquence de garder à disposition uniquement les positions des objets évoluant dans l'environnement, et donc les astéroïdes, comme décrit précédemment en section 3.3. Le principe consiste, dans un premier temps, à ne pas avoir de position métrique, exactement comme votre réponse à quelqu'un qui vous demanderait son chemin :



« prenez la première à droite, puis à la maison bleue tout de suite à gauche, ... ». D'un point de vue numérique, l'espace de stockage s'en trouve considérablement réduit puisque seule l'information des points d'intérêts est nécessaire. Or, pour les objets dynamiques, nous avons montré qu'il était possible d'estimer leur position dans le temps grâce aux éphémérides. Les sondes n'étant pas envoyées « au hasard », une position discrète estimée au temps $t + 1$ sera donc toujours envisageable si l'on considère la période d'intérêt T comme petite. La détermination de la trajectoire (*Path-Planning*) se construit à l'aide d'un graphe qui reste beaucoup plus simple à coder par informatique.

3.5.1 Les filtres bayésiens

Ces filtres sont un résultat des théories probabilistes, dont le but est de déterminer des probabilités à partir d'observations, mais aussi les paramètres liés à cette probabilité. Les notations utilisées par les approches probabilistes tendent à représenter un système, on parle d'état, par des variables aléatoires \mathbf{X} qui peuvent prendre des valeurs quelconques de x :

$$\mathbb{P}(x) = \mathbb{P}(\mathbf{X} = x) \quad . \quad (3.30)$$

Une variable aléatoire peut être définie dans un espace discret ou continu, la densité de probabilité s'écrit selon l'équation 3.31 quand la variable aléatoire est définie dans un espace discret, ou selon l'équation 3.32 pour une variable aléatoire définie dans un espace continu.

$$\sum_x \mathbb{P}(x) = 1 \quad , \quad (3.31)$$

$$\int \mathbb{P}(x).dx = 1 \quad . \quad (3.32)$$

Lorsque deux événements se produisent par le fait de 2 variables, la probabilité liée à chacune des probabilités de ces deux variables, s'écrit selon l'équation 3.33, c'est la *probabilité jointe*.

$$\mathbb{P}(x, y) = \mathbb{P}(\mathbf{X} = x \text{ et } \mathbf{Y} = y) \quad . \quad (3.33)$$

Dans le cas contraire, si les deux variables n'ont aucune influence l'une sur l'autre, les probabilités $\mathbb{P}(x)$ et $\mathbb{P}(y)$ sont *indépendantes*, l'équation devient :

$$\mathbb{P}(x, y) = \mathbb{P}(\mathbf{X} = x)\mathbb{P}(\mathbf{Y} = y) \quad . \quad (3.34)$$

Une probabilité est dite *conditionnelle* lorsque des variables aléatoires influent le comportement probabiliste telle que l'équation 3.35.

$$\begin{aligned} \mathbb{P}(x|y) &= \frac{\mathbb{P}(x, y)}{\mathbb{P}(y)} \\ &= \mathbb{P}(\mathbf{X} = x | \mathbf{Y} = y) \quad . \end{aligned} \quad (3.35)$$



Probabilité appliquée

Pour réaliser un modèle probabiliste, nous allons poser que l'état d'un système est connu à priori, on le note x . Une partie de ce système est en capacité de fournir une mesure y . Le modèle probabiliste du système s'écrit $\mathbb{P}(xy)$ qui permet l'interaction des mesures avec l'état du système.

Afin d'être complet, nous allons inclure la temporalité nécessaire à l'étude discrète de l'évolution de notre système. La variable aléatoire x_t représente alors un état à l'instant t (ex. position, vitesse, rotation, etc.). La variable u_t représente la commande, et les mesures sont représentées par la variable z_t , comme utilisées en section 1.2.6 équation 1.4. Nous pouvons écrire la probabilité sur la période T comme étant $\mathbb{P}(X_{t_1:t_2}) = \mathbb{P}(X_{t_1}, X_{t_1+1}, \dots, X_{t_2})$, avec $t_1 \leq t_2$.

Le fait est que l'état du système est statistiquement dépendant du temps (lié aux instants t_n), signifie qu'il est stochastique. Les grandeurs influentes sont d'une part l'état précédant à $t-1$, et d'autre part les conditions initiales au moment t_0 , conditionnées par la commande à l'instant t . Au final, la prévision de l'état courant est conditionnel à la somme des probabilités de mesures et de positions sur la période. Il s'agit là d'un modèle de Markov (*hidden Markov model*) que l'on peut résumer sous une forme schématique par l'illustration 3.12. Ce graphe montre les relations de dépendance du système, entre son état instantané (X_t), l'état précédent (X_{t-1}) et la commande (U_{t-1}); la mesure Z_t étant liée à l'état X_t .

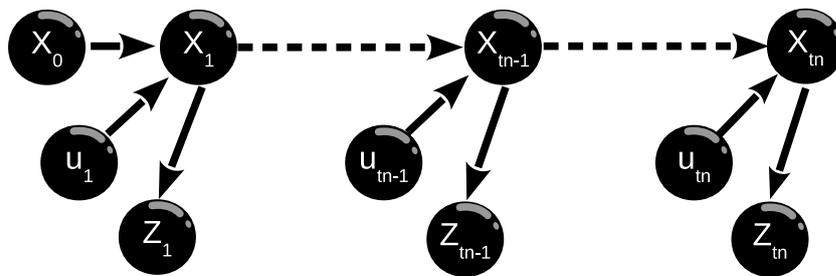


FIGURE 3.12 – Chaîne de Markov

D'après le livre « *Probabilistic ROBOTICS* » de Sebastian Thrun, Wolfram Burgard, et Dieter Fox, l'implémentation d'un filtre bayésien repose sur trois points.

Le premier est la probabilité de l'état de transition telle que $\mathbb{P}(x_t | x_{t-1}, u_t)$.

Le second est la probabilité de mesure selon $\mathbb{P}(z_t | x_t)$.

Et enfin, la probabilité de croyance initiale soit $bel(x_t)$ pour $\mathbb{P}(x_0)$, de densité x_t , qui sera utilisée au moment t de la prédiction, en amont de la correction.

Comme déjà présenté en section 1.2.6, le filtre de Kalman est un filtre bayésien de type paramétrique. La probabilité des représentations des états du système suit une loi



normale (identique à l'équation 2.2). Cette réponse gaussienne s'applique à de nombreux phénomènes physiques, comme par exemple le modèle d'étoile décrit en section 2.3. Il en existe également un autre type, les filtres non paramétriques, comme par exemple le filtre particulaire, les états du système sont alors représentés sous une forme discrète.

3.5.2 Le filtrage particulaire

La localisation englobe l'estimation de la position et de l'orientation, en robotique mobile nous regroupons ces deux derniers termes sous l'appellation de *pose*. La pose est donc un vecteur d'état de n dimensions à chaque pas de temps, comme décrit en section 2.4. En ce domaine, le filtre particulaire utilisé depuis une vingtaine d'années apporte de très bons résultats [29, 28, 73]. Ce filtre repose sur la base d'hypothèses qui vont dans leur ensemble être utilisées pour définir une densité de probabilité ($\mathbb{P}(x_0)$, cf. sous-section 3.5.1). Ce sont ces hypothèses, dont on choisira la quantité, qui portent le nom de *particules* et sont notées \mathbf{p} . L'ensemble de ces particules est représenté dans le temps par \mathcal{P}_t :

$$\mathcal{P}_t = \{\mathbf{p}_t^1; \mathbf{p}_t^2; \dots; \mathbf{p}_t^n\} \quad . \quad (3.36)$$

Chacune des particules \mathbf{p} est constituée d'un vecteur d'état aux dimensions identiques au modèle et d'un poids w , décrit par l'équation 3.37.

$$\mathbf{p}_t^n = \{\mathbf{d}_t^n; w_t^n\} \quad . \quad (3.37)$$

Le vecteur d'état \mathbf{d}_t^n correspond à la pose de la particule n à l'instant t , et w_t^n est un scalaire valant la vraisemblance $bel(x_t)$ de la mesure servant à déterminer la pose. Les particules étant aléatoirement réparties dans la carte d'occupation, l'algorithme va conserver les hypothèses dont la pondération reste forte par rapport à l'ensemble. Il s'ensuit une répartition plus dense où la vraisemblance est plus forte dans l'espace d'état. Le principe général repose sur trois fonctions que sont :

1. La prédiction (*motion update*)

Dans cette fonction il faut redéfinir le vecteur d'état de la particule en fonction de la probabilité du déplacement initié par la commande : $\mathbb{P}(x_t | u_t, \mathbf{p}_{t-1}^n)$.

2. La correction (*measurement update*)

La pondération attribuée à chaque particule dépend de la probabilité de correspondance à l'espace par la mesure : $\mathbb{P}(z_t, \mathbf{p}_t^n)$.

3. L'échantillonnage (*resampling*)

C'est à ce point que les particules sont réparties suivant la vraisemblance $bel(x_t)$. Un nouvel ensemble \mathcal{P}_t est recréé à chaque itération. Les particules au poids le plus faible, dont la valeur de rejet est généralement adaptée, sont supprimées. Les



particules restantes sont conservées pour l'itération suivante dans un ensemble noté $\overline{\mathcal{P}}_t$, ce qui tend à faire converger vers la solution.

La mise en œuvre va donc suivre les points suivants :

- L'étape de prédiction tient compte du modèle de la sonde qui s'apparente à celui présenté en section 2.4.
- L'observation de la position actuelle va déterminer les coordonnées des astéroïdes détectés dans le champ de vue de l'image. Les coordonnées calculées par l'étape de prédiction devraient montrer un écart, noté ϵ_p , lié aux bruits mentionnés en section 3.1. La prédiction des positions à l'aide des éphémérides est également liée à un écart σ_e . La somme de ces écarts va être minimisée afin de corriger le modèle prévisionnel, la position vraie devrait être approchée. La différence entre les observations et les calculs, $\varepsilon = (\overline{O - C})$, va donner la pondération nécessaire à chacune des particules (équation 3.37).
- Le principe est de ré-échantillonner le filtre afin que le plus de particules possible se rapprochent de la pose. Il est nécessaire de mettre au point les paramètres du filtre. Il faut choisir un nombre de particules suffisant pour représenter l'environnement, ou encore fixer la fréquence d'échantillonnage, ou même bruiteur le mouvement des particules avant l'étape de correction.

3.6 Mise en œuvre du filtre

J'utilise dans cette section une sorte de *toy model* qui découle directement de mon propos de la section 2.4 décrivant une cinématique simple. Le but est d'observer le fonctionnement d'un filtre particulière adapté au spatial en utilisant un minimum d'objets pour servir d'amers, et sa capacité à déterminer la pose d'une sonde évoluant sur une trajectoire de type *voyage*.

Le modèle cinématique connu sous-entend que l'attitude de la sonde est à disposition pour les calculs. Les méthodes de localisation autonome utilisées habituellement se basent sur des filtres de Kalman (voir section 1.2.6) afin de déterminer la position et la vitesse de la sonde [25]. L'estimation des distances est difficile à obtenir et donne des résultats insuffisamment précis pour être utilisés [14]. Une mesure par angle relatif à partir des images est préférable. J'ai choisi de simuler la position de deux astéroïdes, qui ne sont pas systématiquement visibles par la sonde à l'instant de la mesure. La trajectoire simulée est une trajectoire rectiligne uniforme (illustration 2.2), bien entendu ces paramètres sont modulaires. L'objectif est de pouvoir constater l'impact de l'estimation par le filtre sur la trajectoire discrète. Le nombre total de particules, ainsi que le nombre



de particules ré-échantillonnées à chaque itération, sont bien entendu eux aussi paramétrables.

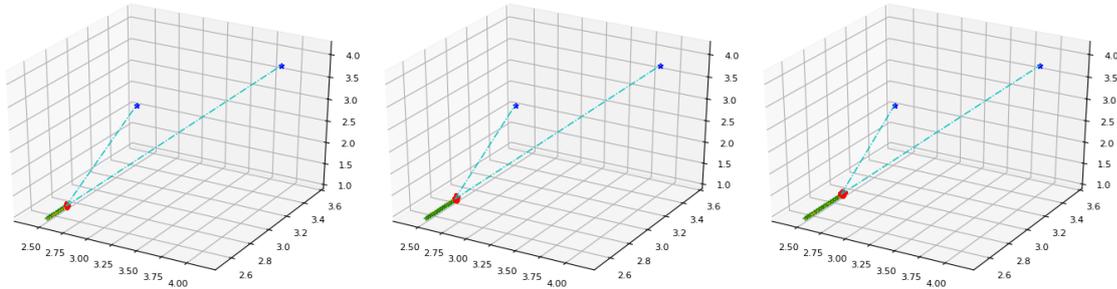


FIGURE 3.13 – Estimation des poses par filtre particulaire [AU]

La figure 3.13 montre un historique du mouvement d’une sonde dans le système solaire, dans un volume cubique de 5 AU. À chaque exécution le programme génère un objet sonde et n amers, ayant tous des vecteurs d’états aléatoires correspondant à l’écriture 2.17.

Toujours sur cette illustration, le nombre de particules utilisées dans cet exemple pour l’estimation de la pose est de 50, elles sont symbolisées par les points rouges. Les étoiles bleues symbolisent les astéroïdes qui sont utilisés comme amers. La ligne discontinue en « trait mixte fin » cyan représente la ligne de projection de l’objet observé sur le plan caméra. Les signes « + » représentent le déplacement théorique issue d’un modèle non bruité, la trajectoire calculée (S_c). La ligne continue relie les instants observés, ce qui revient à la mesure de position (S_t).

Le filtre particulaire devant être initialisé, il convient de prendre la première position connue à l’instant t_0 à partir duquel le modèle cinématique est utilisé. Bien entendu, ce paramétrage du filtre est important, les bruits inhérents au système sont particulièrement influents dans la réponse. La valeur du sigma pris en compte pour l’insertion du bruit nécessaire à la répartition des particules, impacte la rapidité du filtre à converger vers la position estimée. Pour un bruit plus élevé, il est possible d’augmenter le nombre de particules afin d’obtenir une grande vraisemblance de la pose. Les graphiques 3.14 montrent un exemple de la disparité obtenue dans un cas avec dix particules (3.14(a)), et dans un autre cas avec cinquante particules (3.14(b)), pour un nombre identique d’itérations.

