



Vision-based absolute navigation for interplanetary spacecraft descent and landing. Système de navigation absolue pour l'atterrissage d'une sonde interplanétaire

Bach Van Pham

► To cite this version:

Bach Van Pham. Vision-based absolute navigation for interplanetary spacecraft descent and landing. Système de navigation absolue pour l'atterrissage d'une sonde interplanétaire. Automatique / Robotique. ISAE, 2010. Français. NNT: . tel-00559626

HAL Id: tel-00559626

<https://theses.hal.science/tel-00559626>

Submitted on 26 Jan 2011

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.



Université
de Toulouse

THÈSE

En vue de l'obtention du
DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE

Délivré par :

Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace (ISAE)

Discipline ou spécialité :

Système Embarqué

Présentée et soutenue par :

Bach Van PHAM

le : mercredi 8 décembre 2010

Titre :

Système de Navigation Absolue pour l'Atterrissage d'une Sonde
Interplanétaire

Ecole doctorale :

Systèmes (EDSYS)

Unité de recherche :

LAAS-CNRS

Directeur(s) de Thèse :

Simon LACROIX et Michel DEVY

Rapporteurs :

Frédéric CHAUSSE et Guy LE BESNERAIS

Autre(s) membre(s) du jury

Philippe MOUYON

Thomas VOIRIN

UNIVERSITÉ DE TOULOUSE
ÉCOLE DOCTORALE EDSYS
Conception, Analyse, Pilotage et Organisations des Systèmes

THÈSE

pour obtenir la titre de

Doctorat

de l'Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace
Specialité : Système Embarqué

Défendu par
Bach Van PHAM

Système de Navigation Absolue pour l'Atterrissage d'une Sonde Interplanétaire

Directeurs de thèse : Simon LACROIX et Michel DEVY

préparé à LAAS-CNRS, GROUPE RIS

défendu le 08 Décembre, 2010

Jury :

<i>Directeurs de Thèse :</i>	LACROIX Simon	CNRS-LAAS	Directeur de Recherche
	DEVY Michel	CNRS-LAAS	Directeur de Recherche
<i>Rapporteurs :</i>	CHAUSSE Frédéric	L.A.S.M.E.A	Maître de Conférence, HDR
	LE BESNERAIS Guy	ONERA	Maître de Recherche, HDR
<i>Examineurs :</i>	MOUYON Philippe	ONERA	Professeur
	VOIRIN Thomas	ESA-ESTEC	Ingénieur

Résumé

Les missions d'exploration planétaires dans l'avenir demandent une grande précision sur la position de l'atterrissage à la surface de Mars, de la Lune ou d'astéroïdes. Les technologies utilisées dans les sondes interplanétaires récentes ou dans le futur proche sont encore loin de cette capacité : par exemple, le robot Mars Science Laboratory, qui sera lancé en 2011, se posera en un endroit qui n'est connu qu'avec une précision de l'ordre de 10 km.

Le premier objectif de cette thèse est de proposer un système de navigation absolue pour les sondes interplanétaires lunaires ou martiennes qui se base sur la vision, nommé "Landstel". Contrairement aux systèmes de navigation absolue qui se basent sur la détection et l'appariement des cratères ou directement sur l'intensité des images perçues, Landstel exploite la topologie des amers détectés dans les images. Par conséquent, il n'est pas restreint à aucune surface particulière. Landstel montre aussi une grande robustesse par rapport aux variations de condition d'illumination et au bruit des capteurs embarqués, et ne requiert que très peu de mémoire.

Le deuxième objectif de la thèse est de proposer un cadre pour intégrer Landstel dans un système de navigation complète, appelé VIBAN, qui comprend des capteurs inertiels et/ou un système d'odométrie visuelle. La position absolue estimée par Landstel est d'abord validée avec les appariements de l'odomètre visuel, puis elle est combinée avec l'estimation de l'odomètre visuel avec un filtre de Kalman pour améliorer sa précision. La position mise à jour est ensuite retournée à Landstel pour accélérer le système de navigation en réduisant la zone de recherche des appariements et aussi le taux de fausses estimations. Finalement, les amers suivis par l'odomètre visuel sont fournis à Landstel pour augmenter le nombre des appariements. De très nombreuses expériences avec PANGU, un simulateur de terrain, et avec des images réelles, valident le système proposé.

1 Introduction

Les missions spatiales dans l'avenir veulent atterrir et retourner des échantillons de la lune, des planètes ou des astéroïdes. Pour cette raison, une capacité qui permet à une sonde de se localiser elle-même va l'aider à atterrir sur des zones avec des objets dangereux mais intéressants comme des cailloux, des cratères ou sur des zones pré-déterminées.

Pourtant, les missions anciennes et les missions dans l'avenir proche sont très loines de cette capacité [20]. En raison du grand retard dans la communication entre les planètes et la terre ainsi que de l'absence des infrastructures comme le GPS ou des radiobalises, les sondes interplanétaires sont naviguées surtout avec les connaissances de la position initiale au début de la phase d'atterrissage et déterminent leur position à travers de l'intégration des mesures inertielles (IMU). De cette manière, la position estimée avec des mesures inertielles fait l'objet à une erreur illimitée amenée par l'intégration de bruit et de biais de l'IMU. Cette accumulation d'erreur, en combinant avec l'erreur initiale, conduit à une grande erreur dans la détermination de la position de la sonde. Cette erreur peut monter jusqu'à quelques km pour la prochaine sonde Mars Science Laboratory (partir en 2011).

Par conséquent, beaucoup de recherche était menée pour améliorer la précision de la navigation pendant l'entrée, descente et l'atterrissage. L'amélioration peut être menée soit par la réduction de l'erreur initiale dans la détermination de position [7] ou soit par l'amélioration des mesures inertielles [5, 15, 32]. D'autres approches proposées récemment essayent de localiser directement la sonde par rapport à une référence connue en utilisant des nouveaux capteurs comme caméra, LIDAR ou corrélateur optique [25, 39, 4, 19, 9].

Parmi ces capteurs, la caméra optique reçoit le plus intérêt grâce à son poids plume, sa petite taille et sa basse consommation d'énergie. De plus, caméras peuvent opérer dans tous scénarios d'atterrissage et à toute altitude (par exemple de quelques centaines de kilomètres jusqu'à quelques mètres). Grâce à la richesse du contenu d'une image, la caméra est aussi utilisée soit pour estimer la vitesse rotative et accélération de la sonde en suivant le déplacement des amers dans une image [5, 15, 32] ou soit pour estimer la position absolue de la sonde en comparant l'image de descente avec l'image orbitale de la scène [25, 39, 4].

Dans cette thèse, on présente un système alternative qui s'appelle VIBAN (Vision-Based Absolute Navigation) qui combine la technique de navigation absolue Landstel avec une odomètre visuelle pour raffiner la connaissance de la position absolue de la sonde. Dans ce système, la module Landstel serve à donner une estimation sur la position absolue de la sonde en appariant l'image de descente à l'image geo-référenciée. Simultanément, la vitesse et l'attitude de la sonde sont calculées par un capteur inertiel ou par une odomètre visuelle. Les deux estimations sont ensuite combinées pour donner une information plus précise sur l'état de la sonde.

Parce que l'odomètre visuelle est déjà développée dans un autre travail [15], on la considère comme une boîte noire dans cette thèse. Pour cette raison, on la considère comme un IMU épandu et on va proposer un moyen d'intégration approprié. Les contributions principales de cette thèse sont :

1. Introduction d'une nouvelle technique de localisation absolue qui est spécialement proposée pour un système interplanétaire : l'algorithme de Landstel montre une bonne performance en comparaison avec d'autres méthodes. De plus, il est robuste à l'illumination et a besoin beaucoup moins de mémoire. En outre, l'utilisation des amers de la surface dans Landstel facilite la procédure de la préparation de données initiales. Au lieu de récupérer une carte

digitale d'élevation entière (Digital Elevation Map - DEM) de la zone d'atterrissage, Landstel a besoin seulement la position globale des points d'intérêts.

2. Introduction des métriques pour classier les zones d'atterrissage et pour optimiser les paramètres de l'algorithme : ces outils sont fabriqués particulièrement pour Landstel. Pour classier les zones d'atterrissage, la performance de Landstel avec ces zones est prédite. Ensuite, les notes de Landstel avec chaque zone d'atterrissage sont comparées pour donner une classification globale. Ce résultat donne aussi une prédiction sur la performance de Landstel. De cette manière, on pourra limiter les résultats inattendus pendant une mission réelle.
3. Introduction d'une nouvelle approche pour combiner un système de navigation absolue et une odomètre visuelle de manière lâche : Landstel est lâchement accouplé avec un INS ou une odomètre visuelle existant comme NPAL ¹ [15] pour la raison de flexibilité. Pourtant, le système montre aussi une précision excellente, une grande robustesse et une grande fiabilité.
4. Démonstration de l'utilisation de VIBAN avec des missions interplanétaires simulées : expériences ont montré que VIBAN peut fonctionner malgré la manque de radar altimètre pendant la phase ballistique de la lune. Une précision de 300 m d'erreur peut être obtenue à 30 km altitude avec VIBAN. Pour comparer, la précision connue avec la technologie actuelle à 30 km est de 4 km d'erreur. Avec la descente sur Mars, une précision de 30 mètres d'erreurs à la surface est atteignable avec VIBAN. De plus, les images terrestres sont aussi utilisées pour certifier la performance de la module d'appariement de Landstel.

Dans la section suivante, les travaux actuels (état de l'art) proposés pour traiter le problème de navigation absolue sont présentés et analysés. Ensuite, on présente les approches pour combiner les informations sensorielles car la combinaison de Landstel avec une odomètre visuelle joue aussi un rôle important dans VIBAN. Section 3 va donner une vue global de l'architecture de VIBAN. Une introduction brève sur les systèmes de repère utilisés dans la thèse est donnée dans la même section. Section IV va détailler les fonctions différentes de Landstel. Les étapes hors-lignes sont utilisées pour mesurer et prédire la performance de Landstel pendant l'atterrissage. Ensuite, une explication détaillée des fonctions de Landstel enligne sera donnée. Section V introduit un filtre de Kalman de type "feed-backward" (rétroaction) pour combiner l'estimation absolue de Landstel avec l'estimation de vitesse de l'INS (ou l'odomètre visuelle). Section VI va illustrer l'utilisation de des amers de l'odomètre visuelle pour valider le résultat de Landstel et pour robustifier la performance de Landstel. Les résultats expérimentaux pendant la phase ballistique de la lune avec les images synthétisées sont présentées dans la section VII. Finalement, l'analyse de la sensibilité du système est donnée dans la section VIII.

2 État de l'art

2.1 Système de Navigation Absolue

Beaucoup d'algorithmes ont été proposés pour traiter le problème de l'estimation de position absolue. Afin de comparer ces algorithmes, les critères suivantes sont employées :

1. Efficacité computationnelle : la sonde d'aujourd'hui est souvent équipée avec un processeur de basse consommation d'énergie. Donc, ces processeurs sont souvent limités dans leur performance. Par exemple, le CPU qui est actuellement utilisé par l'Agence Spatiale Européenne

¹Le caméra NPAL est déjà implémenté sur un FPGA et a montré une capacité opérationnelle de 10 Hz [14].

(ESA) est le CPU Leon 3 [30]. Actuellement, un CPU de Leon 3 dispose de 4 coeurs avec 100 Hz pour chaque coeur. Dans dix ans, la fréquence du CPU est supposée d’atteindre une performance de 400 Hz. Concernant la mémoire vive équipée avec la sonde, une limite de 100 MB est fixée. De plus, un très court temps d’atterrissage est souvent imposé avec certains scénarios d’atterrissage, qui demande une opération de temps-réel.

2. Grand robustesse : le système de navigation doit être robuste à plusieurs facteurs comme la variation d’illumination ou les erreurs des capteurs embarqués. Par exemple, la condition d’illumination où l’image orbitale a été prise est différente de celle où la sonde descend en raison de la différence de temps ou du changement saisonnier. Les erreurs dans les mesures des capteurs embarqués (IMU ou senseur stellaire) jouent également un rôle très important dans ces systèmes. Pour cette raison, la robustesse du système par rapport à ces facteurs doit être bien analysée.
3. Large applicabilité : le système de navigation absolue doit être utilisable avec les différentes surfaces et trajectoires. Il ne doit pas restreint à quelques surfaces particulières.

Etant donné l’émergence du capteur de LIDAR dans les systèmes spatiaux, Jean de la Fontaine et al. [9] a proposé une nouvelle technique de navigation absolue pour l’atterrissage sur Mars qui se base sur LIDAR et sur l’appariement de la constellation des amers. Les amers de la surface, qui sont déterminés par les extremum de la hauteur de la surface ou de pente, sont extraits de l’image d’élévation de la surface. Cette image d’élévation est la sortie du capteur de LIDAR. La distance entre un amer et ses voisins est utilisée comme sa signature. Les amers de l’image d’élévation et ceux de DEM sont appariés en comparant la signature d’un amer avec les restes. La grand inconvénience de cette méthode se trouve dans le poids de LIDAR, sa grande consommation d’énergie et son faible champ de vue. Additionnellement, les capteurs de LIDAR actuels ne sont utilisables qu’à partir de 2 km d’altitude.

Janschek et al. [19] a proposé un système de navigation absolue qui se base sur un corrélateur optique. Le système extrait directement la vitesse de la sonde en se basant sur le flot optique généré à partir des images de descente. La position absolue de la sonde est estimée par la comparaison entre le DEM de la surface et le modèle 3D de la surface calculé avec le flot optique. Donc, le système a besoin d’un corrélateur optique et le DEM entier de la zone d’atterrissage qui est couteux pour le mémoire. De plus, cette approche demande une erreur initiale qui est limitée à moins de 25 pourcent de la distance initiale à la zone d’atterrissage [19].