La situation d’une sonde d’exploration fait qu’elle n’a pas nécessairement d’amers dans son champ de vue en permanence. Cette situation est due au mouvement de rota-

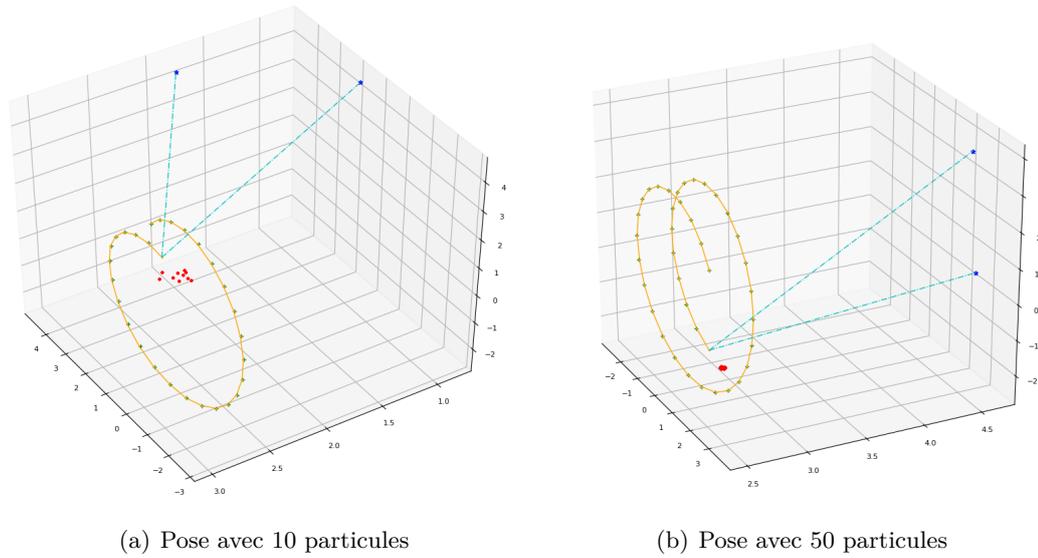


FIGURE 3.14 – Prédiction de la pose en trajectoire pseudo-orbitale [AU]

tion de la sonde, je me suis donc intéressé au comportement de la méthode en fonction du nombre d'astéroïdes pris en compte. Pour les figures de l'illustration 3.15 la sonde évolue suivant la direction Y et est « spinée » sur cet axe.

La figure 3.15(b) utilisant deux astéroïdes revient au cas 3.13, présenté au début de cette

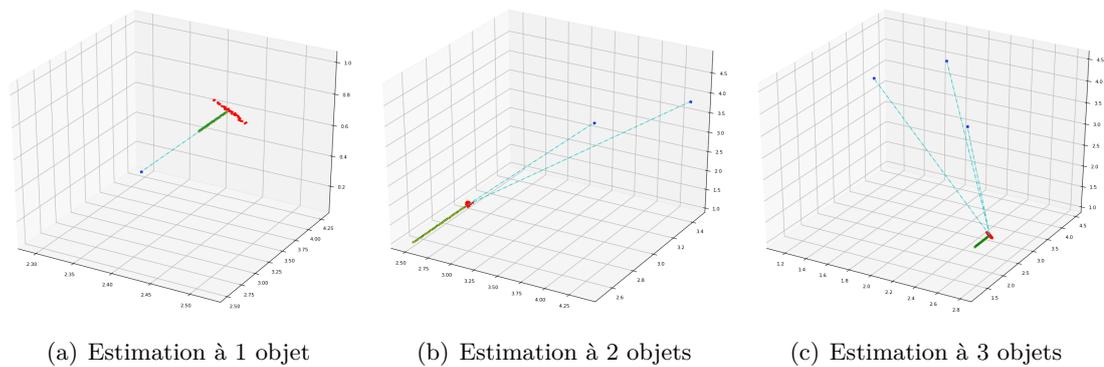


FIGURE 3.15 – Influence du nombre d'astéroïdes utilisés [AU]

section. Nous y voyons une bonne homogénéité de la solution en utilisant cinquante particules. Dans le cas 3.15(a), un seul astéroïde est visible. Ce cas peut se présenter selon plusieurs scénarios d'acquisitions, de bruits ou simplement par le fait de la rotation de la sonde sur elle-même. Globalement l'estimation de la pose est divergente sur au moins deux axes, autres que celui de l'axe de *spin* suivant la trajectoire principale. Et enfin, pour l'illustration 3.15(c) comprenant au moins trois objets, on voit un élargissement de



la solution alors que vraisemblablement un nombre croissant d'objets devrait apporter l'information nécessaire à affiner la pose. Il s'agit là d'un effet lié à la limitation de mon modèle simplifié. En effet, dans le cas de la navigation autonome terrestre, nous travaillons généralement avec la connaissance de la distance séparant le mobile des points d'amers. Pour appliquer cette méthode à la navigation spatiale, il est plus aisé de mesurer les angles pour l'ensemble des astéroïdes relativement à la caméra et au Soleil, par exemple. Le degré de convergence vers le résultat, pour un nombre d'itérations identique aux trois sous-figures, est alors significatif, mais il est possible de l'améliorer en ajustant le nombre de particules.

On constate que le filtre particulaire permet une prédiction de la pose satisfaisante et rapide, comme cela à été vérifié en navigation terrestre à l'IRSEEM. Dans l'article intitulé *Optical Navigation System* [57, 51] les auteurs montrent la flexibilité apportée par un filtre *Unscented Kalman Filter (UKF)* en utilisant indépendamment les distances, les angles, la cartographie afin de localiser un vaisseau spatial. Dans le cas exposé ici, la précision de la solution revient au calcul de vraisemblance, c'est à dire à la qualité de l'éphéméride des objets utilisés pour la réduction astrométrique. Le modèle dynamique de la sonde est corrigé par l'instrumentation de bord, en particulier par l'évaluation de l'attitude. Ainsi, à chaque pas de mesure, le déplacement observé est alors corrigé et repris pour l'estimation de la pose. En navigation terrestre, cette estimation repose sur la mesure de la distance caméra/amers. Pour la navigation spatiale, nous allons préférer utiliser les angles entre les astéroïdes (ég. 3.38) :

$$\cos \theta = \frac{\rho_1 \rho_2}{\|\rho_1\| \|\rho_2\|} \quad , \quad (3.38)$$

avec ρ_1 le vecteur entre la caméra et le premier objet, et ρ_2 le vecteur entre la caméra et le second objet, ce qui fait que θ est l'angle formé entre les deux objets. Dans le cas probable ou un seul objet est visible dans le champ de vue, il est possible d'utiliser le vecteur sonde-Soleil noté \mathbf{p}^{\odot} et le vecteur objet-Soleil noté \mathbf{a}^{\odot} :

$$\cos \theta = \frac{(\mathbf{p}^{\odot} + \mathbf{a}_1^{\odot})(\mathbf{p}^{\odot} + \mathbf{a}_2^{\odot})}{\|(\mathbf{p}^{\odot} + \mathbf{a}_1^{\odot})\| \|(\mathbf{p}^{\odot} + \mathbf{a}_2^{\odot})\|} \quad . \quad (3.39)$$

Le catalogue *Gaia* apporte une précision en position sans équivalent en comparaison des missions passées. Le rapport du *Gaia Data Release 2 (GDR2)* dans sa version 1.1 du 09 juillet 2018 précise la disponibilité des données astrométriques pour 1 331 909 727 sources (cf. sous-section 2.3.1). Ceci se concrétise par une précision de 0.02 à 0.04 **mas** pour les magnitudes inférieures à 15, et 0.7 **mas** pour les magnitudes égales à 20. À titre de comparaison Tycho-2 offre une précision astrométrique de 7 **mas** pour les magnitudes inférieures à 9, et de 60 **mas** pour le reste du catalogue. Nous avons donc des objets avec un positionnement amélioré d'au moins 80 fois, les influences restantes seraient les bruits de mesure et la variété des objets.

4 Applications à la sonde *Rosetta*

Résultats

Les chapitres précédents ont montré la nécessité de développer un certain nombre d'outils permettant d'élaborer une méthode de localisation autonome. Je vais maintenant faire une synthèse du travail réalisé afin de montrer la démarche générale et la mise en œuvre, en se basant sur des données réelles. Une synthèse de rappel de la mission Rosetta (cf. A.1.2) et de la mission Gaia (cf. A.1.1) se trouvent en annexes page 103.

Sommaire

4.1	Les images de la NAVCAM <i>Rosetta</i>	82
4.2	Détection sur images réelles	83
4.2.1	Utilisation de l'Observatoire Virtuel (OV)	84
4.3	Estimation de la position de la sonde	87
4.3.1	Calcul avec les données images	87
4.3.2	Interprétation des mesures	89
4.4	Résultats	90
4.4.1	Mise en œuvre du logiciel astronomique de positionnement	91
4.4.2	Liens avec les applications terrestres	94
4.4.3	Bilan de l'application à <i>Rosetta</i>	95

*« Tout ce que les Hommes ont fait de beau et de bien,
ils l'ont construit avec leurs rêves... »*

Bernard Moitessier



LA question de qualifier les résultats obtenus s'est posée dès les premières lignes de code. La navigation spatiale peut se faire sous différentes formes, mais deux options plus réalistes se sont présentées. La première étant d'avoir un logiciel *mission* fonctionnel, mais il fallait alors, en quelque sorte, concevoir un scénario factice. J'ai imaginé pouvoir embarquer un ordinateur dans un petit engin, tel un ballon stratosphérique, ou un CUBESAT. Cette dernière idée m'est venue en parallèle à ma participation à un *workshop* organisé par le LABEX¹ Exploration Spatiale des Environnements Planétaires (ESEP). À titre d'information, l'ESEP réunit 9 laboratoires, entre autres autour de cette thématique des *nanosat*². Toutefois cela implique de continuer le développement des algorithmes de positionnement, et de travailler à l'intégration pour obtenir un système embarqué. . .

Quelques rencontres m'ont rapidement mené à consulter les bases de données d'images publiques de l'ESA, en particulier celles de la mission *Rosetta*. De ce fait, j'ai utilisé les archives de la mission *Rosetta* car, de par son succès, elle offre un jeu de données conséquent. Cela rend possible l'utilisation d'images acquises *in-situ*, dont les champs de vue et les dates sont connus. De plus, cette mission permet une évaluation des méthodes exposées en divers points du système solaire. Il faut choisir des images contenant un nombre varié d'objets dynamiques et effectuer les traitements, d'une part avec une extraction à partir du catalogue Tycho-2, comme cela a été fait par la sonde durant la mission, et d'autre part avec le catalogue Gaia, afin de faire la comparaison avec les calculs précédents et d'en donner les apports. J'ai complété mes logiciels avec quelques outils, notamment SPICE présenté lors de la 6^e ICATT (*International Conference on Astrodynamics Tools and Techniques*), une conférence organisée par l'ESA à Darmstadt (Allemagne) en Mars 2016. À cette occasion j'ai pu échanger avec Charles Acton (*Navigation and Ancillary Information Facility* (NAIF)^{www/JPL}) qui supervise ce projet. SPICE repose sur un ensemble de fonctions qui utilisent des *kernels*³, dont quelques uns sont déjà intégrés dans l'observatoire virtuel (*cf.* section 2.1.3). La mission *Rosetta* est ainsi accessible, ce qui permet de comparer résultats et simulation. Je décris donc ci-après les étapes de ce travail d'investigation.

4.1 Les images de la NAVCAM^{A.1.2}

Les images du domaine public de la mission *Rosetta* sont mises à disposition par l'ESA en suivant une structure spécifique. Toutefois, il est facile de se perdre dans un flot de plus de 55 Go, pour un peu plus de 95 000 fichiers contenant des images à la

1. Laboratoires d'excellence pouvant prétendre à la mise en œuvre d'appels à projets de l'État depuis 2010, visant à une meilleure compétitivité internationale

2. Satellite d'une masse comprise entre 1 et 10 kg

3. Les *kernels*, sont des données formatées dédiées à l'analyse de missions spatiales



fois magnifiques, et historiques ! Il m'a fallu faire le choix d'images utilisables pour mes tests. La première chose à faire est de trouver un champ d'étoiles reconnaissables, avec si possible un certain nombre d'objets dynamiques sur lesquels appliquer les méthodes proposées au chapitre 3. Les images sont classées selon les différentes phases de la mission, les parties sur lesquelles j'ai porté mon attention sont donc répertoriées sous le nom de *cruise* (« voyage »), puisque c'est dans ces périodes que mon travail doit permettre la consolidation des informations de positionnement. À ce jour, l'intégration de l'orientation n'est pas toujours disponible dans les fichiers de spécifications, mais cela viendra progressivement selon quelques échanges par messages électroniques avec Bernhard Geiger (liaison scientifique de la mission). Toutefois, les dates et heures de prises de vues sont disponibles dans les données d'indexations pour chaque répertoire *INDEX*, dans un fichier *INDEX.TAB*. Les images sont exploitables grâce à un couple de fichiers dans le dossier *DATA*. Nous avons donc les fichiers issus de la caméra qui ont pour extension *Nom.IMG*, associés aux descripteurs dont l'extension est *Nom.LBL*. J'ai utilisé deux programmes pour leur lecture. Le premier est *NASAView* (produit par le *California Institute of Technology*). Malheureusement cet outil n'offre pas la possibilité de conversion dans un format d'image plus usuel. J'ai donc utilisé un autre programme *img2png*, qui m'a permis d'ouvrir les images dans les outils que j'ai développés (SCILab, Python, etc.). Un dossier *BROWSE* contient les photos miniatures dans un format compressé plus courant (JPG – *Joint Photographic Experts Group*). Mais dans mon cas, recherchant des objets faiblement visibles, celles-ci sont bien trop petites (64×64 pixels) pour être utilisables. L'image 4.1 montre une image réelle en niveau de gris inversés afin d'en améliorer le rendu de l'impression sur papier.