Contrairement au LIDAR, la caméra reçoit plus d’intérêt de la communauté pour les applications spatiales. La première odomètre visuelle utilisée en espace est le Descent Image Motion Estimation System (DIMES) [5]. Cette odomètre a été implémentée sur les deux rovers Martiens Spirit et Opportunity. Le système DIMES suit les quatres points d’image à travers les trois images consécutives pendant la descente sur la surface de Mars pour estimer la vitesse horizontale de la sonde. Pourtant, le système n’estime pas la sa position absolue. Pareillement, le caméra NPAL [15] utilise SLAM (Simultaneous Localization and Mapping) [36] pour estimer l’attitude et la vitesse de la sonde en combinant les mesures inertielles avec le déplacement des amers dans l’image de descente. Cette caméra se base sur une filtre de Kalman étendue (Extended Kalman Filter (EKF)) dans laquelle les positions des amers sont stockées dans un vecteur d’état. La sortie de cette caméra est premièrement la vitesse de la sonde et l’attitude. Deuxièmement, cette caméra donne la liste et les positions des amers suivis dans des images de descente. Comme DIMES, le caméra NPAL et d’autres techniques qui se basent sur SLAM n’estiment pas la position absolue de la sonde.

Parce que les cratères sont abondantes sur tout les corps dans le système solaire, Cheng et al. a proposé une technique qui se base sur la détection et l'appariement des cratères [4, 6]. Les cratères sont en effet des excellents amers pour un système de navigation absolue grâce à leur invariance en illumination, en échelle et en rotation. De plus, la forme d'une cratère souvent suit une forme géométrique connue comme ellipse. Pourtant, les zones avec très peu ou beaucoup de cratères posent naturellement des problèmes à une telle approche. Les difficultés sont aussi posées dans les régions avec **blur rimmed, broken, overlapped or overshadowed (with low sun's elevation) craters**. D'autre part, les techniques qui se basent sur la détection de cratère demandent au moins trois cratères appariés pour pouvoir fonctionner.

Dans [25, 38], le système VISINAV (Vision-Aided Inertial Navigation) a été introduit : les amers de la surface dans l'image de descente sont extraits et appariés à l'image orbitale de la scène. Ensuite, VISINAV suit ces appariements à travers d'une séquence d'image de descente (appelé "amer persistant") pour mettre à jour la position et l'attitude de la sonde. En parallèle avec les amers persistants, VISINAV emploie aussi les "amers opportunistes" pour estimer la motion de 5 degrés de liberté de la sonde. Les deux types d'amer et les mesures inertielles sont fournies à une EKF pour mettre à jour l'état de la sonde. Le point faible de ce système est son haute demande de mémoire en raison de l'utilisation de la corrélation d'image pour trouver les amers persistants. Pour cette raison, le système doit conserver dans sa mémoire la carte entière de la zone d'atterrissage et le DEM de la surface. De plus, l'utilisation de la corrélation d'image pour trouver les appariements est sensible à la variation d'illumination. Malgré que les auteurs ont montré le fait que la transformation de Fast Fourier (FFT) peut être utilisée avec des conditions d'illumination différentes [25], ils ne montrent pas le résultat final avec le système entier. En fait, le système entier est plus sensible en raison de l'utilisation d'une plus petite fenêtre dans la recherche des appariements. Finalement, VISINAV assume que la surface d'atterrissage doit être plate pour rectifier l'image de descente à la position et attitude de l'image orbitale. Par conséquent, une surface non plate va résulter à une image rectifiée non-continue et va influencer sur la calcul de corrélation du système.

Dans un autre article présenté par Trawny et al. [39], un système de navigation absolue qui utilise SIFT (Scale Invariant Feature Transform) [22] pour estimer la position globale de la sonde a été introduit. Le détecteur de SIFT convert les points d'intérêts dans l'image de descente et dans l'image orbitale en vecteurs. Ces vecteurs sont ensuite comparés pour trouver les appariements. Différemment à la détection de cratère, SIFT ne se base pas sur les modèles connus du terrain mais sur des textures de l'image. Il n'a pas besoin non plus le capteur inertiel ou un radar altimètre pour trouver les appariements. SIFT est aussi bien connu pour son invariance de l'échelle. Pourtant, il n'est qu'invariant au changement affine en illumination. Pour cette raison, il est vulnérable au changement important d'illumination telle que celle entre l'image de descente et l'image orbitale.

Le système APLNav introduit par Adams et al. [2] pour le scénario lunaire au contraire utilise deux caméras optiques. Etant donné une position initiale de la sonde et la direction du soleil, le système crée des images synthétisées avec le DEM de la surface. En comparant les images synthétisées avec les deux images prises par deux caméras embarquées, le système estime la position absolue de la sonde. Analogue à la technique de flot optique, cette méthode a besoin aussi une bonne connaissance de la position globale de la sonde ainsi que le modèle DEM entier de la zone d'atterrissage.

Etant donné l'état de l'art des systèmes de navigation absolue, on peut voir qu'il y a une forte besoin d'un système qui est robuste à la variation d'illumination, rapide et peu gourmand en mémoire. Pour régler le problème de la condition d'illumination, on utilise l'information géométrique de la

surface. Au lieu de se baser sur une forme spécifique comme la cratère, on utilise la topologie des amers pour pouvoir appliquer le système avec plusieurs types de surface. Au lieu de stocker une surface entière dans la mémoire, on choisit d'utiliser seulement l'information la plus importante pour réduire la demande de mémoire. Finalement, on choisit les processus simples mais efficaces pour implémenter le système de navigation absolue.

2.2 Fusion des Capteurs

Etant donné un système de navigation pour une sonde interplanétaire, il y a un grand intérêt de combiner les capteurs différents embarqués sur le système. Dans [39, 33], un filtre de Kalman étendue est utilisée pour fuser les mesures inertielles et l'observation des amers persistants. Les amers persistants dont la position globale est connue en avance (grâce au DEM de la surface) sont observés et prédits dans la filtre de Kalman. La différence entre l'observation et la prédiction de ces amers est utilisée pour estimer et mettre à jour la position absolue de la sonde et aussi les biais de capteur inertiel. Pour cette raison, un amer doit être suivi de manière continue pour être utilisable dans la filtre de Kalman. Par conséquent, le système impose sa contrainte sur la vitesse de la sonde. En fait, si le ratio entre la vitesse horizontale et l'altitude de la sonde dépasse une certaine limite, le système ne peut plus suivre les amers. Donc, il est impossible d'observer les amers et mettre à jour la filtre de Kalman.

Dans [26], une méthode similaire est décrite. En utilisant une EKF, le système VISINAV accouple les mesures inertielles avec les mesures de la caméra des amers opportunistes et persistants de manière serrée. Dans la filtre, les mesures inertielles sont employées pour mettre à jour le vecteur d'état de la filtre et les valeurs de covariance. Quand une image est enregistrée, la position actuelle de la caméra est augmentée dans le vecteur de l'EKF avec les mesures inertielles. La matrice de covariance de l'EKF est aussi augmentée. Puis, la position des amers persistants est observée et prédite dans la nouvelle image. L'observation et la prédiction de ces amers sont ensuite insérées dans l'EKF. Par contraste avec les amers persistants, les positions globales des amers opportunistes ne sont pas connues en avance. Pour cette raison, un algorithme d'ajustement faisceau [40] est appliqué pour estimer la position globale des amers opportunistes. La mise à jour de l'EKF est faite quand les amers persistants sont trouvés ou les amers opportunistes sont perdus. Même si ce cadre peut bien estimer la position absolue de la sonde et sa vitesse, il souffre de la grande complexité d'une intégration serrée. Par exemple, l'estimateur de VISINAV requiert la suivi des amers persistants dans une série d'image consécutive pour fonctionner. De plus, la position globale des amers opportunistes doit être calculée avec ajustement faisceau pour pouvoir utiliser dans la filtre de Kalman. Ces deux opérations annexes sont tout à fait lourdes pour un système spatial.

Dans [8], Conte et Doherty ont présenté un système d'intégration lâche pour un hélicoptère automatique où un filtre de Kalman et un filtre de point-mass (PMF) sont employées pour combiner un IMU, un capteur barométrique, un odomètre visuelle et un système de navigation absolue. La filtre de Kalman est utilisée pour fuser les mesures inertielles et barométriques avec une estimation de position horizontale. La position horizontale est estimée par la filtre de point-mass. Cette filtre utilise un réseau bayésien pour mettre à jour la probabilité de position avec les valeurs corrélées et la vitesse estimée par l'odomètre visuelle. Pourtant, ce cadre n'est pas applicable au cas de VIBAN car VIBAN ne donne aucune mesure de corrélation. De plus, ce cadre corrige seulement l'erreur horizontale du véhicule tandis que Landstel vise à corriger à la fois l'erreur horizontale et verticale du véhicule.

Dans notre travail, le système Landstel est prévu de fonctionner avec un odomètre visuelle existant.

tante. Pour cette raison, aucune méthode présentée jusqu’au moment est applicable à VIBAN. Pour régler ce problème particulier, on choisit d’utiliser la méthode d’intégration lâche de système pour combiner les deux capteurs. Malgré qu’une intégration serrée peut donner une meilleure précision, une intégration lâche peut aussi démontrer beaucoup d’intérêts et d’avantages. D’une part, une intégration lâche est plus robuste au bruit des capteurs. D’autre part, un système d’intégration lâche est plus modulable et permet à l’utilisateur de changer facilement les composantes intérieures sans trop modifier le système. De plus, le capteur de navigation absolue et l’odomètre visuelle peuvent fonctionner indépendamment. Au contraire à une intégration serrée, ce système n’impose aucune contrainte sur la vitesse de la sonde.

Afin d’exploiter à la fois les deux sorties de Landstel et l’odomètre visuelle, on choisit d’intégrer d’une part la position estimée et d’autre part les amers appariés et suivis. Pour rappeler, le système Landstel donne simultanément l’estimation de la position absolue de la sonde et les appariements entre l’image de descente et l’image orbitale. Une odomètre visuelle donne aussi une estimation de la position absolue mais moins précise. Elle donne aussi les appariements mais entre deux images de descente consécutives. Pour intégrer la position et la vitesse estimées, on choisit d’inspirer le modèle intégration GPS-INS. Pour exploiter les appariements, on présente deux sous-fonctions. La première fonction utilise les amers suivis de l’odomètre visuelle pour valider la position estimée de Landstel. Ensuite, la deuxième fonction sera utilisée pour robustifier le nombre des appariements à retourner par Landstel.

3 Architecture Globale

3.1 Overview

Fig. 1 présente l’architecture globale de VIBAN avec deux composantes principales : Landstel et odomètre visuelle. Dans VIBAN, l’odomètre visuelle suit le déplacement des amers dans l’image de descente. D’abord, la coordonnée à la surface des amers suivis sont calculées dans la repère de l’odomètre. Les mesures inertielles sont ensuite envoyées à l’odomètre visuelle pour suivre les amers. La position de la sonde, la vitesse et les positions des amers sont insérées dans la filtre de Kalman. Plus d’information une odomètre visuelle typique peut être trouvée dans [15]. D’autres capteurs comme capteur stellaire ou radar altimètre peuvent être accouplés avec l’IMU pour améliorer la performance de l’odomètre visuelle.

La module de Landstel se compose de deux fonctions hors-lignes et enlignes. Dans la fonction hors-ligne, le DEM et l’image 2D de la zone d’atterrissage se combinent pour créer la base de donnée orbitale. La fonction enligne est employée pendant l’atterrissage de la sonde : elle extrait les amers de descente et les apparie avec les amers stockés dans la mémoire pour estimer la position absolue de la sonde.

Dans VIBAN, les amers suivis de l’odomètre visuelle sont d’abord utilisés pour vérifier le résultat de Landstel dans la module de Consistency Checking. Si la vérification réussit, l’estimation de la position absolue de Landstel sera utilisée pour mettre à jour la position absolue dans la filtre de Global Navigation. Puis, la sortie de cette module sera envoyée à Landstel pour accélérer Landstel. Simultanément, les points suivis par l’odomètre visuelle sont employés pour robustifier Landstel en fournissant directement cette information à Landstel. Dans le cas où l’odomètre visuelle est remplacée par un INS, le cadre utilise seulement la filtre de navigation globale.

Fig. 2 expose le flot temporel des fonctions utilisées à l’intérieur de VIBAN pendant une se-

conde. L'axe horizontal représente le temps tandis que l'axe vertical illustre les différentes fonctions. L'odomètre visuelle commence à suivre une image à l'autre à la 0.1^{eme} seconde avec une fréquence de 10 Hz. L'estimation de vitesse de l'odomètre visuelle est directement alimentée à la filtre de navigation globale après chaque estimation. Landstel opère en même moment avec l'odomètre visuelle mais retourne seulement la position absolue à la première seconde. L'estimation retardée de Landstel est puis vérifiée par la module de détection de faute avec les points suivies de l'odomètre. Cette estimation est ensuite envoyée à la filtre de navigation globale si elle passe la vérification. La filtre de navigation globale utilise ensuite l'estimation retardée pour corriger l'erreur de position à la 0.1^{eme} seconde. Sachant le mouvement de la sonde pendant une seconde, la filtre met à jour la position actuelle de la sonde avec l'estimation retardée. Puis, une nouvelle cycle est exécutée avec une nouvelle opération de Landstel assistée par la sortie de la filtre de navigation globale et robustifiée par l'odomètre visuelle.

3.2 Définition des Coordonnées

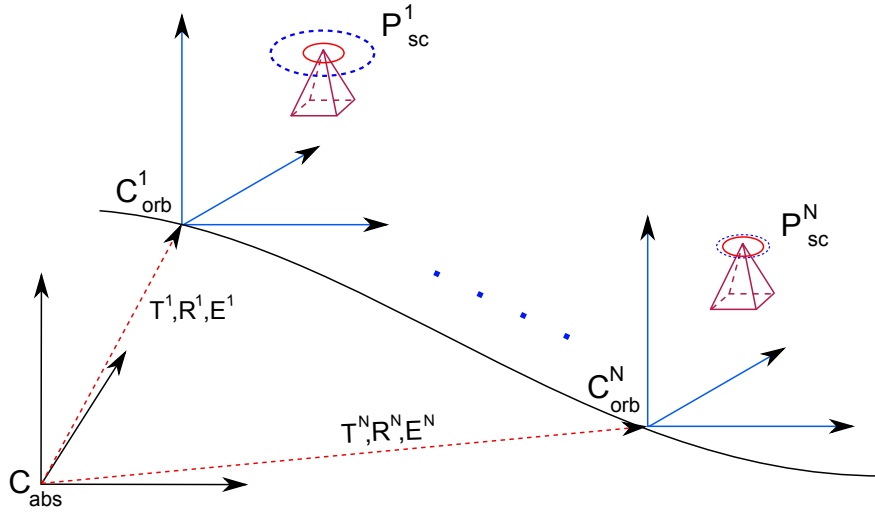


FIG. 3: Les systèmes de coordonnée utilisés par VIBAN.

Dans cette thèse, trois classes de repère sont définies. La classe de repère Planétaire inclut la repère Planet-Centered Planet-Fixed (repère-e) et la repère Planet-Centered Inertial (repère-i). La repère-e tourne avec la même vitesse angulaire ω_{ie}^e de la planète. Pour cette raison, un point fixe sur la planète a aussi une coordonnée fixe dans cette repère. Au contraire, les mesures de capteur inertiel ou de l'odomètre visuelle sont faites dans la repère-i. Ces mesures peuvent être transformées à la repère-e avec la matrice de rotation R_i^e . La seconde classe est la repère du Corp de véhicule (repère-b) qui définit la repère pour le véhicule. Pour la simplicité, la repère de la caméra est aussi assimilée à cette repère.

La dernière classe est la repère locale. Pendant l'atterrissage, la sonde doit passer une longue distance (soit verticalement ou horizontalement) à la surface. Afin de mettre à jour de manière constante la position absolue, plusieurs images orbitales sont employées. Fig. 3 montre une repère absolue C_{abs} . Normalement, la repère-e est souvent choisie comme la repère absolue où la position absolue de la sonde est enregistrée.

Afin de faciliter l’opération de l’algorithme et d’améliorer la précision de DEM, différentes repères locales sont définies. Comme montrées dans Fig. 3, la première et dernière images orbitales correspondent à deux repères C_{orb}^1 et C_{orb}^N . En conséquence, la position de la sonde dans la repère absolue est transformée à la repère locale orbitale avec les matrices de rotation et translation R, T avant d’être mise dans Landstel. La position estimée retournée par Landstel dans la repère locale est ensuite transformée à la repère absolue. En réalité, il y a toujours une erreur E dans la calcul de la matrice de transformation. Fig. 3 montre la covariance de la position estimée par la sonde obtenue par Landstel dans la repère locale (ellipse rouge et continue). L’erreur de la matrice de transformation s’ajoute à cette covariance et résulte à une plus grande valeur de covariance (ellipse blue et pointillée) dans la repère absolue.

En fait, erreur dans la translation a peu impact sur le système de navigation. Concernant l’erreur dans la rotation, Landstel a prouvé de pouvoir résister à une erreur d’altitude jusqu’à 5 degrés [29]. Cette valeur de 5 degrés est une valeur conservative. En réalité, la repère absolue C_{abs} peut être choisie comme la dernière repère locale C_{orb}^N pour minimiser l’erreur de la transformation. En fait, la transformation entre la repère absolue et la dernière repère locale devient nulle avec cette mise en commune de repère. Pour cette raison, il y a aucune erreur dans la matrice de transformation à la dernière étape. Les deux ellipses rouges et blues coïncident et deviennent une ellipse. Dans cette thèse, la matrice de transformation s’assume d’être parfaitement connue.

4 Landstel

4.1 Landstel Hors-ligne

Pour les processus hors-lignes, les amers sont extraits à partir des images orbitales avec le détecteur de DoG (Difference of Gaussian) [22]. Les amers de DoG sont choisis, au lieu d’Harris [17], grâce à leur haut taux de répétabilité et leur invariance à l’échelle [24].

Dépendemment à la nature du terrain, il y a seulement un petit nombre des amers qui sont extraits. Etant donné une surface avec un grand nombre des amers existant à travers une chaîne d’échelle, un opérateur Gaussien est appliqué pour enlever les amers insignifiants. En conséquence, la base de donnée orbitale est bien construite et compacte. La résolution de l’image orbitale est aussi modifiée en raison de la filtre de Gauss. Une signature est ensuite calculée pour chaque amer. La position 2D dans l’image orbitale, la signature et la position 3D à la surface des amers dans la repère locale constituent la base de donnée à stocker dans la mémoire de la sonde avant le lancement.

Afin de maximiser la performance de Landstel pendant l’atterrissage, une fonction de pré-traitement est employée pour optimiser à la fois la base de donnée orbitale et les paramètres de Landstel. Table 1 détaille les 10 étapes de pré-traitement. En général, un nombre des paramètres (échelle de Gauss et les paramètres de Landstel) sont définis. La valeur d’autocorrélation de chaque ensemble de paramètre est calculée. Fig. 4 montre les notes des paramètres différents de Landstel et des échelles de Gauss avec une image orbitale. En général, les étapes de pré-traitement calculent le temps d’opération de Landstel, la taille de la base de donnée, le nombre des appariement pouvant retourner (“Matching Performance”), le nombre des zones qui sont correctement appariées (“Operation Probability”), le niveau de résistance au bruit et la valeur de redondance². Fig. 4 montre les six notes obtenues avec le procédure de pré-traitement. Ensuite, la note totale est comptée en

²Le taux de résistance au bruit dépend des paramètres de Shape Context tandis que la note de redondance est calculée avec le χ^2 entre la base de donnée orbitale et elle-même.

Algorithm LANDSTEL Offline Preprocessing

Inputs : orbital image, windows size, step size, parameters pool.

Outputs : Gaussian scale, Landstel parameters.

Algorithm :

1. Choose one off-line Gaussian scale.
 2. Extract geo-landmarks with the scale.
 3. Create test-landmarks database by distorting landmark position, adding new points and deleting old points.
 4. Choose a window in the orbital image (“Descent Image”).
 5. Extract feature points in the Descent Image from test-landmarks database.
 6. Apply Landstel to the extracted descent landmarks.
 7. Repeat step 4 to 6 with step size until no window available.
 8. Calculate and store the Landstel performance scores.
 9. Repeat step 1 to 8 with other Gaussian scale value.
 10. Return the scale and parameters with the highest score.
-

TAB. 1: Processus Hors-Lignes de Landstel

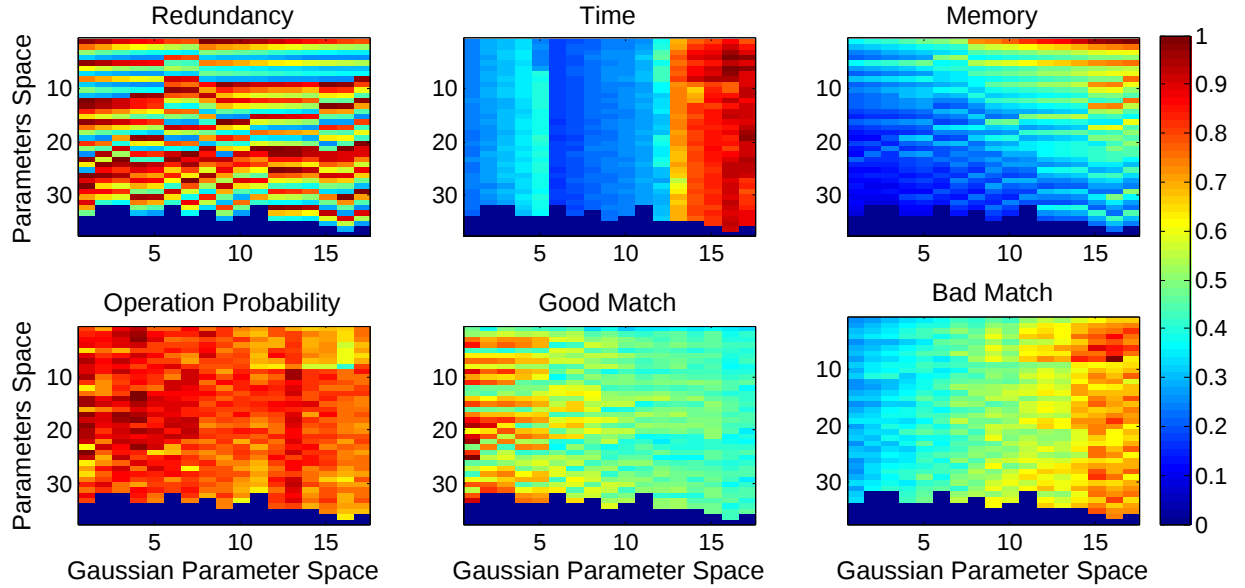


FIG. 4: Echelle Gaussienne et les notes de paramètre d’une image orbitale (toutes chartes sont normalisées pour la visualisation).

Algorithm LANDSTEL Online

Inputs : orbital landmarks database, descent image, DEM, lander attitude, altitude and position (with covariance) knowledge.

Outputs : matched landmarks between descent and orbital images.

Algorithm :

1. Select descent landmarks with scaled operator.
 2. Rectify descent landmarks to the orbital image plane using a homography transform estimated from the camera intrinsic matrix, prior lander altitude, attitude and position knowledge.
 3. Extract descent landmark signature with Shape Context.
 4. Compare descent landmark signature with orbital landmark signature to create the potential candidate list.
 - 5.a. Extract affine transforms from the potential candidates.
 - 5.b. Choose the best affine transform with the highest number of matches.
 - 5.c. If the number of matches is high enough, return as output.
-

TAB. 2: Landstel Online Process

combinant ces métriques. L'ensemble de paramètre avec la note la plus haute est sélectionné. En réalité, le temps d'opération est une valeur indicative. Donc, les ensembles dont le temps d'opération est suffisamment petit sont également traités. Pareillement, la taille de base de donnée est aussi indicative. Ces valeurs n'ont aucune influence directe sur la calculation de note finale.

4.2 Landstel En-ligne

La fonction Landstel en-ligne se compose de 5 étapes principales (Tableau 2). La première et seconde étapes extraient et transforment les amers de l'image de descente pour que la similarité en la répartition géométrique entre les amers de descente et les amers orbitaux est maximisée (avec une transformation homographie calculée à partir de la connaissance de l'altitude et de l'attitude). Puis, la troisième étape extrait la signature des amers de descente. La signature extraite de chaque amer de descente est comparée avec celles des amers orbitaux (étape 4) : une liste des candidats potentiels de la base de donnée orbitale est associée à chaque amer de descente. A la dernière étape, une campagne de scrutin est appliquée pour trouver les bons appariements : quelques transformations d'affine sont extraites à partir de la liste des candidats potentiels. La meilleur transformation d'affine (celle avec le plus grand nombre des appariements) est utilisée pour générer d'autres appariements.

Etape 1 - Extraction d'amer

Différemment à la méthode d'extraction d'amer utilisée pendant la procédure hors-ligne, les amers de descente sont extraits avec un opérateur d'adaptation d'échelle [11]. Parce que la résolution de l'image de descente est souvent différente à celle de l'image orbitale, la connaissance de l'altitude de la sonde est utilisée pour estimer la différence en échelle entre deux images.

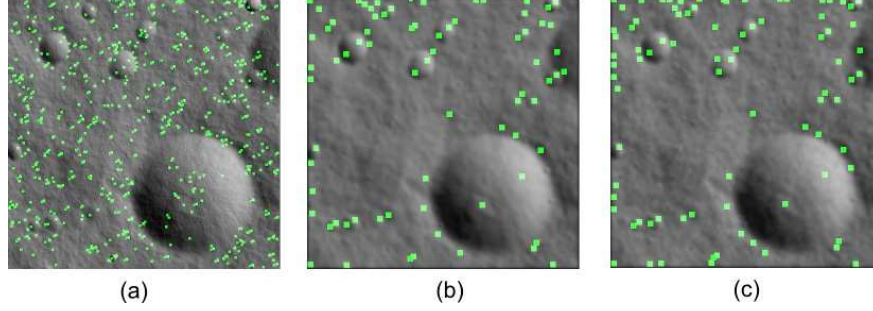


FIG. 5: La détection des amers avec l'opérateur d'adaptation d'échelle (a) Opérateur normal (b) Opérateur d'adaptation d'échelle ($s = 3$) (c) Opérateur d'adaptation d'échelle ($s = 4$) sur la même image avec le bruit ajouté.

En fait, l'espace d'échelle associée à une image I peut être obtenue avec la convolution de l'image initiale avec une filtre de Gauss dont l'écart-type est augmentée monotonement, disant $s\sigma$ avec $s > 1$. Dans Fig. 5, deux types des amers qui sont visibles et invisibles à haute altitude sont détectées dans l'image (a). En utilisant un opérateur d'adaptation d'échelle, seulement des amers qui sont visibles à haute altitude sont détectés et illustrés dans l'image (b).