4.2 Détection sur images réelles

J'ai présenté en section 3.2 la réalisation de cartes à l'aide de scripts Python, il est temps de les paramétrer avec des données réelles. L'image 4.1 à été préparée pour les analyses post-mission (*Processing level 2*), ce qui permet d'avoir des éléments complémentaires tels que :

```
IMAGE_TIME      = 2014-05-08T13:18:17.342
RIGHT_ASCENSION = 248.383995 <deg>
DECLINATION     = -13.691660 <deg>
Source          : filename.LBL (méta-données)
```

C'est donc à partir de ces valeurs que j'ai recherché des astéroïdes connus dans le champ de vue. L'interrogation des catalogues Tycho-2 et Astorb permet de générer la liste d'objets qui sont représentés sur l'illustration 4.2, en fonction des magnitudes accessibles

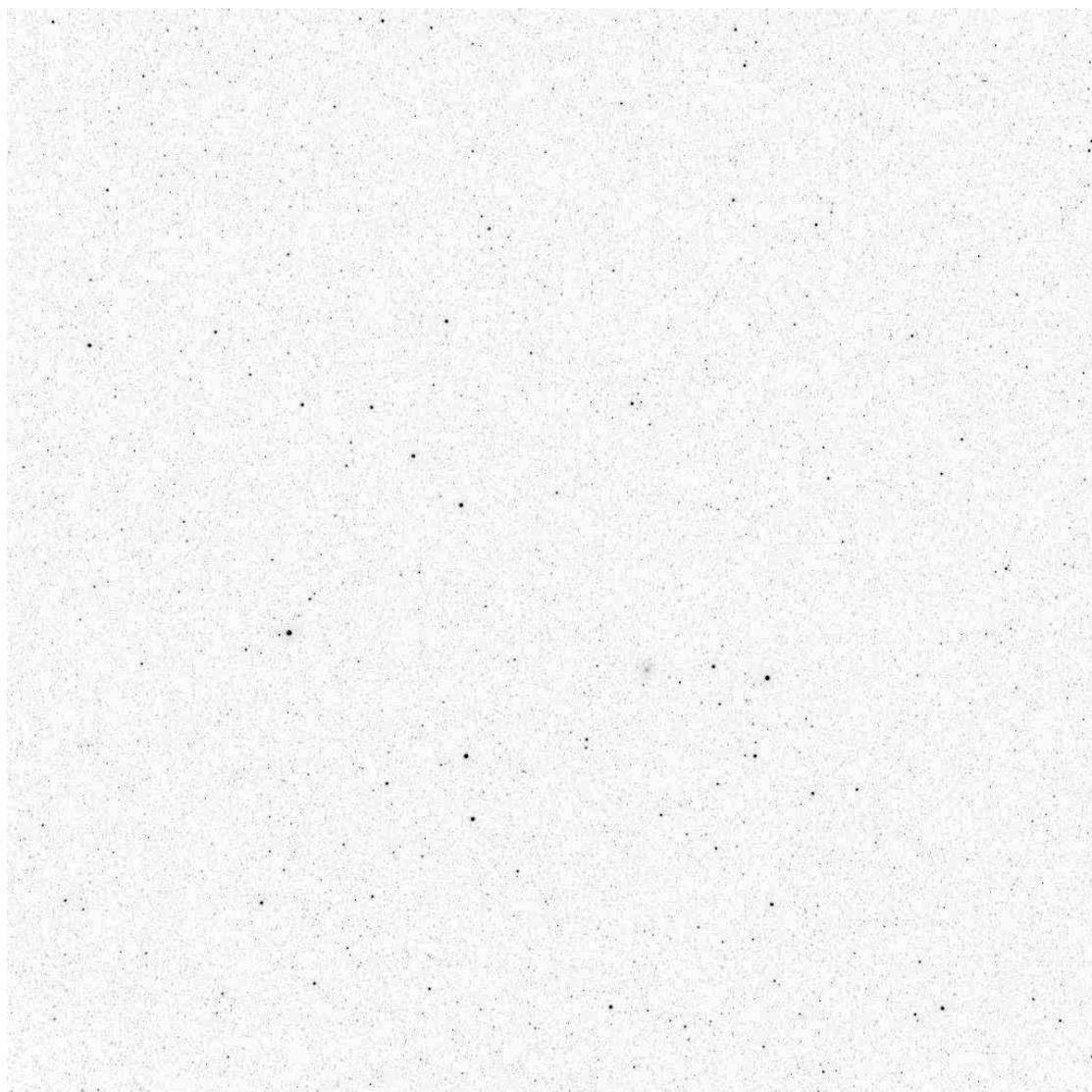


FIGURE 4.1 – Champ de vue NAVCAM

(Source : [ESA/Rosetta-NAVCAM⁵](#))

à la NAVCAM (*cf.* table A.1). Idéalement la magnitude apparente des astéroïdes devrait être recalculée en fonction des distances objet–sonde et objet–Soleil, afin de s’assurer de leur visibilité en amont de la mission. Une réduction astrométrique rend possible la mesure de la position des astéroïdes dans les images. Dès lors, celle-ci sera recalculée pour la date de l’image, ce qui est primordial pour la précision de la localisation [51] .

4.2.1 Utilisation de l’Observatoire Virtuel (OV)

Le *Portail Système Solaire*, Observatoire Virtuel de l’IMCCE (Observatoire de Paris / CNRS) donne accès à diverses applications permettant d’effectuer les mesures. L’accès aux outils se fait de trois manières, soit en ligne via des formulaires *webservices* en com-

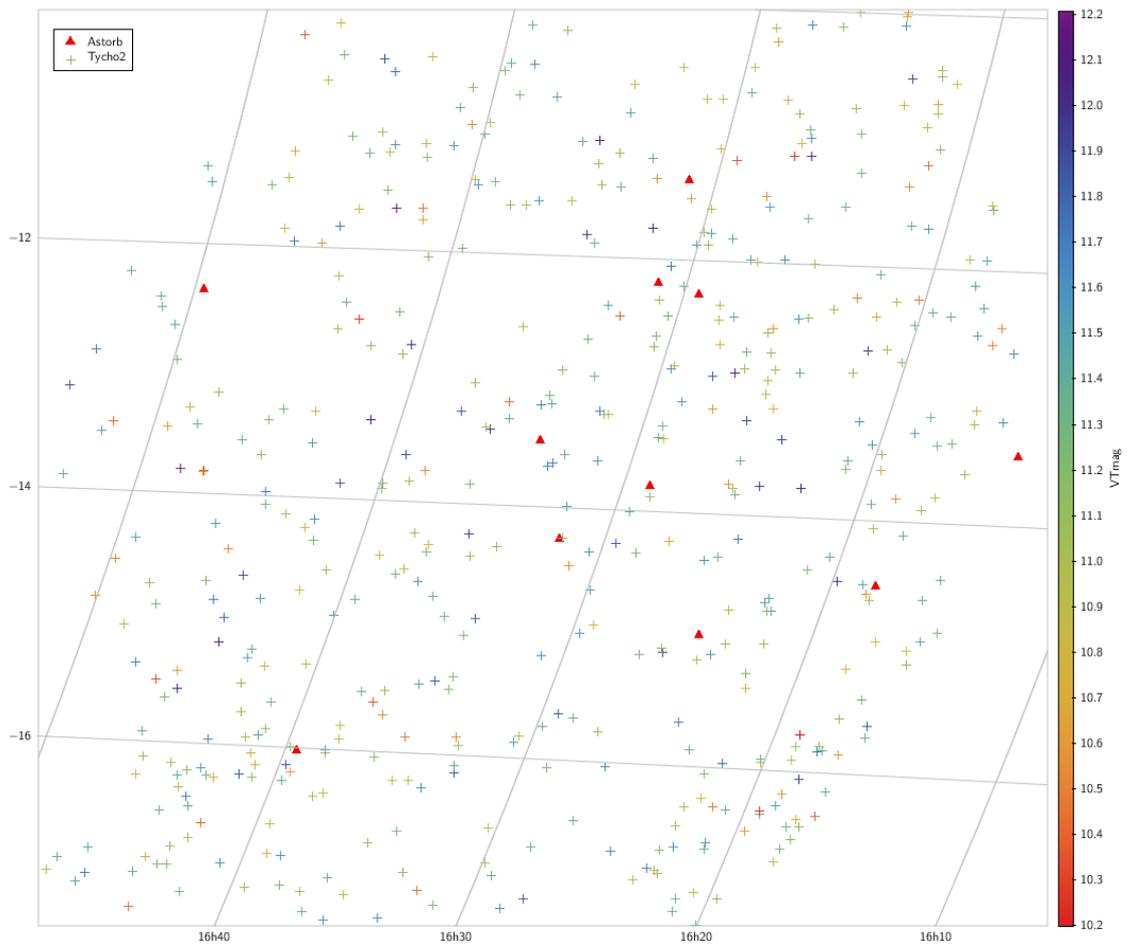


FIGURE 4.2 – Extraction Python

plétant les champs requis, soit par des requêtes basées sur des protocoles réseaux (*curl*, *get*, etc.). Et enfin, grâce à un outil développé en langage JAVA « *Aladin* », distribué via le centre de données astronomiques de Strasbourg (Université de Strasbourg / CNRS), ce dernier étant plus complet.

J'ai utilisé le service « *Skybot* » afin de générer des cartes synthétiques à partir d'un large choix de catalogues. Un export local des données génère la liste des objets (étoiles, astéroïdes et planètes) présents dans le champ (*Fov*). Compte-tenu des informations à disposition, et de la possibilité de rechercher les objets directement dans le champ de vue de *Rosetta* (pour rappel les *kernels* de la sonde sont intégrés à *Skybot*), il suffit de saisir les éléments comme le montre l'illustration 4.3. Les paramètres d'entrée sont donc le centre de champ, la date de prise de vue (*Epoch*), le champ de vue (5° correspondant à la NAVCAM de *Rosetta*). Ces données, au format *VOTable*, *HTML* ou texte, sont alors facilement utilisables afin d'avoir un aperçu visuel des objets sur le champ d'étoiles. Il en résulte que treize astéroïdes sont présents dans le champ de vue, en interrogeant la base pour les familles d'objets *Inner*, *Middle*, *Outer* et *Trojan*.



Cone Search Resolver getAsterClass Status

.. Cone Search Query Form ..

Epoch (UTC):

Target:

Objects: Asteroids Planets Comets

Radius (arcsec):

Observer: (IAU code list)

Filter:

Output: Object Basic Obs All

Resolve Target

Search Objects

FIGURE 4.3 – Cone Search Skybot

Concernant Aladin, j'ai chargé les catalogues à partir du menu *Couverture*. Pour ajouter

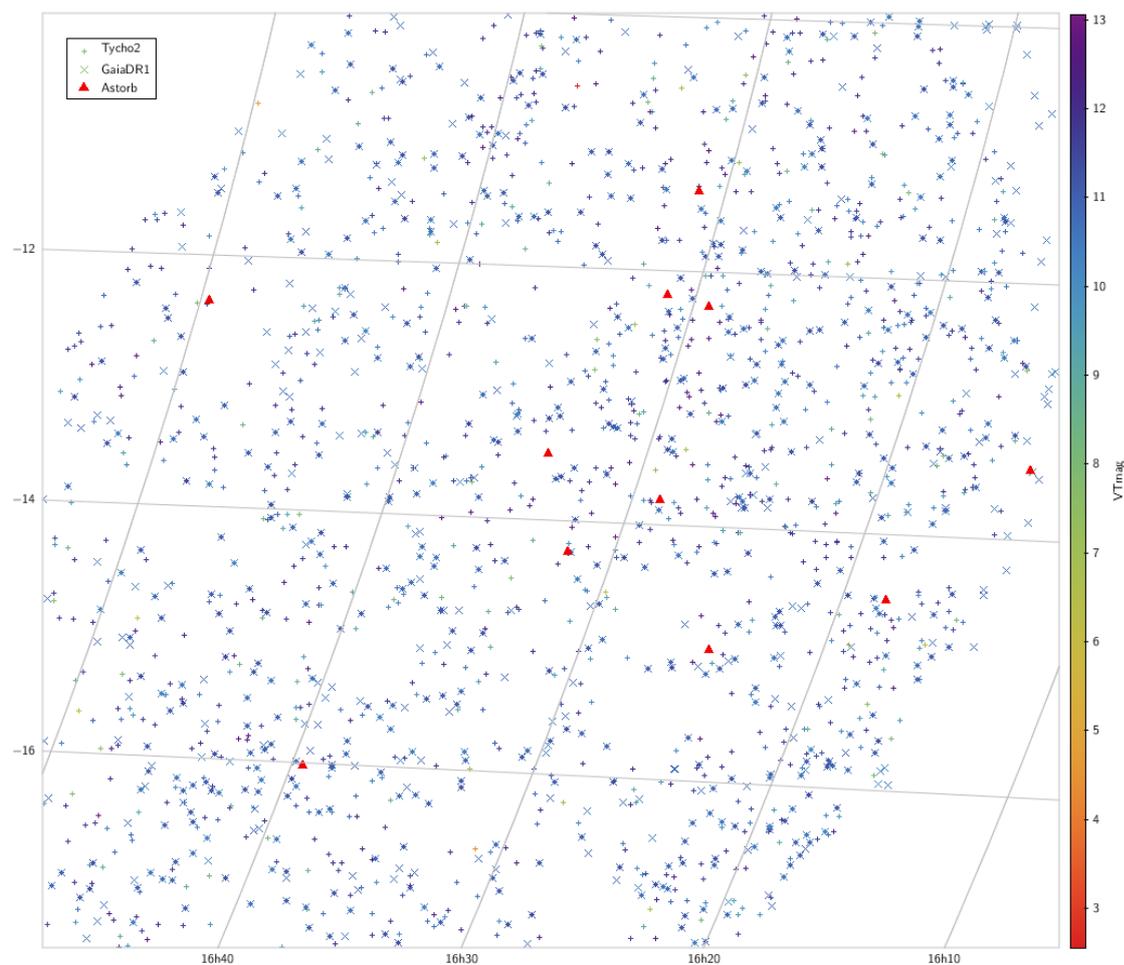


FIGURE 4.4 – Extraction Tycho2/GAIA, Fov Rosetta

à la vue les astéroïdes présents dans le champ, j'ai effectué une requête vers l'observatoire



virtuel en indiquant *rosetta* pour *observateur* avec les données images précédentes. L'*OV* me donne une liste de 16 astéroïdes potentiellement présents dans le champ de vue. Si je me réfère à l'étude faite en section 3.3.2, seuls 3 objets restent viables, comme le montre le tableau 4.1.

Nom	RA	Dec	Class	Mv	RA J2000	Dec J2000
2008 TV55	16 h 31' 06.2136''	-11 ° 22' 04.151''	MB>Hilda	20.5	247.7759 °	-11.3679 °
2017 XB36	16 h 30' 45.6863''	-10 ° 19' 30.607''	MB>Hilda	21.3	247.6904 °	-10.3252 °
2010 FM75	16 h 40' 46.7057''	-09 ° 17' 10.621''	Trojan	23.1	250.1947 °	-09.2863 °

TABLE 4.1 – Astéroïdes détectés

La figure 4.5 reprend ces données, les cercles représentent les étoiles qui sont issues des catalogues Tycho-2 et Gaia ayant servi à la réduction astrométrique, et les triangles rouges sont les 16 astéroïdes. Malheureusement la magnitude requise pour les détecter est probablement trop éloignée des capacités de la caméra de navigation, de plus les dates de découverte ne sont pas prises en compte. Sur l'ensemble des données manipulées, la magnitude visuelle (*Mv*) est trop souvent inaccessible. Si l'on veut conserver des images exploitables pour effectuer une navigation optique, une magnitude de 15 à 20 pour des temps de pose ne dépassant pas quelques dizaines secondes (≤ 30 sec.) semble accessible.

4.3 Estimation de la position de la sonde

4.3.1 Calcul avec les données images

La section précédente nous a permis d'obtenir un certain nombre de données concernant l'image 4.1. Comme mentionné à la section précédente, le hasard fait qu'un des objets apparemment présent dans le champ (2017 XB36) n'était pas découvert au moment de la prise de vue, mais cela ne gêne pas les mesures dans l'image. On remarque que la magnitude des astéroïdes présents est au dessus de la 20^e *mag.*, ce qui implique des temps de pose probablement plus importants que ce qui a été envisagé pour les paramètres de la chaîne d'acquisition (*cf.* section : 3.1). Pour commencer, regardons les mesures astrométrique de l'image qui sont résumées dans le tableau 4.2.

Paramètres	RA	Dec
Centre de champ	16h 33' 35,40''	-13 ° 41' 4,63''
	248,398 °	-13,685 °
Résolution	17,5 arcsec	
Taille	4,98 °	4,98 °

TABLE 4.2 – Astrométrie NAVCAM

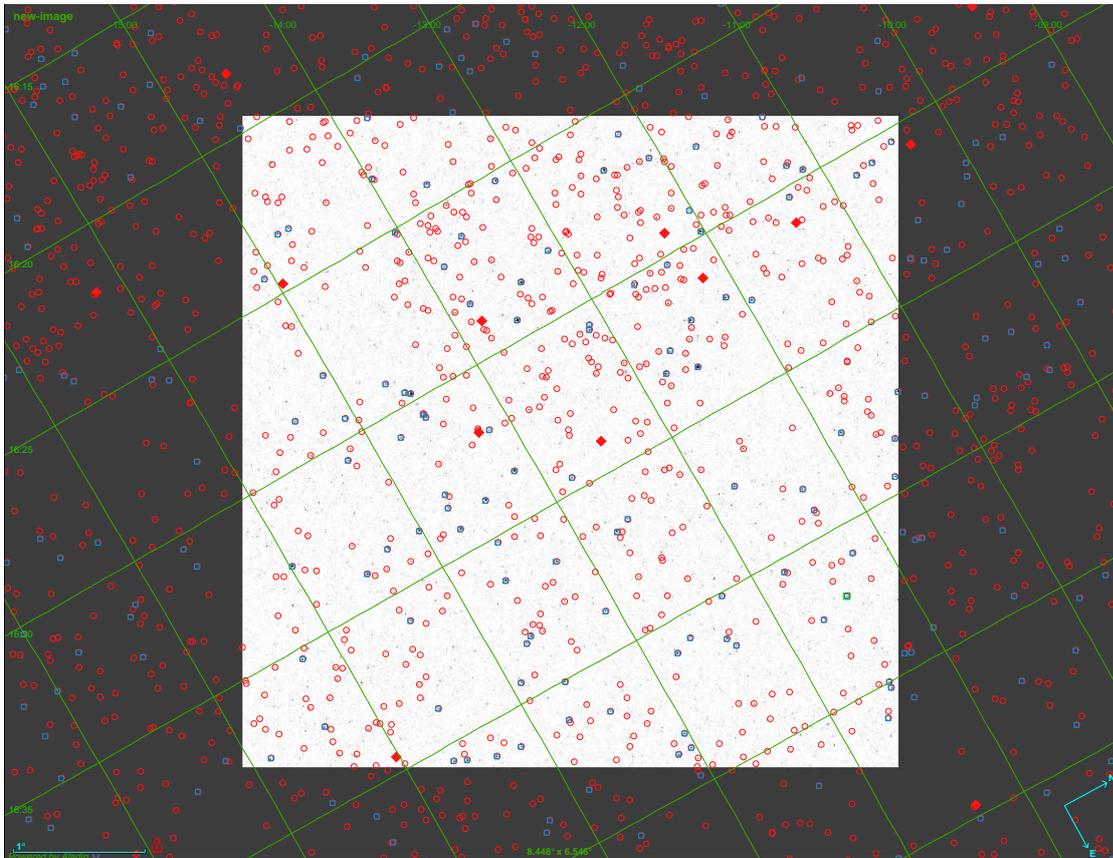


L'image ainsi réduite, l'identification des objets à l'aide des éphémérides de positions permet leur mesure directement dans l'image. La détermination du centre par la méthode du barycentre (selon le principe de l'illustration 2.7) n'est pas aussi précise que voulu, la compression du fichier source ajoutant un bruit non négligeable à l'image.

Nom	RA	Dec
2008 TV55	16 h 31' 57,30''	-12° 24' 59,3''
2010 FM75	16 h 41' 45,86''	-12° 08' 15,0''
2017 XB36	–	–

TABLE 4.3 – Astrométrie Astéroïdes

Le troisième astéroïde, 2017 XB36 n'est pas visible dans l'image, je n'ai donc pas de mesure le concernant. La réduction de l'image donne un écart astrométrique inférieur à 2' de degré en ascension droite, mais approche les 3° en déclinaison par rapport aux éphémérides de la base [ASTORB](#) pour les deux objets.

FIGURE 4.5 – Champ de vue *Rosetta* Astorb/Tycho 2/GAIA DR2



4.3.2 Interprétation des mesures

L'utilisation de l'image 4.1 impose certaines restrictions. En effet, nous n'avons pas les paramètres liés à la *Navcam* de *Rosetta* permettant de connaître la focale exacte (seulement l'arrondi théorique cf. A.1), ou encore de corriger les éventuelles rotations des axes de référence liées au positionnement du capteur de la caméra (détails en section 2.3.1). Nous devons donc utiliser les coordonnées approximatives du centre optique, que l'on retrouve dans le fichier de description image, et les coordonnées des étoiles contenues dans le champ de vue. Ainsi en appairant un nombre important d'objets célestes (étoiles) issus d'un catalogue, le modèle de calcul va optimiser la projection sur le plan image. L'avantage réside dans la pratique, car en incluant les transformations (projections et rotations) nous allons par ce fait corriger un certain nombre de paramètres. La longueur focale, par exemple, va être ré-estimée, ainsi que certaines déformations optiques de l'image, ce qui doit améliorer le résultat de la mesure.

Influence du catalogue d'étoiles

Les catalogues d'étoiles servent principalement de référence pour la restitution d'attitude des sondes. Embarquer un catalogue tel que *GAIA* représente encore un verrou technologique au regard de sa taille. Toutefois, il n'est pas nécessaire d'avoir à disposition l'ensemble des données. En outre les étoiles peuvent être utilisées comme points de mesure pour la réduction astrométrique afin d'évaluer les déformations de champ. Dans ce cas, la mesure de position des astéroïdes sera d'autant meilleure. Compte-tenu du tableau 4.4 ci-dessous, les données du *GDR-2*⁶ peuvent être considérées comme une référence pour les calculs de rattachement aux étoiles (réduction astrométrique). Finalement, par application de l'estimation de coordonnées images à partir d'une quantité importante d'étoiles sur une courte période entre les acquisitions, certaines corrections théoriques sur ces objets ne sont plus strictement nécessaires (aberration de la lumière, vitesse propre, ...) pour l'époque de l'image.

	Tycho2	GAIA
Nombre d'objets	2 539 913	>1 600 000 000
Densité (deg ²)	150	750 000
Magnitude (Classe G2V)	6 à 12	3 à 12
Incertitude de position (mas)	< 60	< 16.10 ⁻³
Incertitude de mouvement propre (mas.an ⁻¹)	< 2,5	< 10.10 ⁻³
Erreurs systématiques (mas)	< 1	<< 1

TABLE 4.4 – Comparaison des principaux champs des catalogues discutés

6. *Gaia Data Release 2*



Influence du catalogue d'astéroïdes

Nous avons détaillé en section 2.1.3 du chapitre 3 les catalogues d'astéroïdes. Nous constatons ici l'importance d'avoir un certain niveau d'exactitude dans les éphémérides de ces objets. Pour l'identification dans l'image, j'ai été contraint d'utiliser la position à priori d'astéroïdes présents. Certes la compression a engendré une chute du rapport signal sur bruit de l'image, mais la détection à une magnitude élevée reste difficile. Si la position estimée de l'objet est inexacte, il est possible d'identifier le mauvais objet, et d'induire des erreurs. L'écart mesuré, par rapport aux éphémérides après reconstruction de la position pour le premier astéroïde (2008 TV55), est de l'ordre de 4.10^3 km dans la direction objet-Soleil. Pour le second objet (2010 FM75), nous sommes sur un écart de 1.10^6 km! Ces mesures (*cf.* table 4.5) rendent l'estimation de la position impossible à quantifier, seule la notion d'orientation reste viable en se basant sur l'observation. La méthode repose sur l'estimation de l'angle apparent entre les astéroïdes et le centre du repère caméra. La fréquence des mises à jour de la base [ASTORB](#) lui confère un avantage dans cette tâche, mais une campagne préparatoire sera toujours préférable. Comme mentionné à la section précédente, l'astéroïde 2017 XB36 n'étant pas découvert

	2018 TV55	2010 FM75
$\mathbf{v}_{\text{ast}/\star}$ [UA](image)	4,753367569	6,18898439
$\mathbf{v}_{\text{ast}/\star}$ [UA](éphém.)	4,753341169	6,18140046
Diff. (UA)	0,0000264003	0,00758393
Diff. (km)	$3,95.10^3$	$1,13.10^6$

TABLE 4.5 – Vecteurs Soleil / Objets

au moment de la prise de vue, la qualité de son éphéméride sera indéniablement moins bonne, ce qui aura un impact sur la robustesse du filtre, comme nous allons le voir par la suite.

4.4 Résultats

Le chapitre 3 a proposé quelques méthodes appliquées à la vision permettant le développement d'algorithmes de navigation spatiale. Pour rappel, la navigation astronomique permet d'estimer l'attitude générale à partir des étoiles (section 2.1.2). La section 2.1.3 a montré qu'il y a un nombre suffisant d'objets proches (distance non infinie) permettant la mesure d'angles destinée à estimer une position au cours du temps. Ces hypothèses reposent sur des méthodes utilisant la vision par ordinateur. La section 2.2 décrit la possibilité de simuler les acquisitions d'images, et d'y associer les traitements permettant l'utilisation de ces données à destination des algorithmes de localisation. Je vais donc



appliquer la méthode décrite au chapitre précédent (*cf.* section 3.5) en paramétrant mes logiciels avec ces nouvelles données.

4.4.1 Mise en œuvre du logiciel astronomique de positionnement

L'algorithme de localisation proposé requiert a minima un modèle cinématique du mouvement. Les images de *Rosetta* contiennent, pour certaines, des informations vectorielles, mais ne renseignent pas sur la dynamique de la sonde. Pour solutionner ce point on peut utiliser les *kernels* SPICE avec lesquels nous allons pouvoir estimer la position de la sonde, pour comparer et tester mon système. Nous connaissons les valeurs du vecteur sonde-Soleil, et astéroïdes-Soleil, données que j'intègre au simulateur. La position calculée par mon approche d'un filtre particulière pourra donc être comparée à la position calculée via SPICE qui est alors considérée comme référence (les *kernels* sont ajustés). Il est certain qu'en utilisant un modèle dynamique corrigé par les observations, le résultat de la localisation est d'autant plus robuste.

La majeure partie des applications SPICE se codent en langage Fortran, même si des portages en langage C ou Python commencent à être disponibles. Le principe consiste à charger les *kernels* correspondants (*eg.* *DE431.bsp* pour les théories planétaires), dans un repère choisi (*eg.* *frame.fk*). Il en va de même pour les astéroïdes identifiés, il reste à charger le *kernel* correspondant et à appeler la procédure permettant d'estimer la position de ceux-ci. Pour une période courte nous allons pouvoir créer une liste de positions, ou plus exactement de différences de positions entre la théorie et l'observation : le couple $(\overline{O - C})$. Mon application utilise le [SSB](#) comme origine du repère pour mes calculs, qui est un système de référence inertiel. Les vecteurs positions des objets se feront vers ce point d'origine.

J'ai utilisé les précisions des astéroïdes de départ de la mission *Rosetta* extrapolées aux éphémérides dont l'incertitude est différente aux dates des images. De ce fait les valeurs connues et accessibles aujourd'hui pour ces objets n'ont pas d'intérêt à la date de l'exemple. En effet, les données, y compris les *kernels* sont remis à jour régulièrement et je ne peux que paramétrer le jeu de dates pour les calculs sans savoir ce qui a été corrigé par le [NAIF](#). Il est important pour la préparation d'une mission, comme je l'ai déjà mentionné, d'organiser une campagne d'observation sur les principaux objets pouvant être utilisés. Le biais des positions sur la période de la mission peut être ainsi amélioré. En effet, les trajectoires des objets dynamiques peuvent être anticipées, de ce fait il est recommandé d'avoir des observations en amont afin d'affiner les éléments orbitaux. Après quoi, une simulation d'un plan de vol qui va en quelque sorte, permettre de préparer un catalogue spécifique nécessaire au bon déroulement de la navigation. Il est indispensable d'avoir des éphémérides de qualité sur la durée de la mission. Cela revient à connaître la précision accessible pour une date donnée. Pour les estimations



présentes dans cet exemple, j'ai considéré les éphémérides comme « parfaites » en utilisant les données issues du *GDR-2*, ce qui n'est certainement pas le cas, mais c'est en comparaison des données utilisées lors de la mission *Rosetta* (Tycho-2).

La simulation d'état consiste à rentrer les paramètres de la mission dans mon programme. Ce sont donc les coordonnées de la caméra de *Rosetta* au moment de la prise de vue, c'est à dire le vecteur sonde-Soleil (noté `SC_SUN_POSITION_VECTOR`, dans les archives d'images) qui vont être utilisées pour l'estimation de la pose. L'[ESA](#) analyse les missions avec SPICE, il est donc possible de reprendre les mêmes résultats, pour obtenir l'ensemble des positions et des directions utiles à la simulation comme le montre le tableau 4.7. De même, les différents *kernels* SPICE peuvent calculer les positions de nombreux objets, les changements de repère utiles, etc. J'ai calculé les vecteurs relatifs aux astéroïdes avec SPICE pour obtenir les données du tableau 4.6.