D'une part, l'opérateur d'adaptation d'échelle aide à enlever les amers dans l'image de descente qui ne sont pas trouvés dans l'image orbitale. D'autre part, il filtre le bruit d'image grâce à l'usage de la noix Gaussienne (voir image (c) de Fig. 5, où l'image originale est abîmée avec un bruit blanc $\mathcal{N}(0, 1.25)$). Malgré qu'un opérateur d'adaptation d'échelle est utilisé dans cette procédure, le détecteur de DoG est préféré à Harris, qui est différent avec la méthode dans [11]. Le détecteur de DoG est utilisé dans Landstel pour compenser l'erreur introduite dans la connaissance d'altitude.

Etape 2 - Rectification des amers

Après d'être extraits à partir de l'image de descente avec l'opérateur d'adaptation d'échelle, les amers de descente sont rectifiés à l'orientation et à l'échelle de l'image orbitale avec une transformation d'homographie H [18] estimée avec la connaissance d'altitude et d'attitude de la sonde (Fig. 6, gauche). Pendant ce processus, la zone d'atterrissage est considérée comme "plate" en raison de la longue distance entre la sonde et la surface. Différemment de VISINAV ou d'autre méthode qui se base sur la corrélation d'image, Landstel ne rectifie que les amers de la surface. Pour cette raison, Landstel est moins sensible à la structure du terrain.

Sachant la matrice intrinsèque de l'image de descente, l'attitude et l'altitude de la sonde et sa position (avec la valeur de covariance), la première étape est de projeter les quatre coins de l'image de descente B_i avec $i = 1..4$ au sol, résultant à quatre points au sol M_i . Les quatre points au sol M_i sont exprimés dans la repère locale orbitale avec $M_i = \{X_i, Y_i, Z_i\}$ où Z_i correspond à l'élévation moyenne de la surface³.

Pareillement, sachant la matrice intrinsèque de l'image orbitale, son attitude, altitude et sa position, les quatre points au sol M_i sont projetés à la plane d'image orbitale, résultant à quatre points G_i dans la plane orbitale.

³ Z_i peut être calculé à partir de DEM de la surface.

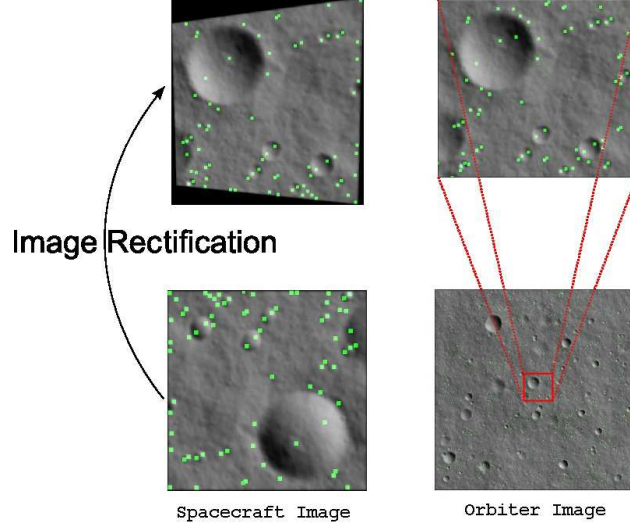


FIG. 6: Images gauches : rectification de l'image de descente. Images droites : la zone correspondante dans l'image orbitale.

Etant donné les quatres points dans l'image de descente B_i , $B_i = \{b_{1_i}, b_{2_i}, 1\}$, et leurs correspondances dans l'image orbitale G_i , $G_i = \{g_{1_i}, g_{2_i}, 1\}$, la transformation d'homographie entre l'image de descente et l'image orbitale est calculée en résourdant l'équation suivante :

$$Ph = Q \quad (1)$$

où h est un vector de taille 8×1 qui conserve les 8 paramètres de la transformation d'homographie H :

$$H = \begin{bmatrix} h_1 & h_2 & h_3 \\ h_4 & h_5 & h_6 \\ h_7 & h_8 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

et P est une matrix de taille 8×8 avec quatre blocs P_i dont :

$$P_i = \begin{bmatrix} b_{1_i} & b_{2_i} & 1 & 0 & 0 & 0 & -g_{1_i}b_{1_i} & -g_{1_i}b_{2_i} \\ 0 & 0 & 0 & b_{1_i} & b_{2_i} & 1 & -g_{2_i}b_{1_i} & -g_{2_i}b_{2_i} \end{bmatrix} \quad (3)$$

et Q est un vector de taille 8×1 :

$$Q^T = \begin{bmatrix} g_{1_1} & g_{2_1} & g_{1_2} & g_{2_2} & g_{1_3} & g_{2_3} & g_{1_4} & g_{2_4} \end{bmatrix} \quad (4)$$

La transformation matrice H peut être obtenue avec une opération de moindres-carré. La matrice H va naturellement faciliter la procédure d'apparier les amers puisque les amers rectifiés ont la même échelle et orientation avec des amers orbitaux. La partie droite de Fig. 6 montre que les amers sont bien comparables avec ceux dans l'image orbitale avec la rectification.

Step 3 - Extraction de signature

Avec l'adaptation d'échelle grâce à la rectification, les amers de descente maintenant ont la même résolution pixelique avec les amers orbitaux. Landstel hérite de cette propriété pour trouver les appariements entre deux ensembles d'amer : la signature d'un amer est en fait définie par leur répartition géométrique et mesurée avec une variation de Shape Context [3].

La signature d'un amer L_i est extraite avec les étapes suivantes :

1. *Détermination des voisins* : un amer L_j est ajouté à l'ensemble des voisins de L_i si et seulement si leur distance en pixel D_{ij} satisfait la condition suivante :

$$br < D_{ij} < pr \quad (5)$$

où br est la distance minimum qui est utilisée pour éviter le bruit et pr est le rayon de patron.

2. *Discrétisation d'angle et de secteur* : la distance en pixel des amers et leur valeur angulaire dans l'ensemble de voisins de L_i sont ensuite discrétisées en à un vecteur bi-dimensionnel $nRings \times nWedges$, correspondant à $nRings$ anneaux centrés sur L_i et à $nWedges$ secteurs (Fig. 7). Un histogramme, normalisé à une distribution probabilististe, définit la signature.

En conséquence, la signature d'un amer est un vecteur de deux dimensions de taille $nRings \times nWedges$ octets. Les valeurs de $pr, br, nRings, nWedges$ sont choisies par la fonction hors-ligne.

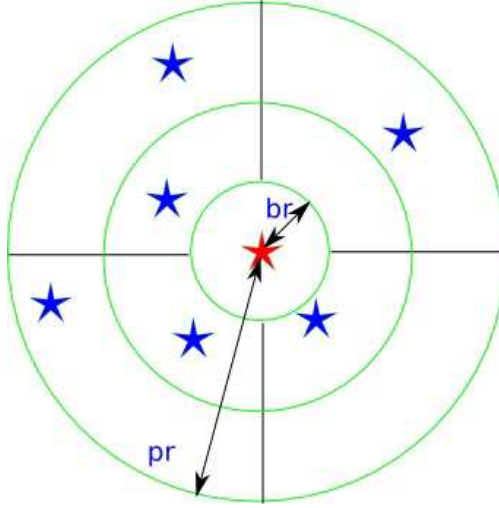


FIG. 7: Calcul de signature avec la discrétisation.

Etape 4 - Comparison de signature

Afin de calculer la similitude entre deux amers g et h , la distance de Chi-Square C_{gh} est utilisée :

$$C_{gh} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{nR \times nW} \frac{[g(k) - h(k)]^2}{g(k) + h(k)} \quad (6)$$

où nR et nW indiquent le nombre des anneaux et secteurs utilisés par Shape Context.

Tous couples d'amer dont la distance est inférieure à un seuil sont considérées comme un appariement potentiel, qui définit pour chaque amer de descente une liste des appariements potentiels.

A part de la distance Chi-Square, d'autre méthode plus sophistiquée peut être employée. Par exemple, Ling et al. [21] utilisent la distance de diffusion pour calculer la distance entre deux histogrammes. La distance est mesurée en calculant la différence de la pyramide Gaussienne de deux histogrammes. Même si les résultats expérimentaux dans [21] ont montré que la distance de diffusion a une meilleure performance que la statistique de Chi-Square, elle demande plus de temps pour computer la distance. De plus, Landstel utilise cette étape pour seulement extraire les amers similaires. Par conséquent, une comparaison parfaite dans cette étape n'est pas un critère importante par rapport à la demande de temps.

Step 5 - Estimation de la transformation affine

Etant donné une liste de candidat potentiel obtenu avec les étapes précédentes, quelques transformations d' affine entre l'image de descente et l'image orbitale sont calculées. Chaque transformation définit un nombre des appariements. Afin d'accélérer la recherche de la transformation d' affine, les amers de descente sont triés de manière que celui avec le moins de candidat potentiel est premièrement traité.

Normalement, un processus comme RANSAC [13] est utilisé pour trouver la meilleure transformation d' affine entre deux images. Malgré que certaines variations en temps réel de RANSAC sont récemment introduites [31], RANSAC n'est pas utilisable dans cette étape. Premièrement, RANSAC est souvent utilisé dans le cas où il y a une liste des appariements de relation un-un. Pourtant, on a une liste des appariements n-m dans laquelle un amer peut avoir plusieurs candidats potentiels. Secondement, le nombre de bon appariements dans ce contexte est souvent inférieur à 50 pourcent qui n'est pas conforme à RANSAC. Finalement, deux ensembles des amers sont déjà transformés à la même orientation et échelle avec la transformation d'homographie. Le seul paramètre inconnu est la translation. Pour cette raison, RANSAC n'exploite pas efficacement cette information importante.

Au lieu d'utiliser RANSAC, une arbre d'interprétation avec la métrique de distance de vecteur est utilisée pour trouver des transformations d' affine. Etant donné deux appariements (L_i, K_i) et (L_j, K_j) où L et K représentent respectivement les amers de descente et orbitaux, ce couple est considéré d'être cohérent si et seulement si leur distance de vecteur $distVector([L_i, L_j], [K_i, K_j])$, définie comme la différence dans la longueur et l'orientation de deux vecteurs, est plus petite qu'un seuil pré-défini ϵ . Cette distance est significative car les deux ensembles d'amer partagent la même repère avec l'application de la transformation d'homographie.

Sur la base de la distance de vecteur, une transformation affine (estimée avec au moins 3 appariements) peut être estimée avec la recherche d'une arbre d'interprétation formée par la liste des candidats. Si une transformation d' affine est trouvée, les appariements associés sont mis à côté. D'autre nouvelle transformation est recherchée avec les candidats restant dans la liste de candidat potentiel.

Pour chaque transformation d' affine estimée, le nombre des appariements entre les amers de descente et les amers orbitaux est calculé. La transformation d' affine avec le plus grand nombre des appariements est utilisée pour générer les appariements finaux entre deux images. Si le nombre des appariements est suffisamment grand, les appariements finaux sont considérés d'être corrects et utilisés pour estimer la position absolue de la sonde. Sinon, les appariements sont jetés et Landstel continue à travailler avec la prochaine image.

4.3 Estimation de la position absolue

Comme précédemment dit, le but de Landstel est d'estimer la position absolue de la sonde. Conséquemment, cette étape calcule seulement la position globale de la sonde. Pourtant, d'autres valeurs comme la vitesse et l'attitude de la sonde sont calculables avec les appariements de Landstel [18].

Etant donné un ensemble des appariements entre l'image de descente de l'image orbitale, la position de la sonde peut être estimée avec la fonction de projection d'image avec au moins trois appariements (Fig. 8) :

1. La position 2D des amers (U) dans la plane d'image de descente.
2. La position 3D des amers (M) à la surface (déduite avec leur appariement avec l'image orbitale) exprimée dans la repère locale orbitale.
3. La fonction de projection d'image :

$$U = K[R^T, -R^T T]M \quad (7)$$

où K est une matrice intrinsèque de taille 3×3 de la caméra, R est la matrice de rotation et T est la position de la sonde. Toutes valeurs sont exprimées dans la repère orbitale.

Sachant U , K , R et M , la position de la sonde T peut être calculée avec le moindre-carré. La position de la sonde dans la repère orbitale est puis transformée à la repère absolue avec la matrice de transformation.

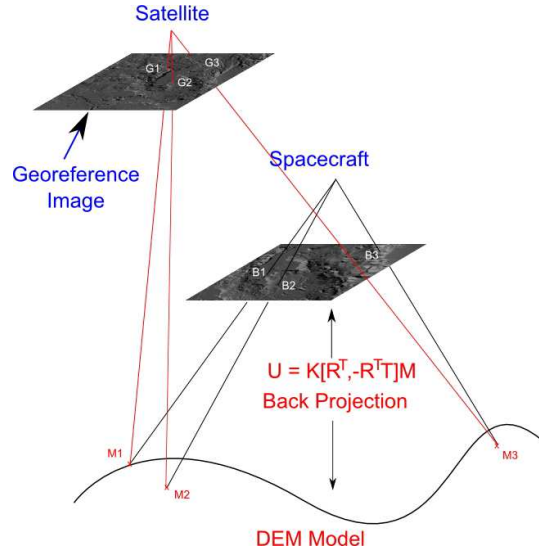


FIG. 8: Estimation de la position absolue avec la projection d'image.

5 Fusion des positions globales et locales

Dans cette section, on introduit une intégration lâche entre Landstel et un capteur inertielle ou une odomètre visuelle. Parce que Landstel délivre la position globale de la sonde tandis que INS

(odomètre) estime la vitesse et l'attitude de la sonde, on inspire du modèle de la fusion INS-GPS pour combiner les deux capteurs. En conséquence, l'état dynamique du système est un modèle de navigation inertielle standard. Le but de cette combinaison est d'abord d'améliorer l'estimation de la position globale. Deuxièmement, l'estimation de la vitesse de l'INS peut être utilisée pour guider et réduire la zone de recherche pour Landstel. Par conséquent, Landstel opère plus vite et plus robustement.