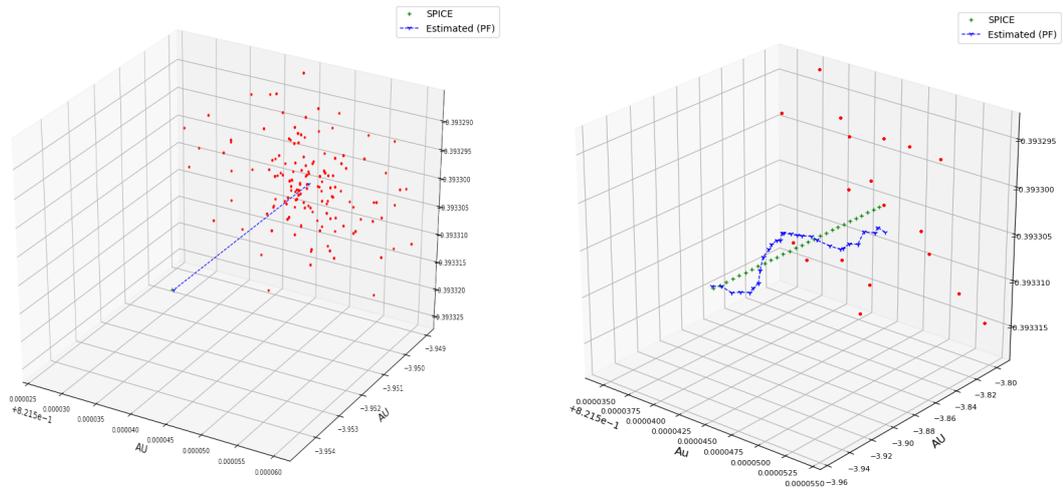
Astéroïdes _{SSB}			
(AU)	X	Y	Z
2008 TV55	0.512605542	-4.719355124	-0.243193825
2010 FM75	-0.000126292	-6.187322433	0.144963638
2017 XB36	1.204201590	-4.883775922	-0.255070335

TABLE 4.6 – Positions SPICE pour les astéroïdes/☼[AU]

<i>Rosetta</i> _{SSB}			
(AU)	X	Y	Z
<i>Rosetta</i>	0.82154471089719	-3.96025517804594	-0.39330513669571

TABLE 4.7 – Position SPICE pour *Rosetta*/☼[AU]

J'ai réalisé l'estimation de la position à la date de l'image, mais également poursuivi les itérations afin d'observer le comportement de l'algorithme comme le montre l'illustration 4.6. La figure 4.6(a) montre une estimation issue du calcul de la position provenant de l'image 4.1. L'estimation de la figure 4.6(b) permet d'observer la dispersion existant sur la répartition volontairement bruitée des particules, et donc des positions possibles qui en résultent. Cela signifie que sans un modèle clairement établi, seul le paramètre du bruit, qui est intégré de façon aléatoire comme dans cet exemple, reste synonyme de la position la plus probable (critère de vraisemblance). Pour vérifier cet aspect, j'ai utilisé deux approches, la première est de bruite la trajectoire souhaitée (calculée), et de considérer les amers comme étant fixes qui est illustré par le graphique 4.8. La seconde approche est de considérer la trajectoire comme stable et continue pour ne bruite que la position des amers, ce que montre la figure 4.7. Dans les deux cas le filtre converge



(a) Estimation à $t+1$

(b) Estimation à $t+30$

FIGURE 4.6 – Prédiction comparée SPICE / filtre particulaire [AU]

vers une solution au sigma caractéristique du critère de vraisemblance du filtre.

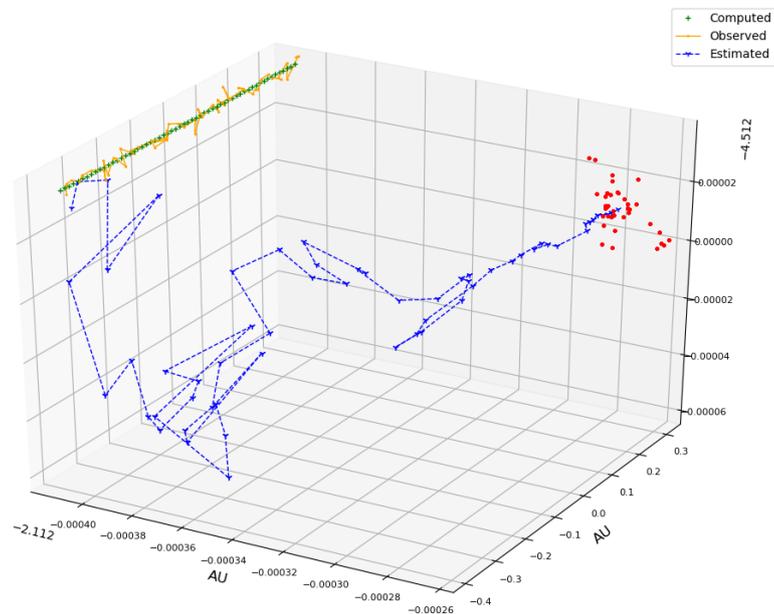


FIGURE 4.7 – Estimation de la pose avec des positions d'astéroïdes bruitées

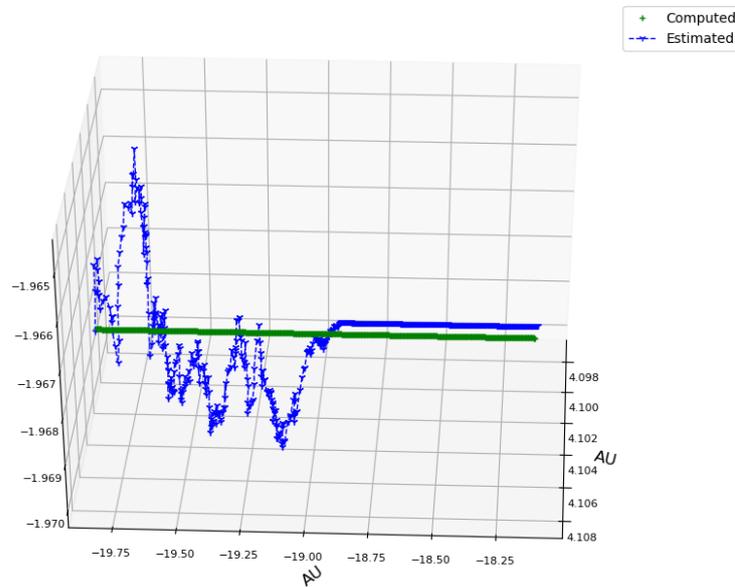


FIGURE 4.8 – Estimation de la pose avec une trajectoire observée bruitée

4.4.2 Liens avec les applications terrestres

Depuis plus d’une décennie la robotique mobile ambitionne les grands axes de développement tels que les services (aide à la personne, sécurité générale, . . .), et bien entendu les véhicules autonomes. Le point commun essentiel à ces travaux et à leur fiabilité est le système de navigation. Les algorithmes mis en œuvre à l’IRSEEM sont variés et ont inspiré une partie de mes recherches. En effet, nous avons remarqué que les traitements d’images effectués, pour le spatial comme pour les applications terrestres, ont des besoins très similaires, les capteurs étant souvent très proches.

La localisation terrestre est bien souvent calée sur des cartes complètes de l’environnement (*SLAM*, cartographie et localisation simultanées), ce qui permet la construction dynamique d’une carte afin de s’y localiser. Pour ce faire, le véhicule doit avoir un moyen d’estimer sa distance par rapport aux divers éléments constituant la scène. Ce cas de figure n’est bien entendu pas applicable à la navigation spatiale. Toutefois, il n’est parfois pas possible de reconstruire ce type de carte, notamment en extérieur avec des conditions environnementales changeantes. C’est pourquoi il a fallu trouver d’autres estimateurs, plus robustes et réactifs [47]. L’utilisation d’un filtre particulière en navigation terrestre repose sur la mise en œuvre de capteurs multiples (*GPS*, *IMU*, etc.), ce qu’une fois encore nous ne pouvons utiliser dans l’espace lointain. Seule l’utilisation des angles apparents



reste envisageable, et c'est ce qui a été mis en pratique ici. Des perspectives nouvelles se sont ainsi dessinées, comme l'idée de développer une librairie commune de localisation terrestre et spatiale, avec une réflexion autour de la quantification des incertitudes liée à l'utilisation de filtres paramétriques.

4.4.3 Bilan de l'application à *Rosetta*

Les nombreuses simulations effectuées avec les outils présentés montrent l'intérêt que peut avoir le filtre particulière dans la détermination de la position en phase voyage. Le tableau 4.8 montre pour l'estimation de la position à +/-870 km sur l'axe du déplacement de *Rosetta* que les écarts sur les autres axes sont moindres puisque j'utilise un modèle simplifié, en limitant à une translation et une rotation. La position observée provient des données de l'ESA mesurée par le DSN. Pour caler les mesures avec une seule image (ce qui n'est pas la réalité ou une succession d'images est à disposition), j'ai fixé les conditions initiales de mon logiciel avec les données de cette dernière. Les données SPICE servant à modéliser la trajectoire de la sonde. La sonde se déplace sur l'axe Y , ce qui explique que l'estimation sur les axes X , et Z ne représente une différence égale aux arrondis de calculs (*c-à-d.* 150 km). Ainsi, l'ordre de grandeur sur un pas sous-échantillonné, puisque je n'ai qu'une seule image, donne un écart de l'ordre de 1000 km sur l'axe du mouvement. La dernière ligne donne la moyenne des différences sur 40 jours à partir des mêmes conditions initiales, donc en suivant le modèle SPICE. Cette moyenne montre la convergence de la méthode, la différence étant ramenée à 70 km.

En comparaison, les calculs avec SPICE donnent un écart inférieur à 5 km sur l'axe de

S/C_{SSB}			
(AU arrondi)	X	Y	Z
Observé (DSN)	0.8215447	-3.960255	-0.3933051
Estimé	0.8215447	-3.960249	-0.3933051
$(O - C) [km]$	1.5	870.66	5.98
$(\overline{O - C}) [km]$	-0.2	70.6	-0.8

TABLE 4.8 – Position Estimée pour *Rosetta*/★[AU]

déplacement (hors *spin*), et une position quasiment identique sur les autres axes puisque la correction à sans doute été faite à partir des mêmes observations du DSN. Ce dernier point démontre qu'en utilisant une position d'amer le plus fiable possible, la détermination et le suivi de la position seront d'autant plus proches de l'observation.

Habituellement le positionnement via la mesure d'angle entre les astéroïdes donne un ordre de grandeur compris entre 3 et 5 km en utilisant les astéroïdes les mieux connus [42], c'est à dire avec un CEU inférieur à 1 seconde d'arc (*cf.* illustration 3.6).



Dans le cas de cet exemple, les objets dépassent la magnitude 20 avec un CEU supérieur à 10^5 secondes d'arc (ou totalement inconnu dans le cas du 3^e objet de l'exemple (voir le tableau 4.1). Malgré cela l'estimation de la position converge à l'ordre de grandeur près du σ (bruit appliqué aux particules) paramétré pour la distribution des particules. En ajustant les observations on estime les corrections ε (eq. 2.16). En considérant l'image de départ comme représentant les conditions initiales du modèle à la position \mathbf{P} , il est possible de réduire le coefficient σ à $^+/_-\varepsilon$, ε étant le paramètre de correction issu de l'ajustement. La nouvelle valeur de σ s'approche alors de $\sigma = \frac{(\mathbf{P}_0+\varepsilon)-(\mathbf{P}_0-\varepsilon)}{2\varepsilon}$. La position estimée sera donc améliorée au voisinage de ce nouveau σ , comme étant la nouvelle probabilité.

Conclusion

et perspectives

*« La science n'est pas seulement un disciple de la raison,
mais elle est aussi une romance et une passion »
Stephen W. Hawking.*



LES travaux décrits dans ce mémoire mettent en œuvre des algorithmes utilisés dans ce que nous appelons la *perception pour la robotique*. Cette captation d'informations est réalisée dans l'environnement où évolue le véhicule afin d'assurer une navigation robuste. Numériquement, l'organisation de données de nature variées et asynchrones rend particulièrement complexe le traitement des informations. En effet, le dynamisme de la scène peut rendre obsolète l'analyse initiale de par la multiplicité des modèles et des conditions d'acquisitions. C'est en tous cas l'une des problématiques classiques de la navigation autonome terrestre. Les travaux de recherches de l'IRSEEM reposent sur la mise en œuvre de capteurs optiques extéroceptifs, comme les caméras, et de fusionner leurs données avec un système de positionnement, comme par exemple une centrale inertielle. L'objectif est ici de pouvoir disposer d'éléments en temps réel pour une localisation précise en environnement complexe.

La précision de la localisation va découler de la précision du rendu de l'information par les capteurs, et de celle de la cartographie de l'environnement embarquée dans la sonde. Les modèles dynamiques des objets célestes étant corrigés par les observations, cela améliore d'autant la justesse des points de mesures. L'IMCCE est à même d'établir les théories des mouvements permettant de fournir des éphémérides de qualité et de fait que l'on peut évaluer. Pour des objets moins connus, des campagnes d'observations et de mesures sont organisées. Le catalogue GAIA nous fournit la plus grande quantité d'objets célestes avec une précision alors inégalée à ce jour. Pour une mission donnée, il est alors possible de créer en amont une base d'objets destinés à ce travail de localisation. De ce fait, les capacités de traitements embarquées évoluant, il est déjà possible d'avoir une extraction de la position à bord. En outre, l'identification des objets est délicate, celle-ci reposant sur l'exactitude de son éphéméride et de la qualité de la réduction astrométrique.

La transposition d'un filtre probabiliste d'un milieu complexe (urbain, ou industriel) à un environnement spatial est intéressant sur plusieurs aspects. Premièrement, le modèle dynamique de la sonde est connu, ce qui permet même en cas de changement de trajectoire de recalculer rapidement la probabilité de la position. Les éléments étant à même de venir perturber le système sont moindres, en effet il est rare de croiser une autre sonde spatiale lors d'une phase voyage. Nous avons vu au chapitre 2 que le nombre d'astéroïdes utilisables est important, ce qui garantit la possibilité de se localiser grâce à ces objets, à la condition de les identifier et donc d'en connaître l'éphéméride de position. La méthode décrite utilise des particules qui représentent un ensemble de positions probables de la sonde. Chacune de ces particules possède un vecteur d'état proche de celui de la sonde d'exploration. Le nombre de cas est lié au nombre de particules dont la vraisemblance de la position probable dépend. Il est possible d'en diminuer le nombre



de ces particules afin d'alléger les calculs en ajustant la précision (liée à la dispersion du nuage particulaire notée σ), ou lorsque la convergence de la solution est avérée (proche au σ près). A contrario, lors d'une plus grande disparité, l'augmentation du nombre de particules pourra améliorer la solution. Des simulations peuvent déterminer le nombre de particules optimal pour un compromis entre précision et temps de calculs en fonction de la situation (nombre d'amers). L'intégration d'algorithmes issus de la robotique mobile terrestre pour des sondes d'exploration ouvre de nombreuses perspectives et ne nécessite que peu d'adaptation. En l'état actuel de mon travail, il n'est pas possible d'imaginer pouvoir utiliser cette méthode lorsque la sonde est perdue. Cette notion de *lost-in-space*, c'est à dire dans le cas où la position n'est pas a priori connue, ou encore si l'écart de position ($\overline{O-C}$) est proche du niveau de bruit global. Le fait est que dans ce cas, même en supposant un très grand nombre de particules réparties dans toute la scène, les temps de calculs et leur complexité en sont les limites et rendent impossible l'initialisation du filtre. Une solution peut-être envisagée en recherchant les corps du système solaire les plus brillants, si l'on identifie le Soleil, Jupiter ou la Terre par exemple une première approximation est possible. Quand une estimation de ces objets est réalisée, la méthode proposée devrait pouvoir être initialisée.

Finalement la localisation d'une sonde d'exploration consiste tout d'abord à maîtriser la chaîne d'acquisition optique afin de s'assurer que les objets pressentis pour la détermination de la position seront effectivement présents dans l'image. Après quoi il faut avoir un calibrage précis permettant une réduction de l'image qui est déterminante pour obtenir les coordonnées des astéroïdes et des étoiles. Une modélisation des objets projetés sur le plan caméra permet leur identification. La même caméra peut-être utilisée à la fois pour déterminer l'attitude grâce aux étoiles, mais aussi pour la navigation en faisant l'acquisition des objets célestes servant d'amers. La détermination des orbites des objets célestes, en particuliers des astéroïdes permettant le bon fonctionnement du filtrage qui va déterminer la position de la sonde. À l'issue de ces traitements, le vecteur d'état de la sonde peut-être estimé, et va servir pour paramétrer la fonction de localisation.