Concernant le dynamisme de la filtre, le modèle de navigation inertielle standard ne va pas totalement avec un système de navigation avec une odomètre visuelle car une odomètre visuelle ne mesure pas l'accélération et la vitesse rotative. Pourtant, on n'implémente pas directement les équations de navigation mais les équation d'erreur de navigation. Ces dernières équations utilisent seulement l'estimation de vitesse, de position et d'attitude.

En littérature, il y a deux méthodes pour installer une filtre de Kalman pour la fusion de deux capteurs [34]. La première est la "feed forward" où l'observation délivrée à la filtre est l'observation d'erreur de INS. En conséquence, les équations de navigation inertielles doivent être linéarisées pour créer des équations d'erreur [37, 1]. Comme ces équations sont linéarisées, la filtre de Kalman à implémenter est une filtre linéaire. Avec la méthode de "feed forward", la sortie de la filtre est retournée et corrigée à l'extérieur de l'INS (odomètre). Par conséquent, une croissance illimitée d'erreur dans l'INS va résulter à une grande d'erreur d'observation qui va violer la condition de linéarisation.

D'autre méthode s'appelle "feed backward". Avec cette implémentation, l'observation délivrée à une filtre est aussi l'erreur observée de INS. En conséquence, la filtre de Kalman est aussi une filtre linéaire. La sortie de la filtre est directement retournée à l'INS pour corriger l'erreur de la position. Par conséquent, l'erreur d'observation est toujours corrigée après chaque mise à jour de la filtre de Kalman.

Depuis que l'odomètre visuelle est une boîte noire, on implémente une couche à l'extérieur de la filtre de navigation comme illustrée dans Fig. 9. Dans le cas avec un INS, l'erreur peut être corrigée à l'intérieur du capteur. Pour VIBAN, on implémente la méthode de "feed backward" en raison de ses avantages. Le détail dans la linéarisation des équations de navigation standards pour générer les équations d'erreur de navigation peut être trouvé dans [37, 1]. Le vecteur d'état de la filtre de Kalman est l'erreur de position, d'attitude, de vitesse et est défini par :

$$\delta x_k = \begin{bmatrix} \epsilon^T & \delta v^T & \delta p^T & \delta f^b{}^T & \delta \omega_{ib}^b{}^T \end{bmatrix}^T \quad (8)$$

où ϵ est l'erreur dans l'attitude, δv est l'erreur dans la vitesse, δp est l'erreur dans la position, δf^b est l'erreur dans la mesure d'accélération et $\delta \omega_{ib}^b$ est l'erreur dans la mesure de du taux rotatif. Chaque terme est un vecteur de 3 dimensions (3×1). L'unité de control u est :

$$u_c(k) = \begin{bmatrix} u_{acc}^T(k) & u_{gyro}^T(k) \end{bmatrix}^T \quad (9)$$

où u_{acc} et u_{gyro} dénotent le bruit des capteurs inertiels. Dans le cas avec une odomètre visuelle, la valeur décrite dans la spécification de capteur inertiel est employée en considérant qu'une odomètre visuelle comme un capteur inertiel étendu.

Le modèle d'erreur de la navigation temps-continu est défini par :

$$\delta \dot{x}(k) = F(k)\delta x(k) + G(k)u_c(k) \quad (10)$$

où $F(k)$ est une matrice de taille 15×15 :

$$F(k) = \begin{pmatrix} -\Omega_{ie}^e & 0_3 & 0_3 & 0_3 & R_b^e \\ -\Upsilon^e & -2\Omega_{ie}^e & 0_3 & R_b^e & 0_3 \\ 0_3 & I_3 & 0_3 & 0_3 & 0_3 \\ 0_3 & 0_3 & 0_3 & 0_3 & 0_3 \\ 0_3 & 0_3 & 0_3 & 0_3 & 0_3 \end{pmatrix} \quad (11)$$

et $G(k)$ est une matrice de taille 15×6 :

$$G(k) = \begin{pmatrix} 0_3 & R_b^e \\ R_b^e & 0_3 \\ 0_3 & 0_3 \\ 0_3 & 0_3 \\ 0_3 & 0_3 \end{pmatrix} \quad (12)$$

où R_b^e est la matrice de rotation définie dans la section III. Les symboles 0_3 et I_3 dénotent respectivement la matrice nulle 3×3 et la matrice d'identité 3×3 . Ω_{ie}^e est une matrice antisymétrique qui représente la rotation de la planète avec le taux de rotation $\omega_{ie}^e = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]$ entre la repère-i et la repère-e.

$$\Omega_{ie}^e = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

et Υ est défini par :

$$\Upsilon^e = \begin{bmatrix} 0 & -f_3^e & f_2^e \\ f_3^e & 0 & -f_1^e \\ -f_2^e & f_1^e & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

où f_l^e indique l'accélération le long de l'axe l^{ieme} dans la repère-e.

Comme expliqué dans [37, 1], l'équation d'erreur de temps-discret devient :

$$\delta x_{k+1} = \Psi_k \delta x_k + u_{d,k} \quad (15)$$

avec la matrice de transition entre deux instances kT_s et $(k+1)T_s$ est approximée avec :

$$\Psi_k \approx I + F(kT_s)T_s \quad (16)$$

Appellons δy la différence entre la position estimée par Landstel et celle estimée par l'INS et $w_{d,k}$ l'erreur dans la positioni estimée de Landstel. Puis, l'équation d'observation peut être écrite :

$$\delta y_k = H_k \delta x_k + w_{d,k} \quad (17)$$

La matrice d'observation H est une matrice nulle de taille $0_3 \times 15$ si Landstel ne peut pas estimer la position absolue. Si non, elle contient une sous-matrice d'identité :

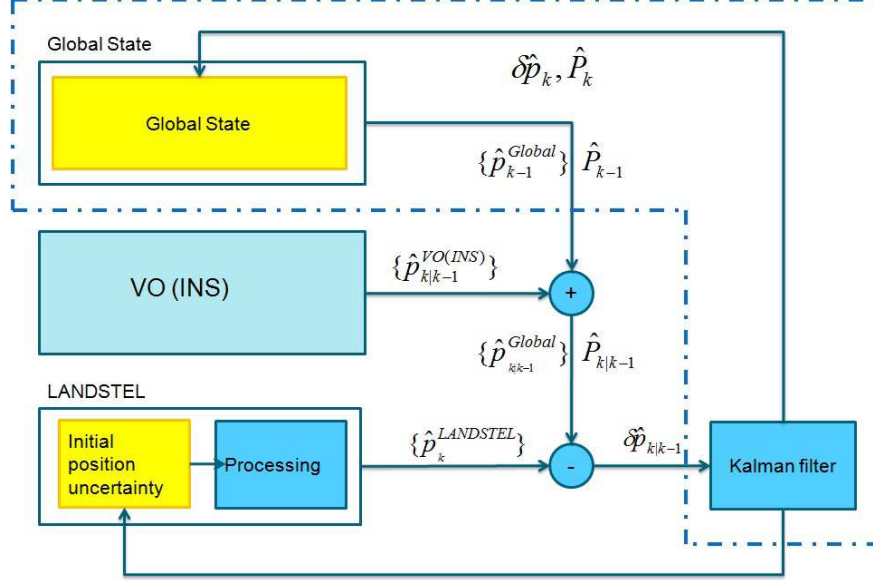


FIG. 9: La filtre de Kalman de type “feed backward” fuse l’estimation de Landstel avec l’estimation de l’INS. La région pointillée représente la module de navigation globale dans Fig. 1. La filtre de Kalman met à jour la position absolue de la sonde dans l’état global et ensuite retourne le résultat à Landstel pour guider Landstel.

$$H_k = \begin{bmatrix} 0_3 & 0_3 & I_3 & 0_3 & 0_3 \end{bmatrix} \quad (18)$$

Un intérêt de la filtre de type “feed backward” est que l’état de prédiction est toujours égal à zéro. En réalité, le capteur inertiel s’assume d’être initialement calibré. Pour cette raison, toutes erreurs sont enlevées. En conséquence, l’état de prédiction se met à zéro $x(1|0)$. De plus, après chaque estimation avec la filtre de Kalman, l’erreur de la position estimée est toujours retournée au capteur inertiel (ou la module de l’état global) pour la correction. Par conséquent, cette erreur est toujours considérée comme correcte qui résulte à un zero de l’état de prédiction.

De plus, l’intégration de deux systèmes permet à Landstel de réduire la zone de recherche dans l’image orbitale. Après chaque mise à jour de la filtre de Kalman, la position absolue de la sonde est retournée à Landstel. En se basant sur la valeur de la covariance $\hat{P}_{k|k-1}$, la taille de zone de recherche est déterminée. Ce mécanisme de mise au point non seulement accélère l’algorithme en réduisant la zone de recherche mais aussi améliore la performance de l’algorithme en limitant le nombre de faux appariements. Pourtant, la zone de recherche est empêchée de devenir trop petite pour éviter la divergence du système.

En réalité, la filtre de Kalman doit être réglée avant l’utilisation [34, 16]. Le réglage se trouve dans la choix des valeurs des matrices de covariance de procès $Q(k)$ et d’observation $R(k)$ pour la filtre de Kalman. La valeur de $Q(k)$ peut être obtenue avec la calibration de l’INS ou avec une campagne de validation avec l’odomètre visuelle. Pareillement, la valeur de la matrice $R(k)$ peut être obtenue avec une campagne de validation avec Landstel. Ding et al. [10] ont introduit une méthode pour estimer des valeurs de deux matrices de covariance pendant le vol pour un système d’intégration de GPS-INS. Pourtant, cette approche n’est pas appropriée à VIBAN en raison de la

courte durée d'utilisation qui n'est pas suffisante pour converger à une valeur correcte.

6 Fusion des amers

6.1 Detection de faute

Normalement, la détection et le rejet des appariements aberrants se font dans la filtre de Kalman avec la distance de Mahalanobis dans une fonction de porte (gating function). Pourtant, la filtre de Kalman implémentée dans cette thèse n'utilise pas directement les mesures et observations des points appariés. Pour cette raison, la module de Consistency Checking est implémentée à l'extérieur de la filtre de Kalman. Une autre approche pour détecter et rejeter les aberrants est RANSAC. Par contre, les appariements retournés par Landstel sont générés par une transformation d'affine (étape 5 de Landstel). En conséquence, il y a une grande probabilité que tous ces appariements sont soit tous corrects ou soit tous faux. Pour cette raison, une méthode de rejet des aberrants traditionnelle comme RANSAC n'est pas appropriée.

En fait, la module de Consistency Checking fonction comme une fonction de porte [12] dans la filtre de Kalman. La prédiction et l'observation des appariements sont faites. La différence entre la prédiction et l'observation est employée pour justifier l'estimation de Landstel. Les fonctions de prédiction et d'observation sont symboliquement décrites par :

- Ensemble de prédiction : en utilisant la position estimée retournée par Landstel P_{LS}^t et l'estimation du déplacement entre t et $t + 1$ donnée par l'odomètre visuelle $\delta P_{VO}^{t+1|t}$, la position de la sonde à $t + 1$ est prédite par :

$$\hat{P}_{LS}^{t+1} = P_{LS}^t + \delta P_{VO}^{t+1|t} \quad (19)$$

Avec la position prédite $\hat{P}_{LS}^{t+1}$ et le groupe des points 3D à la surface M_{LS} associés aux amers appariés B^t , les positions des amers B^t dans l'image suivante sont prédites avec la fonction de projection (comme dans Fig. 8). Dans Fig. 10, les points rouges dans l'image (b) représentent les positions prédites des appariements B^t dans l'image consécutive prise à $t + 1$ (en rouge). Les points bleus dans l'image (a) illustrent seulement un sous-ensemble des appariements de Landstel B^t . L'ensemble des points prédits est calculé par :

$$Pre(B^t) = BackProj(B^t, \hat{P}_{LS}^{t+1}, M_{LS}) \quad (20)$$

$$= BackProj(B^t, P_{LS}^t + \delta P_{VO}^{t+1|t}, M_{LS}) \quad (21)$$

- Ensemble d'observation : étant donné un ensemble des appariements B^t retourné par Landstel à l'instance t , les points appariés sont suivis à l'image suivante à l'instance $t + 1$ avec l'odomètre visuelle. Les points observés sont représentés par les points verts dans l'image (b) (Fig. 10). L'ensemble d'observation est donc obtenu avec :

$$Obs(B^t) = Track(B^t, im^t, im^{t+1}) \quad (22)$$

En utilisant la fonction d'observation dans l'équation 22 et la fonction de prédiction dans l'équation 21 (illustrés par les points verts et rouges dans Fig. 10), la sortie de Landstel est considérée comme incorrect si la prédiction et l'observation ne sont pas cohérentes. En effet, la prédiction

ne dépend que la sortie de l'algorithme de Landstel. Plus précisément, elle dépend seulement de la position estimée et les points 3D associés. Au contraire, l'ensemble d'observation dépend seulement sur la nature des deux images consécutives ou plus précisément de la fonctionnalité de l'odomètre visuelle. Grâce à l'usage de la corrélation d'image aidé par les mesures inertielles, l'ensemble d'observation est considéré d'être plus fiable pendant une période courte d'une seconde.

Appellons ξ la différence ou l'innovation entre la prédiction et l'observation :

$$\xi(B^t) = Obs(B^t) - Pre(B^t) \quad (23)$$

La valeur normalisée α du vecteur d'innovation $\xi(B^t)$ est calculé avec :

$$\alpha = \xi(B^t)^T * P(B^t)^{-1} * \xi(B^t) \quad (24)$$

où $P(B^t)$ est la covariance des appariements B^t ⁴. La valeur de covariance ici indique la précision des appariements de Landstel qui dépendent des paramètres utilisés dans l'algorithme de Landstel et est calculé hors-ligne. La valeur α est utilisée pour comparer avec un seuil prédéterminé pour classifier la sortie de Landstel. Si la valeur α est plus grande que le seuil, la sortie de Landstel doit être reporté comme erronée et sera rejetée. Dans ce cas, seule l'information de l'odomètre visuelle sera utilisée pour propager la position estimée – jusqu'à ce que Landstel reçoit une estimation de la position absolue. La choix du seuil est aussi importante que la choix des matrices de covariance de Q, R dans la filtre de Kalman. Si elle est trop petite, bonne estimation est abandonnée. Si elle est trop grande, les mauvaises estimations vont entamer le système.

Pourtant, même si la prédiction est cohérente à l'observation, il n'est pas assuré que la sortie de Landstel est correcte. La sortie de Landstel est pourtant considérée comme correcte et envoyée à la filtre de navigation globale en espérant que les étapes suivantes vont trouver l'incohérence.

6.2 Landstel Robustification

Le but principal de la procédure de robustification de Landstel est d'augmenter le nombre des appariements à retourner par Landstel qui en conséquence améliore sa précision de la position estimée. Etant donné un ensemble des appariements retournés par Landstel à une instance (points bleus dans Fig. 10), l'ensemble est suivi à une image suivante avec l'odomètre visuelle (points verts dans Fig. 10). Après avoir suivis ces appariements avec succès, les points suivis sont injectés dans l'ensemble de candidats d'affine de l'algorithme de Landstel (la sortie de l'étape 5). Puis, le nouveau candidat sera considéré comme un candidat normal comme les autres. Parmi ces candidats d'affine, le meilleur avec le plus grand nombre des appariements est considéré comme le meilleur et sera utilisé pour calculer la position de la sonde.

En effet, il y a peu ou aucune risque de divergence pour le système en raison de sous-optimalité en utilisant les points suivis de l'odomètre visuelle. Premièrement, les points suivis de l'odomètre visuelle sont insérés à Landstel comme un candidat d'affine normal. Pour cette raison, ce nouveau candidat d'affine doit être utilisé pour générer les nouveaux appariements avec l'image orbitale et doit rivaliser d'autres candidats pour être sélectionné. Même si Landstel ne peut pas délivrer aucun candidat d'affine, le candidat dérivé de l'odomètre visuelle doit être capable un grand nombre des appariements pour être accepté. De plus, la zone de recherche de Landstel est réduite mais

⁴En théorie, il y a aussi erreur dans les mesures de l'odomètre visuelle. Pourtant, la valeur de covariance de Landstel est plus grande, jusqu'à quelques pixels (Fig. 21). Cette valeur est beaucoup plus grande de celle des mesures de l'odomètre visuelle.

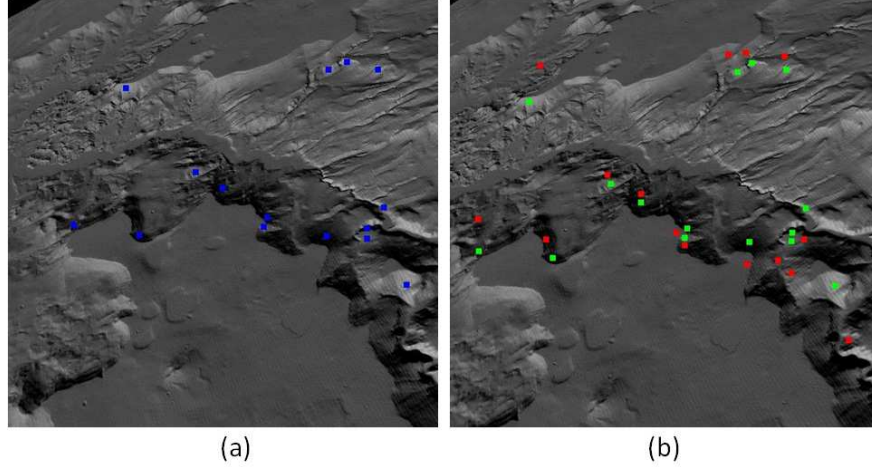


FIG. 10: (a) : l'image de descente avec un sous-ensemble des appariements de Landstel . (b) : l'image consécutive avec les amers de Landstel suivis par l'odomètre visuelle (en vert) (in green) et avec les points prédits (en rouge). Pour la visualisation, seul les points appariés de Landstel qui sont suivis avec succès sont affichés (23 sur 31).

empêchée de devenir trop petite pour que la vraie position de la sonde reste toujours dans la zone de recherche.

7 Expérimentation Nominal

Dans cette section, on introduit d'abord les différentes surfaces, trajectoires ainsi que d'autres paramètres utilisés pour des expériences. La performance de Landstel en accouplant avec un INS ou une odomètre visuelle est ensuite présentée et analysée.

7.1 Configuration expérimentale

Afin d'analyser la performance du système de VIBAN pour une application interplanétaire, les images synthétisées avec PANGU [27] sont employées. Les terrains simulés sont générés soit avec le logiciel PANGU directement ou soit avec l'importation de DEM externe. Fig. 11 montre deux surfaces utilisées par l'expérience. La surface gauche "NH" est synthétisée par PANGU avec les paramètres de surface tandis que la surface droite "MB" est générée avec un modèle réel modifié. La différence entre le point le plus bas et celui le plus haut dans la surface MB est 10 km. Cette surface de haute élévation est choisie pour analyser l'hypothèse de surface plate de Landstel.

La résolution de la caméra simulée est de 512×512 pixels, avec 8 bit/pixel. La caméra opère avec une fréquence de 10 Hz. Le champ de vue de la caméra est mise à 50×50 degrés. Dans ces expériences, Landstel marche avec une fréquence d'1Hz tandis que l'odomètre visuelle marche avec une fréquence de 10 Hz.

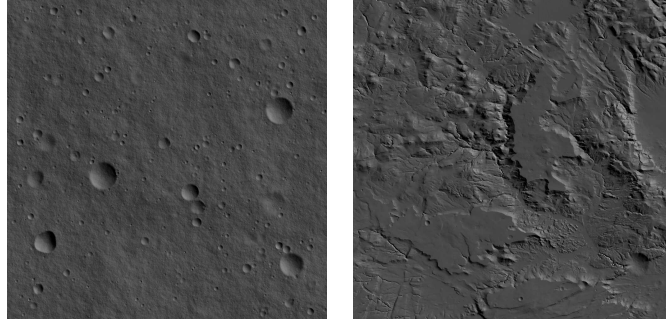


FIG. 11: Gauche : surface craterisée avec $0.2 \text{ cratères}/\text{km}^2$ (NH. Droit : terrain montagneux avec une variation de 10 km d'élévation (MB). La taille de chaque surface est $320 \times 320 \text{ km}^2$.

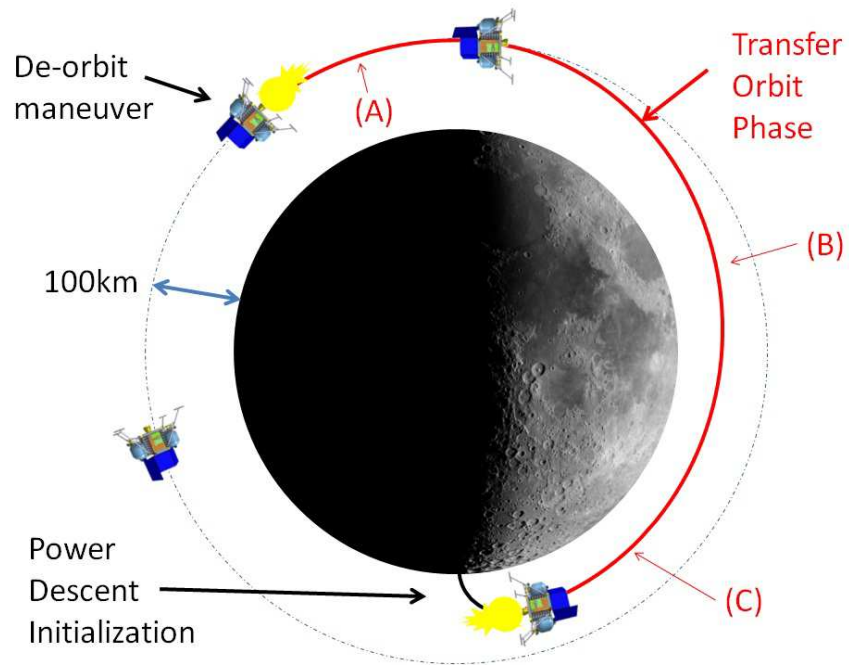


FIG. 12: Phase ballistique lunaire.

Parameters	Moon Coasting
Image Acquisition Alt	100km, 58km, 29km
Time lapse	43 seconds $\times$ 3
Off-nadir angle	$< 40^\circ$
Initial Position Error	$\pm[1600, 1600, 100]$ m
Velocity Error	$[1, 1, 1.5]$ m/s
Altimeter Error	No altimeter used
Attitude Error (per axis)	$< 1^\circ$
Image noise	White noise (0;1.3)

TAB. 3: Phase balistique Lunaire

Name	Ele (L)	Azi (L)	Ele (N)	Azi (N)
Orbital image	5°	0°	25°	55°
Descent 1	1°	180°	25°	55°
Descent 2	1°	90°	10°	40°
Descent 3	1°	-90°	40°	40°
Descent 4	1°	45°	10°	70°
Descent 5	1°	-45°	40°	70°

TAB. 4: Deux configurations d’illumination : soleil bas (L) et soleil normal (N). “Ele” correspond à l’élévation et “Azi” correspond à l’azimut du soleil.

7.2 Description de scénario

La trajectoire utilisée dans ces expériences est la phase ballistique lunaire où la sonde descend de 100 kilomètre à 15 kilomètre d’altitudes comme montré dans Fig. 12. En conséquence, seulement la caméra embarquée et le capteur inertiel sont utilisables. Avec cette trajectoire, la sonde traverse un parcours de 5000 kilomètre pendant une heure de vol. En raison de la longueur de la trajectoire, le système est testé seulement à trois altitudes qui sont à 100 kilomètres (point A), 58 kilomètres (point B) et 29 kilomètres (point C). Pour chaque altitude, le système est employé pendant un laps de temps de 43 secondes avec une fréquence d’1 Hz (pour Landstel). Par conséquent, il y a 43 images prises pendant un laps de temps. Entre les trois altitudes A, B et C, le capteur inertiel est employé pour la navigation de la sonde. L’angle du caméra est fixée à 40 degrés par rapport à l’axe vertical. La résolution des images orbitales utilisées à deux points A et B est de 160 m/pixel et celle pour point C est de 80 m/pixel. La taille de toutes images orbitales est fixée à 2048×2048 .

Afin de vérifier la robustesse du système avec les différents niveaux de bruit de capteur. Tableau 3 résume le scénario d’atterrissage avec le niveau de bruit utilisé. Aucun radar altimètre est utilisé pour la phase ballistique de la Lune. En conséquence, le système VIBAN doit utiliser les mesures inertielles pour mettre à jour l’altitude de la sonde. Par conséquent, l’erreur d’altitude doit être corrigée après chaque mise à jour de Landstel. Concernant le bruit d’image, le bruit blanc avec un écart-type égale à 0.5 pourcent de l’intensité d’image est injectée (1.3 pixel pour une image de 8 bit/pixel). L’erreur d’altitude est inférieure à 1 degré.

Deux configurations différentes d'illumination sont définies dans le Tableau 4. La condition d'illumination de l'image orbitale est fixée tandis que celle pour l'image de descente varie selon le Tableau 4. La configuration de soleil bas ressemble à la condition d'illumination au pôle sud et nord de la lune. La configuration de soleil normal correspond à l'illumination à l'équateur de la lune. Pour le soleil bas, la direction du soleil pour l'image orbitale est fixée à 5° d'élévation et 0° d'azimut. Pour l'image de descente, l'élévation du soleil est fixée à 1° pour toutes situations et l'azimut du soleil est à $45, 90, 180, 270, 315$ degrés. Concernant la condition normale, la condition du soleil de l'image orbitale est fixée à 25° d'élévation et 55° d'azimut. La différence dans illumination entre l'image de descente et l'image orbitale est dans la limite de $\pm 15^\circ$ dans l'élévation et l'azimut pour la configuration normale.

7.3 Nominal Validation

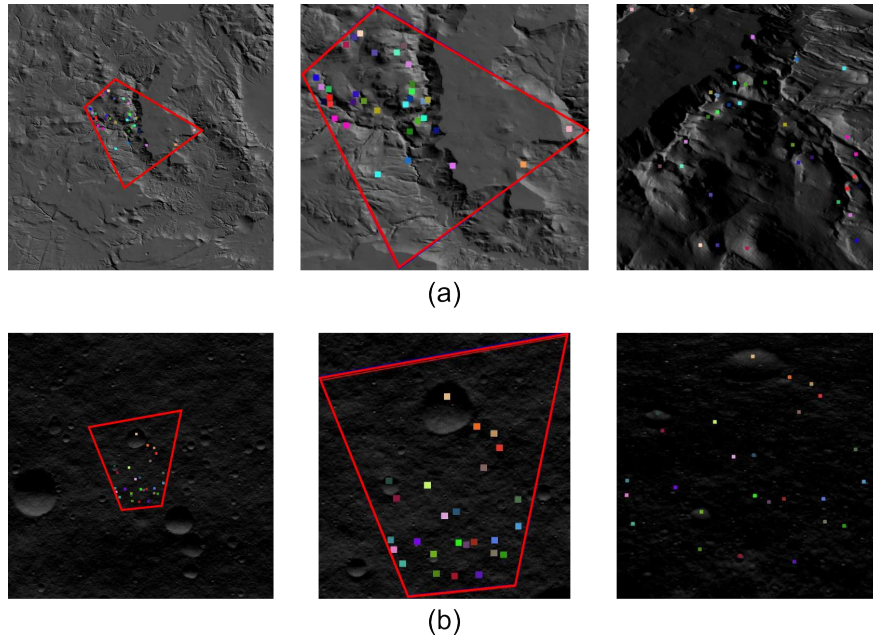


FIG. 13: Deux exemples des appariements retournés par VIBAN à deux points B (haute avec la surface de MB) et C (basse avec la surface de NH). L'image orbitale (haute et gauche) est prise avec une condition de $(25^\circ, 55^\circ)$ (élévation, azimut) et l'image de descente (haute droite) est prise avec un soleil de $(10^\circ, 40^\circ)$. $(5^\circ, 0^\circ)$ est établie for l'image orbitale basse gauche. $(1^\circ, 180^\circ)$ est fixée pour l'image de descente basse droite.