Un apport certain lié à la méthode proposée est que la sonde, en embarquant cet algorithme de filtrage particulaire, aura la possibilité d'estimer elle-même sa position régulièrement. Le mouvement relatifs des astéroïdes, et des planètes est pris en compte grâce à l'utilisation des éphémérides.

La navigation optique existe, tout du moins dans son concept, depuis les années soixante. Mais ce sont les progrès liés, bien sur aux caméras, et aussi aux calculateurs qui sont toujours plus puissants, et disposent de toujours plus de mémoire, qui rendent fonctionnel cette méthode. Notre connaissance des objets de notre système solaire y tient



une place tout autant importante puisque cela promet d'avoir à disposition un plus grand nombre d'astéroïdes, et d'améliorer au fil du temps la prédiction de leur position.

De nombreuses améliorations sont possibles et devraient donner un système de localisation réellement exploitable. La première chose à faire serait de passer à un modèle dynamique de la sonde plus complet. Même simplifié celui-ci permettrait de prendre en compte la force de gravitation (relation du problème à deux corps), mais également la pression des vents solaire, et probablement un modèle de propulsion ionique. Ce dernier point concernant la motorisation électrique des sondes est une véritable question car contrairement à une motorisation chimique, les efforts sont créés par impulsion ce qui modifie véritablement les trajectoires.

Une maquette opto-électronique est en cours de développement (B.3), afin de pouvoir estimer une position terrestre. Dans ce cas, les étoiles sont utilisées classiquement pour retourner l'orientation au calculateur, et les objets mobiles, les astéroïdes bien sur mais également les satellites artificiels, qui sont destinés aux calculs des positions. Pour l'instant aucun catalogue n'est embarqué, l'appariement se fait par interrogation de serveurs internet.

Annexes

A.1 Les missions de références

A.1.1 La mission Gaia

Le satellite *Gaia*¹, dans la continuité d'*Hipparcos* (*High Precision PARallax COLlecting Satellite*), est une mission d'intérêt majeur pour l'**ESA**. Le lancement du satellite d'observation a été réalisé le 19 décembre 2013 depuis la base Kourou en Guyane française. L'objectif principal est la mesure de plus d'un milliard d'étoiles de notre galaxie.

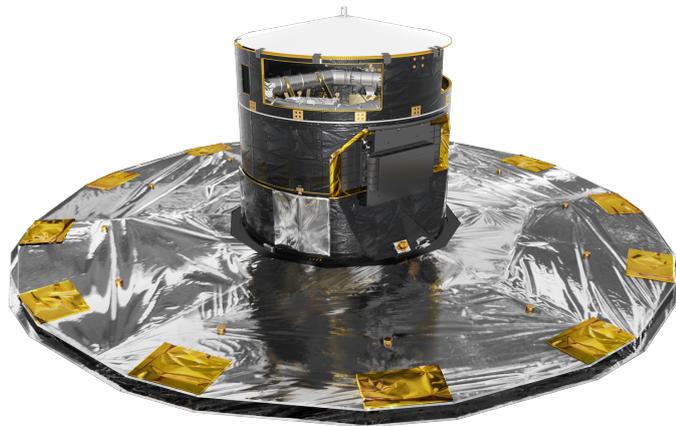


FIGURE A.1 – Gaia, vue d'artiste
(Source : ©ESA/ATG medialab)

Mais la prouesse ne s'arrête pas là, car la fusion des données astrométriques, photométriques et spectroscopiques aboutira à un catalogue dont la précision est époustouflante ($\ll 1 \text{ mas}$)! Le premier catalogue *GDR-1*, est diffusé en Septembre 2016 et contient les étoiles observées durant la première année de la mission [<http://gaia.obspm.fr/>].

1. *Gaia* n'est plus un acronyme depuis l'abandon du système d'interférométrie initial



La seconde version du catalogue a été mise à disposition le 25 avril 2018 dont les détails se trouvent sur le site de l'ESA.

A.1.2 La mission Rosetta

La mission *Rosetta* a été commanditée par l'ESA, et avait pour objectif ambitieux d'analyser une comète en y déposant un atterrisseur. Le lancement est effectué le 02 mars 2004 ; après dix années de voyage, la période d'observation de la comète *Churyumov-Gerasimenko* commence après une phase de mise en veille de 31 mois. Cette partie de la

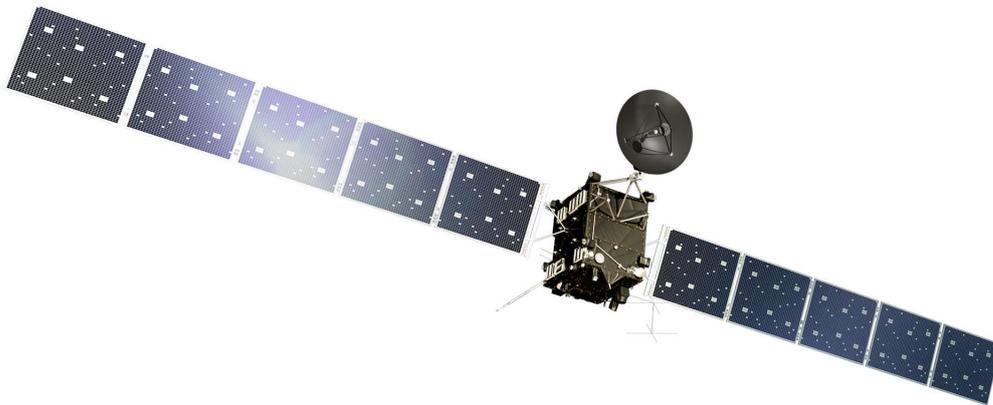


FIGURE A.2 – Rosetta, vue d'artiste
(Source : ©ESA/ATG medialab)

mission, est proche des apports que se veulent mes travaux sur la navigation autonome. La mission prendra une fin programmée le 30 septembre 2016. Pour la chronologie se référer au site de l'ESA [www.esa.int/fre/ESA_in_your_country/France/Rosetta], ou du Centre National d'Études Spatiales (CNES) [www.rosetta-cnes.fr/rosetta/mission/chronologie.html]. Les données de la mission sont accessibles publiquement via le site internet de l'agence spatiale ESA [psa.esac.esa.int], j'ai donc utilisé cette source pour ce chapitre.

La caméra de navigation de Rosetta

Les paramètres physiques de la caméra de navigation (NAVCAM) de la sonde d'exploration *Rosetta*, sont décrits dans un document de référence (RO-SGS-IF-0001 - version 5.2, daté du 18 Juillet 2016), et sont repris dans le tableau A.1. Ces paramètres ont été utilisés pour les simulations liées à la chaîne d'acquisition optique, ceci permettant d'obtenir le nombre théorique d'objets pouvant répondre à la problématique de la localisation spatiale (voir en section 2).



Paramètre	Valeur	Commentaire
Capteur	CCD	CCD47-20 (e2v)
Nb. pixels	1024 x 1024	•
Dynamique	12 bits	4095 niveaux
Taille pixel	13 μm	•
Focale	152.5 mm	•
Ouverture	70 mm	(atténuation 30mm)
Résolution pixellique	17.6"	•
Magnitude limite	Mv=11	$t_e = 5''$ (SNR ≥ 5)

TABLE A.1 – Caractéristiques de la NAVCAM Rosetta

A.2 Éléments orbitaux

Les éléments orbitaux permettent de reconstruire la trajectoire d'objets célestes soumis aux effets gravitationnels, majoritairement dus à la masse solaire. Ces éléments définissent la taille de l'orbite, ainsi que son orientation par rapport au plan d'observation. Les méthodes employées sont diverses (ex. Gauss, Laplace, ...), mais fournissent six paramètres pour une époque donnée.

Les astéroïdes ont une orbite elliptique, c'est à dire que l'excentricité (e) est comprise entre 0 et 1. Un des foyers de l'ellipse est le Soleil. L'excentricité et le demi-grand axe (a) définissent la trajectoire dans le plan, donc la taille de l'orbite. L'inclinaison (i) par rapport à l'écliptique ; la longitude du nœud ascendant (Ω) et l'argument du périastre (ω) définissent l'orientation dans le plan. L'anomalie moyenne M est l'évolution de l'angle à une date donnée par rapport au précédent passage au point le plus proche du Soleil. Une matrice des conditions initiales constitue le système $(a, e, I, \Omega, \omega, M)_{\tau_0}$ à la période τ_0 , couramment utilisé.



CHAPITRE **B**

Documents divers

Astronomy and Astrophysics

Editor in Chief: T. Forveille

T. Forveille

Astronomy & Astrophysics
Observatoire de Paris
61, avenue de l'Observatoire
75014 Paris, France

Tel.: 33 0(1) 43 29 05 41
Fax: 33 0(1) 43 29 05 57
e-mail: aanda.paris@obspm.fr
Web: <http://www.aanda.org>

merging
Annales d'Astrophysique
Arkiv for Astronomi
Bulletin of the Astronomical Institutes
of the Netherlands
Bulletin Astronomique
Journal des Observateurs
Zeitschrift fur Astrophysik
Bulletin of the Astronomical Institutes
of Czechoslovakia

Paris, February 17, 2017

Reprint Permission

Material:

Fig. 2 in Michalik et al. 2015, A&A, 574, A115

To be used in:

PhD thesis, IMCCE, Observatoire de Paris

Permission granted to:

Yann Duchemin
IMCCE, Observatoire de Paris, France
yann.duchemin@gmail.com

I hold copyright on the material referred to above, and hereby grant permission for its use as requested herewith. Credit should be given as follows:

Credit: Author, A&A, vol, page, year, reproduced with permission © ESO.



Thierry Forveille
A&A Editor-in-Chief

Sponsored by Argentina, Austria, Belgium, Brazil, Chile, Czech Republic, Denmark, Estonia, Finland, France, Germany, Greece, Hungary, Italy, Netherlands, Poland, Portugal, Slovak Republic, Spain, Sweden, and Switzerland.

Produced and distributed by EDP Sciences for ESO.

Illustrations diverses

B.1 Photos d'illustrations personnelles

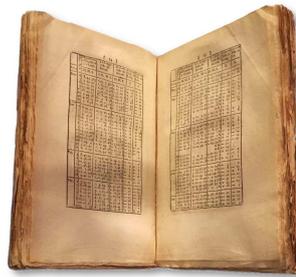


FIGURE B.1 – Éphémérides du XVII^e siècle, Musée d'Édimbourg

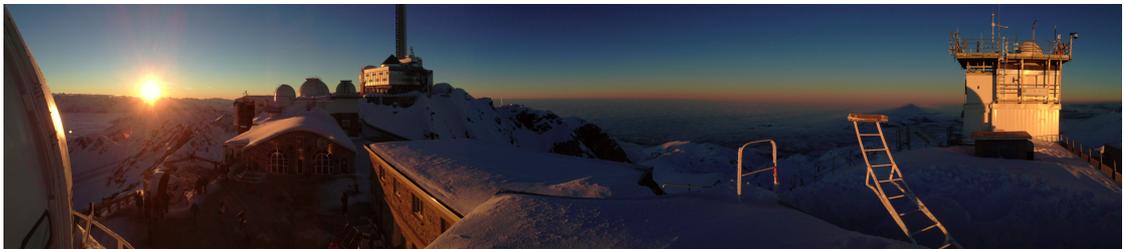


FIGURE B.2 – Campagne d'observations

– E. Saquet, V. Lainey, Y. Duchemin –

(©2015 - Obs. du Pic-du-midi / S2P / OMP / IMCCE)



FIGURE B.3 – Développement d'un prototype embarqué

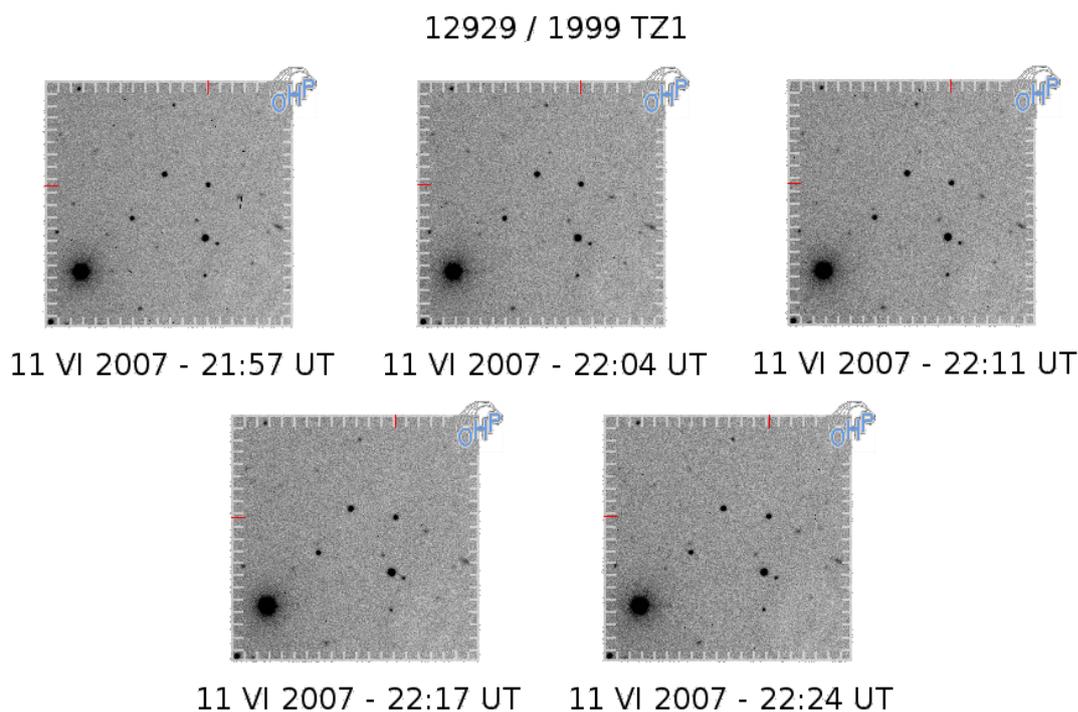


FIGURE B.4 – Campagne d’observations

– Y. Duchemin –

(©2007-Obs. H^t-Provence / CNRS / IMCCE)

B.2 Références en ligne

Les références en ligne citées dans cette thèse sont listées ci-dessous, et vérifiées à la date du 28 janvier 2019.

- <http://www.nationalmuseum.af.mil/>, page 4.
- <http://www.apolloarchive.com/>, page 5.
- <https://media4.obspm.fr/>, page 11.
- <https://minorplanetcenter.net/>, page 37.
- <ftp://ftp.lowell.edu/pub/>, page 37.
- <http://vo.imcce.fr/webservices/skybot/>, page 37.
- <https://gea.esac.esa.int/archive/documentation/GDR2>, page 46.

Copyrights : <https://www.cosmos.esa.int/gaia>, processed by the *Gaia* Data Processing and Analysis Consortium (DPAC, <https://www.cosmos.esa.int/web/gaia/dpac/consortium>). Funding for the DPAC has been provided by national institutions, in particular the institutions participating in the *Gaia* Multi-lateral Agreement.

- <http://archive.eso.org/skycat/servers/ASTROM/>, page 59.
- https://www.esa.int/fre/ESA_in_your_country/France/, page 60.

Index

Table des figures

1.1	Sputnik-1	4
1.2	Eagle, Apollo XI	5
1.3	Schéma DSN	5
1.4	Coordonnées équatoriales	10
1.5	Coordonnées tangentielles	10
1.6	Références spatiales	13
1.7	Positionnement relatif	13
1.8	Atténuation émetteur/récepteur	20
1.9	Navigation optique	24
2.1	La navigation optique	33
2.2	Modèle initial [en pas de temps]	34
2.3	TGAS Solution Astrométrique	36
2.4	Ceinture d'astéroïdes	39
2.5	Modèle du sténopé	41
2.6	Influence en longueur d'onde	43
2.7	Détermination du centre d'un objet	44
2.8	Projection de étoiles sur CCD	45
2.9	Détection d'étoiles	45
2.10	Robustesse des détections d'étoiles	46
2.11	Paramètres intrinsèques	48
2.12	Mires DxO	50
2.13	Aspect géométrique	52
2.14	Angles d'Euler	53
3.1	Modélisation de la réponse instrumentale	57
3.2	Gaussienne sur un plan CCD	58
3.3	Comparaison du champ d'étoiles	60
3.4	Représentation des classes d'astéroïdes	61
3.5	Les Astéroïdes de la ceinture principale	61
3.6	Dist(CEU) et nombre d'observations	62
3.7	Incertitude et distance	63



3.8	Incertitude et magnitude absolue	63
3.9	Répartition de la ceinture principale	64
3.10	Distribution de la base ASTORB	64
3.11	Exemple de champ de vue	65
3.12	Modèle de Markov caché	75
3.13	Positionnement par FP	78
3.14	Prédiction orbitale	79
3.15	Influence du nombre d'amers	79
4.1	Champ de vue NAVCAM	84
4.2	Extraction Python	85
4.3	Cone Search Skybot	86
4.4	Extraction Tycho2/GAIA, Fov Rosetta	86
4.5	Champ de vue Rosetta Astorb/Tycho 2/GAIA DR2	88
4.6	Prédiction par filtre particulière	93
4.7	Estimation de la pose avec des positions d'astéroïdes bruitées	93
4.8	Estimation de la pose avec une trajectoire observée bruitée	94
A.1	Le satellite Gaia	103
A.2	La sonde Rosetta	104
B.1	Éphémérides du XVII	109
B.2	Pic du Midi	109
B.3	Prototype	109
B.4	Astéroïde en mouvement	110

Liste des tableaux

2.1	Classification des étoiles	43
4.1	Astéroïdes détectés	87
4.2	Astrométrie NAVCAM	87
4.3	Astrométrie Astéroïdes	88
4.4	Comparaison des principaux champs des catalogues discutés	89
4.5	Vecteurs Soleil / Objets	90
4.6	Positions SPICE pour les astéroïdes/☼[AU]	92
4.7	Position SPICE pour <i>Rosetta</i> /☼[AU]	92
4.8	Position Estimée pour <i>Rosetta</i> /☼[AU]	95
A.1	Caractéristiques de la <i>NAVCAM Rosetta</i>	105



Acronymes & abréviations

[Symboles](#) | [A](#) | [C](#) | [D](#) | [E](#) | [G](#) | [I](#) | [J](#) | [L](#) | [M](#) | [N](#) | [O](#) | [P](#) | [Q](#) | [R](#) | [S](#) | [T](#) | [U](#) | [V](#) | [X](#)

Symboles

Δ -DOR *Delta Differential One-way Ranging*, technique [RADAR](#) permettant de déterminer l'angle de séparation d'une cible par rapport à une direction de référence dont la distance est connue. [17](#)

A

ADCS *Attitude Determination and Control Subsystem*. [22](#)

ASTORB *Asteroid Orbital Element Database*. [38](#), [39](#), [62](#), [88](#), [90](#)

AU unité astronomique. [xix](#), [18–20](#), [37](#), [39](#), [61](#), [62](#), [78](#), [92](#), [95](#)

C

CCD Composant électronique (ou *Charge-Coupled Device*) permettant la conversion de photons en électrons. [37](#), [43](#)

CEU *Current Ephemeris Uncertainty* valeur absolue de l'incertitude sur l'orbite de l'objet à une date donnée (exprimé en seconde de degré par jour). [39](#), [62](#), [95](#), [96](#), [119](#)

CNES Centre National d'Études Spatiales. [104](#)

CNS *Celestial Navigation System*, ou système de navigation stellaire. [8](#)

CPS *Cyber-Physical System*. [23](#)

CUBESAT Taille de satellite définie par l'université polytechnique de Californie et l'université de Stanford aux États-Unis, en général de 10 cm³. [24](#), [82](#)

D

DSN *Deep Space Network*. [5](#), [6](#), [15](#), [21](#), [26](#), [95](#)



E

EDO équation différentielle ordinaire. [67](#)

EKF *Extended Kalman Filter*. [15](#), [71](#)

ESA *European Space Agency*. [18](#), [21](#), [23](#), [36](#), [45](#), [61](#), [82](#), [84](#), [92](#), [95](#), [103](#), [104](#)

ESEP *Exploration Spatiale des Environnements Planétaires*. [82](#)

ESO *European Southern Observatory*. [59](#)

ESTRACK *European Space Tracking*. [15](#), [21](#)

G

GPS *Global Positioning System*. [23](#), [25](#), [94](#)

I

ICRF *Inertial Celestial Reference System*. [22](#)

IMU *Inertial Measurements Unit*, ou unité de mesure inertielle. [8](#), [94](#)

INS *Inertial Navigation System*, est un système utilisant des capteurs de mouvements (accéléromètre) et de rotation (gyroscope) pour effectuer numériquement des calculs de position, d'orientation et de vitesse, déduits de l'état précédent (« Dead Reckoning ») . [8](#), [15](#)

ISS *International Space Station*, Station spatiale internationale. [18](#)

J

JAXA *Japan Aerospace Exploration Agency*. [23](#)

JPL *Jet Propulsion Laboratory*. [4](#), [27](#), [28](#), [46](#), [82](#)

L

LIDAR *Light Detection and Ranging*, télédétection par balayage laser. [23](#), [73](#)

LORRI *Long Range Reconnaissance Imager*. [20](#)

LOS *Line Of Sight*. [40](#)

M

mas *Milliarcsecond* ou 0.001 seconde d'arc, soit $\frac{1}{3600000}^\circ$. [80](#), [89](#)



MASER *Microwave Amplification by Stimulated Emission of Radiation*, est une horloge de précision basée sur l'atome d'hydrogène [Kleppner & Ramsey, 1960]. [16](#)

MEMS *Micro-Electrotechnical Systems*, ou système micro-électronique. [8](#)

MPC *Minor Planet Center* dépend de l'Union Astronomique Internationale, financé par le [NASA](#) *Near-Earth Objects Observations Program*. [38](#)

MPCORB *Minor Planet Center Orbit Database*. [38](#), [62](#)

MRU mouvement rectiligne uniforme. [67](#)

N

NAIF *Navigation and Ancillary Information Facility* . [82](#), [91](#)

NASA *National Aeronautics and Space Administration*. [4](#), [20](#), [23](#), [119](#)

O

OBAN *On Board Autonomous Navigation*. [23](#)

P

PEU *Peak Ephemeris Uncertainty* prochain pic d'incertitude sur l'orbite de l'objet (exprimé en seconde d'arc) à partir de la date de la [CEU](#). [39](#)

PSF Fonction d'étalement (ou *Point Spread Function*) permet la modélisation théorique d'un système d'imagerie en réponse à une source ponctuelle. [57](#)

pulsar Un pulsar est révélé par l'émission d'un signal électromagnétique périodique, dans le spectre radio, X ou autre suivant un axe étroit. plural. [2](#), [17](#), [27](#), [28](#)

Q

QE le rendement quantique équivalent. [59](#)

QUASAR *QuAsi StellAr Radiosource*, est une source de rayonnement extrêmement lumineuse et très éloignée. [17](#)

R

RADAR *RA*dio *D*etection *A*nd *R*anging, télédétection par balayage radio. [15](#), [17](#), [117](#)

S

SBIR *Small Business Innovative Research*. [25](#)



SCAO système de contrôle d'attitude et d'orbite. [xii](#), [8](#), [22](#)

SCP Système cyber-physique, regroupe des modélisations de systèmes physiques complexes à la fois hybrides (logiciels et matériels), et mécatroniques (mécanique et électronique). L'objectif étant d'aboutir à une capacité d'adaptabilité, de fiabilité menant à une autonomie la plus poussée. [23](#)

SHF *Super High Frequency*, ondes de quelques GHz (S: 2.6 à 3.95) à quelques dizaines de GHz (K: 26.5 à 40). [6](#), [20](#)

SINS *Strapdown Inertial Navigation System*, ou système de navigation inertiel intégré. [8](#)

SNR *Signal to Noise Ratio*, Rapport signal sur bruit permettant de mesurer le niveau du signal obtenu sur le brut de fond. [58](#)

SSB *Solar System Barycenter*. [11](#), [40](#), [41](#), [65](#), [72](#), [91](#)

T

TDB temps dynamique barycentrique. [65](#)

TDRS *Tracking & Data Relay Satellite*. [19](#)

TGAS *Tycho-Gaia Astrometric Solution*. [36](#)

TNO *Transneptunian object* regroupe les objets dont l'orbite est au-delà de celle de la planète Neptune.. [39](#)

U

UAI Union Astronomique Internationale. [20](#)

UKF *Unscented Kalman Filter*. [80](#)

V

VHF *Very High Frequency*, ondes allant de 30 à 300 MHz. [6](#)

VISNAV *Visible Navigation*. [23](#)

VLBI *Very Long Baseline Interferometry*. [17](#)

X

XNAV navigation utilisant des sources radio émanant d'étoiles à neutrons. [27](#), [28](#)

Bibliographie

Bibliographie

- [1] Jamshaid Ali. Astronavigation System as an Autonomous Enhancement Suite for a Strapdown Inertial Navigation System : An Evaluation. *Measurement Science Review*, 9(2) :42–48, 2009.
- [2] N. Ashby and D. A. Howe. Relativity and timing in X-ray pulsar navigation. *Proceedings of the IEEE International Frequency Control Symposium and Exposition*, pages 767–770, 2007.
- [3] Werner Becker, Mike G Bernhardt, and Axel Jessner. Autonomous Spacecraft Navigation With Pulsars. *ArXiv e-prints*, 1305 :4842, 2013.
- [4] Mike Georg Bernhardt, Werner Becker, Tobias Prinz, Ferdinand Maximilian Breithuth, and Ulrich Walter. Autonomous spacecraft navigation based on pulsar timing information. *2011 2nd International Conference on Space Technology*, pages 1–4, 2011.
- [5] J. Berthier, F. Vachier, W. Thuillot, P. Fernique, F. Ochsenbein, F. Genova, V. Lainey, and J.-E. Arlot. SkyBoT, a new VO service to identify Solar System objects. In C. Gabriel, C. Arviset, D. Ponz, and S. Enrique, editors, *Astronomical Data Analysis Software and Systems XV*, volume 351 of *Astronomical Society of the Pacific Conference Series*, pages 367–+, July 2006.
- [6] S Bertone, C L E Poncin-lafitte, V Lainey, C Le Poncin-Lafitte, and V Lainey. Light time calculations for deep space navigation. In *Journées Systèmes de Référence Spatio-temporels 2010*, volume 1, pages 282–283, 2011.
- [7] Bhaskaran, Shyam, Riedel, Joseph E., and Synnott, Stephen P. Autonomous optical navigation for interplanetary missions. *Proc. SPIE Vol. 2810*, 2810 :32–43, 1996.
- [8] Fred C Billingsley. Processing Ranger and Mariner Photography. *Optical Engineering*, 4(4) :404147–404147–, 1966.
- [9] Rémi Boutteau. *Reconstruction tridimensionnelle de l'environnement d'un robot mobile, à partir d'informations de vision omnidirectionnelle, pour la préparation d'interventions*. PhD thesis, 2010. Thèse de doctorat dirigée par Mazari, Belahcene Automatique, traitement du signal et génie informatique Rouen 2010.



- [10] Edward Bowell, Karri Muinonen, and Lawrence H Wasserman. A public-domain asteroid orbit database. In *Asteroids, Comets, Meteors 1993*, pages 477–481. Springer, 1994.
- [11] Guillaume Brat and Ari Jonsson. Challenges in verification and validation of autonomous systems for space exploration. *Proceedings. 2005 IEEE International Joint Conference on Neural Networks, 2005.*, 5 :2909–2914, 2005.
- [12] Rk Buchheim. Methods and lessons learned determining the hg parameters of asteroid phase curves. *Society for Astronomical Sciences Annual Symposium*, pages 101–115, 2010.
- [13] Benoit Carry. Density of asteroids. *Planetary and Space Science*, 73(1) :98–118, 2012.
- [14] N Ceccarelli, A Garulli, and A Giannitrapani. Spacecraft localization via angle measurements for autonomous navigation in deep space missions. *Automatic Control in*, 2007.
- [15] Bradley J Clement and Mark D Johnston. The Deep Space Network Scheduling Problem. pages 1514–1520.
- [16] Stanley B. Cooper. From mercury to pluto : A common approach to mission time-keeping. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 21(10) :18–23, 2006.
- [17] J Desmars, D Bancelin, D Hestroffer, and W Thuillot. Statistical analysis on the uncertainty of asteroid ephemerides. *EPSC-DPS Joint ...*, 6, 2011.
- [18] J. Desmars, D. Bancelin, D. Hestroffer, and W. Thuillot. Statistical and numerical study of asteroid orbital uncertainty. *Astronomy & Astrophysics*, 554 :A32, 2013.
- [19] Jiang Dong. Pulsar Navigation in the Solar System. *arXiv*, page 17, 2008.
- [20] Dave Doody. *Basics of Space Flight*. 2011.
- [21] R J Richard J Doyle. Autonomy Needs and Trends in Deep Space Exploration. (May 2002) :13–17, 2003.
- [22] Richard J Doyle. The Role of Autonomy in Space Exploration. page 35, 2002.
- [23] F. Fisher, S. Chien, L. Paal, E. Law, N. Golshan, and M. Stockett. An automated deep space communications station. *1998 IEEE Aerospace Conference Proceedings (Cat. No.98TH8339)*, 3 :153–162, 1998.
- [24] Yuri Gawdiak, Jeff Bradshaw, Brian Williams, and Hans Thomas. R2D2 in a soft-ball : The portable satellite assistant. *Proceedings of the 5th international conference on Intelligent user interfaces*, (figure 2) :125–128, 2000.