Deux scénarios sont définis pour la validation nominale. Avec le premier scénario, la sonde fait face au soleil au point A (angle d'incidence de 180 degrés.). La trajectoire coïncide avec la ligne rouge et continue dans Fig. 12. Au point C, le soleil est directement en arrière la sonde. Dans le deuxième scénario, la sonde suit la transition de la zone sombre et claire de pôle nord au pôle sud (perpendiculaire à la trajectoire du premier scénario). L'angle d'incidence entre le soleil et l'orientation de la sonde est fixée à 45 degrés pour les deux points A et C.

Pour les deux scénarios, la surface craterisée NH est utilisée à deux points A et C tandis que la surface montagneuse MB est employée au point B. La condition de soleil bas est utilisée pour les

deux pôles de la Lune (points A et C). La condition de soleil normal est employé au point B. On veut noter que la différence dans illumination entre image orbitale et image de descente pour les deux scénarios est équivalente. La seule différence est l'angle d'incidence à deux points A et C. Les images dans Fig. 13 montrent deux exemples des appariements obtenus par Landstel à deux points B et C.

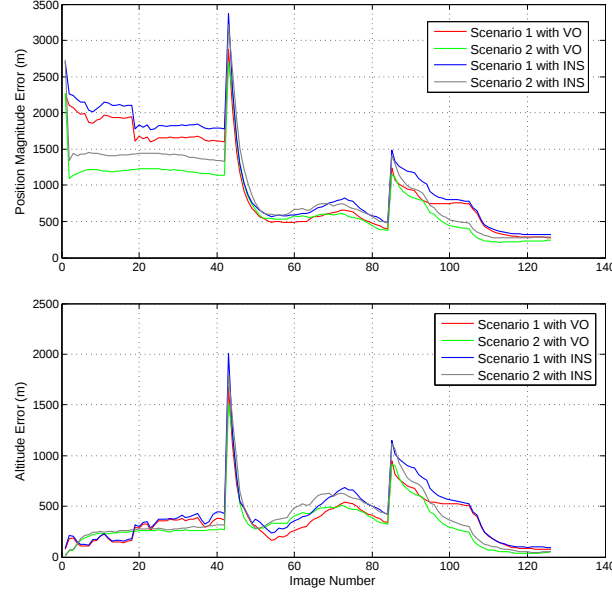


FIG. 14: Erreur de position estimée avec VIBAN en magnitude (haut) et en altitude (bas) avec les deux scénarios lunaires et avec deux configurations (INS et odomètre visuelle).

Fig. 14 affiche l'erreur moyenne de la position estimée en magnitude (haut) et en altitude (bas) de cinq tests avec deux scénarios et avec deux configurations. Dans une configuration, Landstel est accouplé avec un capteur inertiel. Dans l'autre configuration, Landstel est accouplé avec une odomètre visuelle. La différence entre deux configurations est l'intégration des points suivis. A chaque point A, B et C, Landstel est employé pendant 43 secondes. Il y a totalement 129 résultats d'estimation. La période de la navigation avec le capteur inertiel n'est pas affichée en raison de la grande différence dans l'échelle de temps (129 secondes contre 2500 secondes). Pour cette raison, il y a deux sauts à l'image 43 et à l'image 86 dans la charte.

Avec les chartes, on peut observer que le premier scénario produit une erreur plus grande avec deux configurations au début de la phase ballistique. Pourtant, l'erreur de la position à la fin du point A est corrigée au début du point B. L'erreur dans l'estimation de position de deux scénarios à la fin de point B est corrigée et égalisée parce que la condition d'illumination au point B est équivalente pour deux scénarios. Une petite différence dans l'illumination résulte à la différence dans l'erreur au point C. Pourtant, le système de navigation converge avec deux scénarios.

Concernant la performance de VIBAN dans lequel une odomètre visuelle est employée, le système délivre une meilleure performance qu'avec un INS. Pourtant, deux configurations peuvent toujours corriger l'erreur due à l'intégration des mesures inertielles. Au point C (à 29 km altitude), l'erreur finale de la position de deux scénarios 1 et 2 est de 278.63m et de 237.19 m pour la configuration avec l'odomètre visuelle et de 319.07 m et de 287.19 m pour la configuration inertielle.

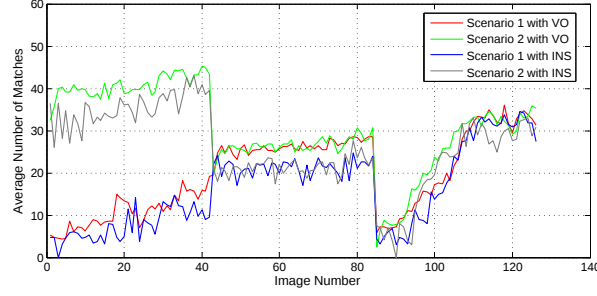


FIG. 15: Nombre des appariements moyen retourné par VIBAN avec deux scénarios et avec deux configurations.

Fig. 15 présente le nombre des appariements retournés par deux configurations. Au premier laps, le nombre des appariements retourné (par deux configurations) avec le deuxième scénario domine nettement celui retourné avec le premier. Au deuxième laps, le nombre des amers appariés retourné par deux scénarios est équivalent parce que la même configuration est employée. Pourtant, le nombre des appariements retourné par la configuration avec l'odomètre visuelle est plus grande à cette phase. Au dernier laps, le nombre des appariements retourné par la configuration avec l'odomètre visuelle est un peu mieux que celui avec la configuration inertielle. Deux figures Fig. 14 et Fig.15 montrent que l'utilisation de l'odomètre visuelle peut actuellement doper la performance de Landstel au nombre des appariements et à la précision de la position estimée.

8 Performance Analysis

Des expériences dans cette section visent à donner une analyse détaillée de VIBAN. En fait, cette section essaie d'expliquer les phénomènes différentes qui avaient lieu dans la validation nominale et de donner une estimation brute sur le domaine de fonctionnement du système. D'abord, la performance de Landstel avec deux structures de la surface est donnée et analysée. Ce test vise à analyser l'hypothèse de surface plate de Landstel. Puis, l'influence d'illumination, à la fois dans la différence de l'image orbitale/descente et dans l'angle d'incidence, est analysée. Finalement, d'autres expériences seront réalisées pour montrer que le système est utilisable dans l'autre contexte comme Mars ou Terre à part de la phase ballistique lunaire.

Il y a environ 10.000 images générées pour ce test. La phase ballistique de la lune est employée. Différent des expériences nominales où trois points A, B et C sont connectés par la navigation inertielle, il y a aucune connection entre ces trois points dans cette section. VIBAN est démarré au début de chaque point. A chaque point, l'erreur de la position initiale pour l'axes horizontaux est de 5 km par axe et l'erreur dans l'altitude est de 5 pourcent. Aucun altimètre est utilisé dans ces expériences. Le bruit des capteurs est configuré comme décrit dans le Tableau 3. De plus, les deux surfaces MB et NH sont employées à tous points. Pourtant, la condition de soleil bas est appliquée à la surface NH tandis que la condition de soleil normal est accouplée avec la surface MB. Landstel en accouplant avec une odomètre visuelle est appliqué à tous tests.

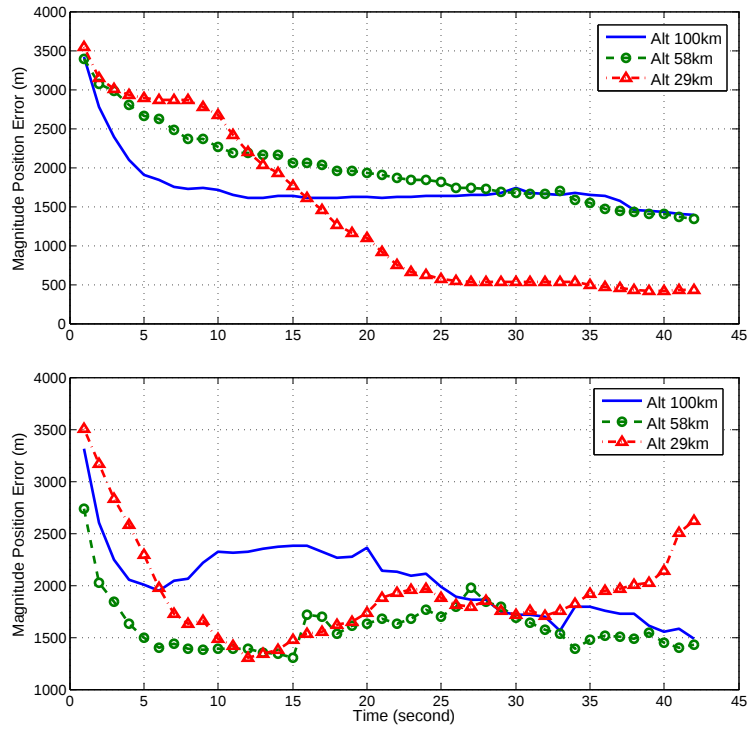


FIG. 16: Performance de VIBAN avec deux surfaces NH (haut) et MB (bas) à 100, 58 et 29 km d'altitude.

8.1 Structure de Terrain

Fig. 16 montrent l'erreur dans la position estimée de VIBAN à trois altitudes (A, B et C) avec deux surfaces NH (haut) et MB (bas). Avec la surface NH, la performance de système à 100 km d'altitude (point A) et à 58 km d'altitude (point B) est équivalente parce que la résolution de l'image orbitale est identique pour deux scénarios (160 m/pixel). En basse altitude (point C), l'estimation est plus précise parce que la résolution de l'image orbitale est doublée. L'erreur de l'estimation finale au point C est approximée par 300 mètres. Ce fait montre que la précision de VIBAN ne dépend pas totalement de l'altitude de la sonde mais aussi de la résolution de DEM.

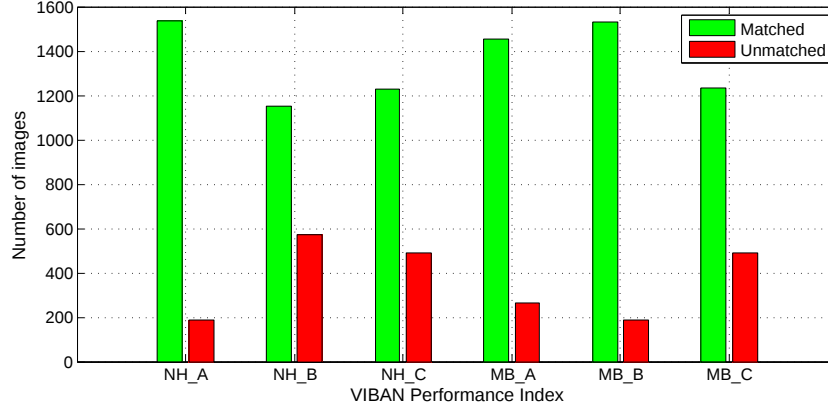


FIG. 17: La performance de VIBAN avec les deux surfaces NH et MB à trois points A, B et C.

La performance de VIBAN à deux points A et B avec la surface MB (haut) confirme ce fait. Pourtant, la précision de l'estimation n'améliore pas quand la sonde descend au point C. Fig. 17 illustre le nombre des images où VIBAN peut et ne peut pas trouver les appariements. Comme illustré dans cette figure, il y a aucune différence significative dans le nombre des images où VIBAN peut trouver les appariements entre deux surfaces. VIBAN peut trouver plus d'appariements avec la surface de NH au point A parce que plus de détail est perçu à haute altitude. Plus détail dans la surface de MB résulte aussi à un grand nombre des images appariées.

En réalité, le problème se lie dans la variation d'altitude de la surface de MB avec son différence de 10 km en élévation. Etant donnée le même montant d'erreur dans les appariements de Landstel, la surface MB résulte à plus d'erreur dans l'estimation de DEM des amers appriés. En basse altitude, la variation de l'élévation de la surface dans la zone aperçue par la sonde ne change pas. En conséquence, le même montant d'erreur est introduit et résulte à aucune amélioration dans la position estimée. A travers de cette analyse, on peut montrer que VIBAN peut opérer avec un ratio entre le variation d'élévation de la surface et d'altitude de la sonde jusqu'à $\frac{1}{5}$ (par exemple, 10 km d'élévation vs. 58 km d'altitude).

8.2 Illumination

Depuis que VIBAN utilise une caméra passive comme son capteur principal, le soleil joue un rôle très important dans la performance du système. Dans cette section, deux analyses sont menées : une avec la différence dans l'illumination entre l'image orbitale et l'image de descente, l'autre avec

l'angle d'incidence. La surface NH avec la condition de soleil bas est employée pour ces analyses en raison de la grande variation de cette condition d'illumination et de la surface craterisée.