- [25] A Giannitrapani and Nicola Ceccarelli. Comparison of EKF and UKF for spacecraft localization via angle measurements. *IEEE Transactions on*, pages 1–19, 2011.
- [26] Audrey Giremus. Apports des techniques de filtrage non linéaire pour la navigation avec les systèmes de navigation inertielle et le GPS. 2005.
- [27] Paul H. Graven, John Collins, Suneel I. Sheikh, and John E. Hanson. Spacecraft Navigation Using X-Ray Pulsars. *7TH International ESA Conference on Guidance, Navigation, and Control Systems*, (June), 2008.
- [28] Fredrik Gustafsson, Fredrik Gunnarsson, Niclas Bergman, Urban Forssell, Jonas Jansson, Rickard Karlsson, and Per Johan Nordlund. Particle filters for positioning, navigation, and tracking. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 50(2) :425–437, 2002.
- [29] Fredrik Gustafsson, Fredrik Gunnarsson, Niclas Bergman, Urban Forssell, Rickard Karlsson, Per-johan Nordlund, and Se Link. Particle Filters for Positioning , Navigation and Tracking Department of Electrical Engineering. pages 1–13, 2001.
- [30] Jon Hamkins and Marvin K Simon. Autonomous Software-Defined Radio Receivers for Deep Space Applications. 2006.
- [31] Hamid Hemmati. *Deep space optical communications*, volume 11. John Wiley & Sons, 2006.
- [32] Coralie Jackman and Philip Dumont. SPACE MISSIONS 23 rd AAS / AIAA Space Flight Mechanics Conference. 2013.
- [33] P Jain. Direct determination of astronomical distances and proper motions by interferometric parallax. *Astronomy and Astrophysics*, 895 :887–895, 2008.
- [34] In-seong Jeong and James Bethel. Trajectory modeling for satellite image triangulation. *the International Archives of the . . .*, 2008.
- [35] R. E. Kalman. A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems. *Journal of Basic Engineering*, 82(1) :35, 1960.
- [36] GEORGE H. KAPLAN. Determining the Position and Motion of a Vessel from Celestial Observations. *Navigation*, 42(4) :631–648, 1995.
- [37] S Kopeikin. Astrometric reference frames in the solar system and beyond. *Memorie della Societa Astronomica Italiana*, 83 :1001–1007, 2012.
- [38] Shuang Li, Ruikun Lu, Liu Zhang, and Yuming Peng. Image Processing Algorithms For Deep-Space Autonomous Optical Navigation. *Journal of Navigation*, 66(04) :605–623, 2013.



- [39] Carl Christian Liebe. Accuracy performance of star trackers - A tutorial. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 38(2) :587–599, 2002.
- [40] Roberto Maddè, Trevor Morley, and Ricard Abelló. Delta-DOR-a new technique for ESA’s Deep Space Navigation. *ESA . . .*, 2006.
- [41] BP Malay, David Gaylor, and George Davis. Stellar-aided inertial navigation systems for lunar and mars exploration. *NASA Goddard Space Flight . . .*, pages 1–15, 2005.
- [42] S Mancuso. Vision based GNC systems for planetary exploration. *ESA ESTEC, The Netherlands*, 2004.
- [43] M Masood-Ur-Rehman, Fang Jiancheng Fang Jiancheng, F Saffih, and Quan Wei Quan Wei. Automatic star pattern recognition in tracking mode. *Applied Sciences and Technology IBCAST 2009 6th International Bhurban Conference on*, 2 :249–252, 2009.
- [44] Nickolaos Mastrodemos, Brian Rush, Drew Vaughan, and Bill Owen. Optical navigation for Dawn at Vesta. *Advances in the Astronautical Sciences*, 140(September 2007) :1739–1754, 2011.
- [45] W J Merline and Steve B Howell. A realistic model for point-sources imaged on array detectors : the model and initial results. *Experimental Astronomy*, 6(1-2) :163–210, 1995.
- [46] Pierre Merriaux. l ’ Université de Rouen Contribution à la localisation robuste embarquée pour la navigation autonome. 2016.
- [47] Pierre Merriaux, Romain Rossi, Rémi Boutteau, Vincent Vauchey, Lei Qin, Pailin Chanuc, Florent Rigaud, Florent Roger, Benoit Decoux, and Xavier Savatier. The vikings autonomous inspection robot competing in the argos challenge. *IEEE Robotics and Automation Magazine*, 09 2018.
- [48] Daniel Michalik, Lennart Lindegren, and David Hobbs. Astrophysics The Tycho - Gaia astrometric solution How to get 2 . 5 million parallaxes with less than one year of Gaia data. *Astronomy and Astrophysics*, 115, 2015.
- [49] H Minkowski. Die Grundgleichungen für die elektromagnetischen Vorgänge in bewegten Körpern. *Nachrichten von der Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, Mathematisch-Physikalische Klasse*, 1908 :53–111, 1908.
- [50] Daniele Mortari, Andrea Romoli, Studi La, and Via Salaria. StarNav III : A Three Fields of View Star Tracker. 39(06), 2002.



- [51] J Mueller, G Pajer, and M Paluszek. Integrated Communications and Optical Navigation System. 6 :81–96, 2013.
- [52] X X Newhall. Numerical representation of planetary ephemerides. *Celestial Mechanics*, 45(1-3) :305–310, 1988.
- [53] A O Nnhzdaj. NASA ' s Mission Operations and Communications Services DISCOVERY 2010. (January) :1–5, 2010.
- [54] E S A Esoc Ops-gfi. OPERATIONAL EXPERIENCE WITH AUTONOMOUS STAR TRACKERS ON ESA INTERPLANETARY SPACECRAFT. (1) :1–6, 2014.
- [55] William M. Owen. Methods of optical navigation. *Advances in the Astronautical Sciences*, 140 :1635–1653, 2011.
- [56] Tim Pham, Joseph Statman, and Alina Bedrossian. Deep Space Network Services Catalog. (820).
- [57] Rr Rathbone. Optical navigation system. *EP Patent 0,265,542*, (April) :1–5, 1988.
- [58] Samir Ahmed Rawashdeh. Visual Attitude Propagation for Small Satellites. *Thesis*, 2013.
- [59] J. M. Rebordão. Space optical navigation techniques : an overview. 8785 :87850J, 2013.
- [60] P Regnier and L Vaillon. Autonomous and Advanced Navigation Techniques. *Guidance, Navigation and*, 2000.
- [61] J Riedel, S Bhaskaran, S Desai, and D Han. Using Autonomous Navigation for Interplanetary Missions : Mission Operations with Deep Space 1 Autonav. *Space*, pages 1–13, 2000.
- [62] J E Riedel, Shyam Bhaskaran, D B Eldred, and R A Gaskell. AutoNav Mark3 : engineering the next generation of autonomous onboard navigation and guidance. pages 1–18, 2006.
- [63] Joseph Riedel, Daniel Eldred, Brian Kennedy, Daniel Kubitscheck, Andrew Vaughan, Robert Werner, Shyam Bhaskaran, and Stephen Synnott. AutoNav Mark3 : Engineering the Next Generation of Autonomous Onboard Navigation and Guidance. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, (August) :1–18, 2006.
- [64] P. Rocher. Calcul de Trajectoires Planétaires en Séries de Polynômes de Tchebychev. *Astronomy and Astrophysics*, 82(1) :326–367, 1980.



- [65] Eric Wan Rudolph Van der Merwe, Arnaud Doucet, Nando de Freitas. The Unscented Particule Filter. (6080).
- [66] Erin Lee Ryan, Charles E. Woodward, Andrea Dipaolo, Jacopo Farinato, Emanuele Giallongo, Roland Gredel, John Hill, Fernando Pedichini, Richard Pogge, and Roberto Ragazzoni. the Asteroid Distribution in the Ecliptic. *The Astronomical Journal*, 137(6) :5134–5145, 2009.
- [67] S I Sheikh, J E Hanson, and J Collins. Deep Space Navigation Augmentation Using Variable Celestial X-Ray Sources. *The Institute of Navigation*, 2001.
- [68] Shyam Bhaskaran. Autonomous Navigation for Deep Space Missions. *Aerospace Control and Guidance Systems . . .*, pages 1–13, 2012.
- [69] Ben Smith. The Role of Autonomy in Space Exploration. 2001.
- [70] Ashley W Stroupe. TECHNOLOGY FOR AUTONOMOUS SPACE SYSTEMS CMU-RI-TR-00-02 The Robotics Institute Carnegie Mellon University Pittsburgh , Pennsylvania 15213 September 2002. (September), 2002.
- [71] L.E. E Bykova ; V.A. A Tamarov. Representation of planetary satellite ephemerides by Chebychev polynomial. *American Journal of Physics*, 4 :378–380, 1979.
- [72] Mark B Taylor. TOPCAT & STIL : Starlink Table / VOTable Processing Software. *Astronomical Data Analysis Software and Systems XIV - ASP Conference Series*, 347 :29–33, 2005.
- [73] Sebastian Thrun, Dieter Fox, Wolfram Burgard, and Frank Dellaert. Robust Monte Carlo localization for mobile robots. *Artificial Intelligence*, 128(1-2) :99–141, 2001.
- [74] Walt Truskowski, Lou Hallock, Jay Karlin, James Rash, and G Michael. Autonomous and Autonomic Systems. page 289, 2010.
- [75] A Vienne and Y B Han. Precise calibration of CCD images with a small field of view. Application to observations of Phoebe. *Astronomy and astrophysics : A*, 344 :339–344, 2004.
- [76] E VILLENEUVE, H CARFANTAN, and A JARNO. Modélisation et estimation de la PSF d’un instrument hyperspectral au sol pour l’astrophysique. *Picabia.U-Strasbg.Fr*.
- [77] Robert Vincent. *Astrométrie des satellites naturels : analyse d’observations anciennes pour l’amélioration des paramètres dynamiques des systèmes planétaires*. PhD thesis, 2011.



- [78] JR Votano, M Parham, and LH Hall. VisNav Executive Summary. *Esa*, 2009.
- [79] JR Wertz. Autonomous Navigation and Autonomous Orbit Control in Planetary Orbits as a Means of Reducing Operations Cost. . . . *International Symposium on Reducing the Cost . . .*, (5), 2003.
- [80] Quentin L. Willard, Austin M. Bartlett, Louis S. Harrington, Jason C. McKay, and Maj E Y Wong. A systems approach to autonomous space exploration. *2007 IEEE Systems and Information Engineering Design Symposium, SIEDS*, 2007.
- [81] Lincoln J Wood. AAS 08-311 THE EVOLUTION OF DEEP SPACE NAVIGATION : 1989-1999. (July 1992) :1989–1999, 1999.
- [82] Lincoln J Wood. The Evolution of Deep Space Navigation :. 2008.
- [83] Lincoln J Wood. AAS 14-255 THE EVOLUTION OF DEEP SPACE NAVIGATION : 1999-2004 *. pages 1999–2004, 2014.
- [84] Ning Xiaolin, Huang Panpan, and Fang Jiancheng. A new celestial navigation method for spacecraft on a gravity assist trajectory. *Mathematical Problems in Engineering*, 2013(August 1977), 2013.



« There's a difference between knowing the path and walking the path. »

Morpheus ¹

1. Andrew & Laurence Wachowski, *The Matrix* (1999)

RÉSUMÉ

Les sondes spatiales sont actuellement guidées en majorité par le réseau de radiotélescopes du *Deep Space Network* (DSN). Seule l'attitude (orientation) de la sonde peut être déterminée de manière autonome grâce à la visée d'étoiles. Le nombre croissant de sondes spatiales, l'utilisation de moteurs ioniques impliquant l'abandon des trajectoires balistiques, vont augmenter la pression sur les réseaux de suivi du DSN. La navigation totalement autonome d'une sonde va devenir essentielle. Une sonde doit savoir « faire le point » comme un navire en mer, à la différence fondamentale près, que l'on ne se place plus sur une surface, mais dans un espace à trois dimensions (quatre si on inclut le temps). Les expériences menées jusqu'à présent se sont limitées à une autonomie des sondes lors de leur arrivée dans l'environnement d'une planète: la cartographie embarquée de la planète permet à la sonde de se situer dans l'espace proche de la planète. Quelques missions automatiques ont permis l'exploration d'astéroïdes, d'approcher des comètes, ou encore de photographier la Lune. Mais le problème reste entier pour une sonde éloignée pour laquelle on ne peut pas conserver un contact permanent. Le travail réalisé dans cette thèse a été d'examiner les possibilités pour une sonde de connaître sa position indépendamment de toute aide du sol à différentes étapes d'une mission. Pour la localisation autonome, il est indispensable de bien repérer les corps mobiles du système solaire, et d'en évaluer leur magnitude. Leur utilisation et leur sélection en cours de mission va dépendre de la précision de leurs éphémérides respectives qui va influencer sur la précision de localisation de la sonde. Les contraintes dues aux matériels d'observation embarqués ont dû être pris en compte, plus particulièrement pour le système d'observation qui est au cœur du système. Les méthodes à utiliser doivent être efficaces dans le cas de positionnements successifs sur une trajectoire estimée en phase voyage. C'est pourquoi, à partir d'une position a priori connue, j'ai convergé vers une méthode probabiliste de localisation.

MOTS CLÉS

navigation spatiale, autonome, exploration, système solaire, localisation, traitement d'image

ABSTRACT

Spacecrafts are nowadays mainly guided by Deep Space Network (DSN) radio telescopes. Stellar sensors can only provide the attitude (orientation) of the probe. The increasing number of spacecrafts, the use of ion thrusters involving the abandonment of ballistic trajectories, will raise the load on DSN tracking arrays. Totally autonomous navigation is becoming essential. A probe must be able to « take a bearing », like a ship at sea, except that the environment is a three-dimensional space (four, with time). So far, spacecrafts have experimented autonomous navigation only while approaching a planet, using onboard mapping. A few automated space missions have allowed to explore asteroids, to get close to comets or to photograph the Moon. But the issue remains unresolved in the case of a remote probe for which permanent contact can't be kept. The aim of my research works was to investigate the possibilities for a spacecraft to know its position at different stages of the mission without any information from the ground. It is essential for autonomous localization to properly identify solar system mobile bodies and evaluate their magnitude. During mission, the choice and use of an object will depend on the accuracy of its ephemerides. Moreover, constraints due to on-board equipment have to be taken into consideration. In the case of successive positioning on an estimated trajectory during cruise travel, effective means must be used. Therefore, I have chosen a probabilistic method of localization from an a priori known position.

KEYWORDS

deep space, autonomous, exploration, solar system, navigation, pointing, image processing