Fig. 18 affiche le résultat de deux analyses. L'image en haut illustre l'erreur moyenne par rapport à la différence en illumination. L'illumination de l'image orbitale est fixée à $(5^\circ, 0^\circ)$ (élévation, azimut) pendant que celle pour l'image de descente varie. Comme on peut prévoir, une plus grande erreur entre deux images orbitales et de descente donne une plus grande d'erreur dans la position estimée. En réalité, les amers ont tendance de bouger plus loin si la différence grandit. Par conséquent, il y a moins de précision dans l'appariement des amers. Pourtant, l'erreur de la position estimée peut toujours converger. La seule différence se trouve dans les points de convergence pour ces conditions.

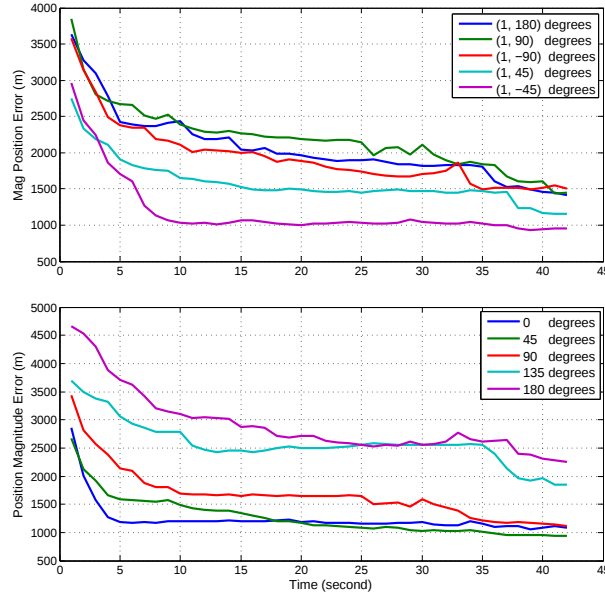


FIG. 18: Analyse d'illumination avec la surface craterisée NH. Charte haute montre l'analyse sur la différence de l'illumination orbitale-descente. Charte basse montre l'anslyse sur l'angle d'incidence.

La charte en bas dans Fig. 18 représente l'erreur d'estimation moyenne avec les angles d'incidence différentes. Cette analyse montre que le système de VIBAN est perturbé quand le soleil est en face de la sonde ⁵. Dans cette situation, la caméra embarquée peut percevoir seulement le bord des cratères. Donc, le contenu de l'image de descente est plus pauvre que celles avec d'autres angles d'incidence, résultant à un nombre des points d'intérêt et des appariements plus bas (phase A dans Fig. 15). Le résultat d'analyse a aussi montré qu'il n'y a aucune différence dans la performance de système avec une angle d'incidence inférieure à 90 degrés. L'erreur finale de la position estimée pour le pire cas est environ de 2300 mètres (à 100 km d'altitude) pendant que l'erreur finale est moins de 1000 mètres avec le soleil en arrière de la sonde.

⁵Un phénomène similaire a lieu avec APLNav[23].

8.3 Scénarios

8.3.1 Atterrissage sur Mars

Cette section analyse la performance du système avec un scénario d’atterrissage sur Mars. A part de la différence dans l’altitude, il y a quatre différences majeures entre le scénario martien et le scénario lunaire. Premièrement, la connaissance de la position initiale pour le scénario martien est plus pire que celle pour le scénario lunaire à cause de la phase d’entrée atmosphérique et la long distance entre la Terre et le Mars. L’erreur initiale pour le cas de Mars est de l’ordre de $32 \times 32 km^2$ [20] à 8 km d’altitude, contre $1.5 \times 1.5 km^2$ à 100 km d’altitude pour le cas de la Lune. Deuxièmement, la trajectoire martienne est une trajectoire verticale tandis que la trajectoire lunaire est plutôt horizontale. Pour cette raison, la différence dans la résolution de l’image de descente de l’image orbitale s’évolue verticalement avec la descente de la sonde. Pourtant, l’angle de la caméra pour le cas de Mars est nadire. Cette angle donne une distorsion plus faible dans la rectification d’image. Troisièmement, le radar d’altimètre est utilisable avec la descente de Mars qui facilite beaucoup la recherche des appariements de Landstel. Finalement, le terrain Martien est plus riche que celui de la Lune avec une grande variété d’objets et avec une surface d’albédo variant.

Dans cette analyse, le système de navigation est employé à partir de la phase de parachute à la fin de la phase de **powered guidance**. La sonde commence son acquisition de l’image à 8 km d’altitude avec 30 degrés d’inclination (par rapport à l’axe vertical) avec une vitesse de 500 m/s. L’incertitude de la position initiale est contrainte à une carrée de $32 \times 32 km^2$. A deux kilomètres d’altitude, la sonde commence à s’aligner en gros avec l’axe vertical. Puis, un système de propulsion est employé pour mettre la sonde au sol. Totalemment, la phase d’atterrissage entière prend environ 65 secondes au début de la phase de parachute jusqu’au sol. Cinq images orbitales sont utilisées dans ce test. La résolution la plus grosse pour l’image orbitale est de 15.6 m/pixel et la résolution la plus fine est de 0.97 m/pixel. Dépendamment de la résolution de l’image de descente, la bonne image orbitale est sélectionnée. Pour tous cas, la taille de l’image orbitale est fixée à 2048×2048 pixels.

Une douzaine de surfaces étaient utilisées pour valider ce scénario [28]. Fig. 19 montre deux exemples de Landstel avec une surface nommée “CH”. Les images de gauche sont des images orbitales. Les images de droite sont des images de descente et les images au milieu montrent la zone correspondant à l’image de descente dans l’image orbitale. Les images en haut sont obtenues avec la première image de la trajectoire, prise à 8 km d’altitude tandis que les images en bas sont trouvées à la fin de la trajectoire. Le ratio dans la résolution entre l’image de descente et l’image orbitale de la première image est de 1.4 (21.9m/pixel vs. 15.6m/pixel) et celui pour la dernière image est de 0.28 (0.27m/pixel vs. 0.97m/pixel).

Fig. 20 illustre l’erreur moyenne de la position estimée pendant l’atterrissage sur Mars obtenue avec la surface CH. Parce que l’erreur initiale est trop grande ($\pm 15 km$) en comparaison avec les erreurs corrigées, seulement des erreurs à partir de la première estimation sont illustrées. Comme présentées dans cette figure, l’erreur de la position est bientôt corrigée après quelques estimations (de la 5^{ième} seconde). A 100 m d’altitude, l’erreur moyenne est de l’ordre de [25.35 ; 9.53 ; 2.47] m.

8.3.2 Application Terrestre

A part des applications interplanétaires, les applications sur la Terre sont aussi considérées. En comparaison avec les trajectoires Martienne et Lunaire, une trajectoire terrestre est plus facile avec un mouvement horizontal, une caméra nadire et une vitesse bien contrôlée. Pourtant, la surface de la

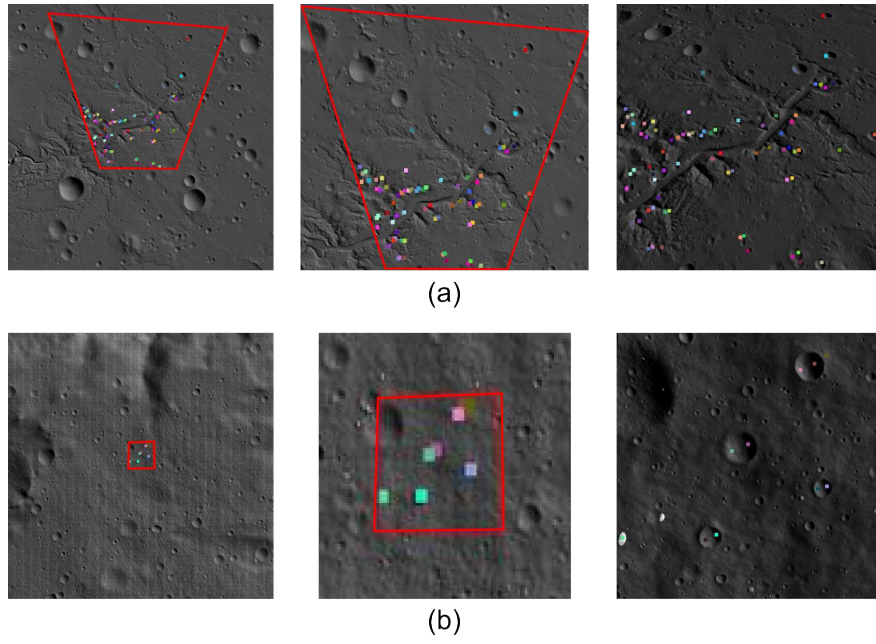


FIG. 19: Deux exemples des appariements font par Landstel avec la descente sur Mars avec une surface nommée “CH”.

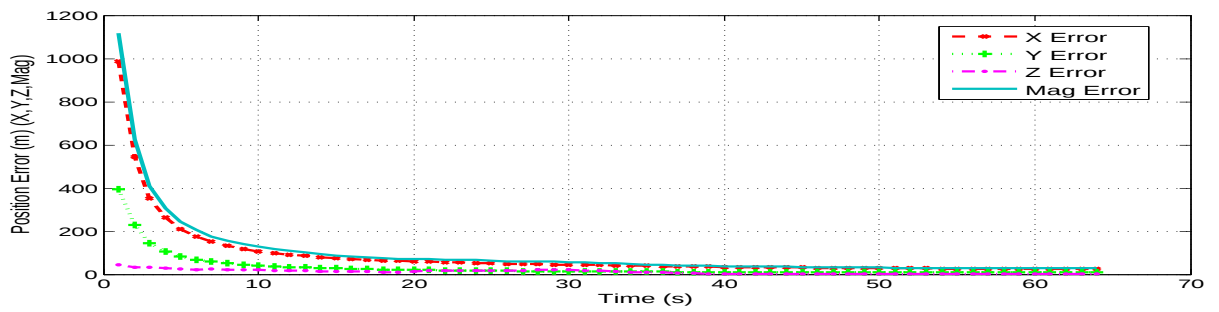


FIG. 20: Erreur de la position estimée avec la surface “CH”.

terre est plus difficile avec une surface d'albédo variant et avec des activités naturelles et artificielles. Pour cette raison, cette section ne montre que la performance de Landstel **dans l'appariement avec les images orbitales terrestres**. Ces images sont obtenues de USGS.

Fig. 21 montre le résultat obtenu en appliquant Landstel aux images orbitales. La colonne gauche simule la rectification de l'image de descente et la colonne droite simule les images orbitales. La colonne au milieu est la zone correspondant de l'image de descente dans l'image orbitale. Les trois rangs en haut montrent que l'algorithme est utilisable avec les scènes naturelles. Le premier rang expose la performance de Landstel avec une image orbitale qui est générée en collant deux images différentes. Normalement, la différence en exposition de deux images peut être corrigée en mêlant les images orbitales [35]. Pourtant, on ne peut pas corriger ce problème pour mettre l'accent sur le fait que Landstel peut travailler avec les images collantes avec la différence en exposition et en temps.

Les deux rangs en bas proviennent que l'algorithme peut aussi être employé avec des scènes artificielles, qui démontrent la généralité de l'algorithme. Concernant les appariements dans les quatrième et cinquième rangs, ces appariements ne sont pas cent pourcent précis en raison des activités humaines et de la différence en illumination. Pourtant, la précision des appariements est suffisamment précisée pour une localisation correcte de la sonde.

9 Conclusions

Dans cette thèse, on a présenté le système de navigation absolue nommé VIBAN. On a introduit aussi l'algorithme Landstel qui joue un rôle très important dans la provision de la position absolue de la sonde. Les résultats de validation avec les DEMs synthétisés et réels ont montré que le système VIBAN peut être utilisé dans une grande variété de missions interplanétaires. De plus, l'utilisation des points d'intérêt peut fortement réduire la demande de mémoire vive. Cet algorithme a besoin seulement de 200 KO pour stocker une image orbitale de taille 2048×2048 pixels tandis que d'autres systèmes ont besoin jusqu'à 48 MB pour stocker le DEM de l'image de même taille avec une précision équivalente. De plus, une faible demande de mémoire facilite beaucoup le changement de zone d'atterrissage pendant une mission et aussi la préparation des données orbitales dans le cas nécessaire.

En outre, on a montré une bonne utilité d'un système d'intégration lâche entre Landstel et un capteur inertiel ou une odomètre visuelle. En accouplant Landstel avec un capteur inertiel, on a montré que la précision jusqu'à 300m erreur à 30 km d'altitude peut être obtenue sans un radar altimètre. Pour cette raison, VIBAN peut certainement donner une bonne estimation d'altitude pendant cette phase. Résultats avec la descente sur Mars manifeste que le système peut réduire une erreur initiale de 30 km à 30 m au sol. Cette précision est suffisante pour les missions d'exploration dans l'avenir.

Finalement, l'analyse de la performance a montré que VIBAN peut opérer dans un rang de condition d'illumination variée. On a aussi montré que l'angle d'incidence entre la sonde et le soleil est aussi importante que la différence en illumination entre deux images. Les analyses ont montré aussi la capacité de Landstel avec des surfaces de haute élévation.

Dans l'avenir, une analyse plus profonde avec d'autre facteur sur VIBAN sera menée. L'opération de temps-réel avec Landstel avec des matériels spatiaux sera aussi effectuée. Actuellement, Landstel peut fonctionner avec une fréquence de 5 Hz sur un CPU de 2 GHz. La vitesse de système sera évidemment améliorée avec une optimisation de code et avec une implémentation sur un FPGA.



FIG. 21: Appariements retournés par ³⁶Landstel avec les images terrestres.

Références

- [1] Iyad Abuhadrous. *Système embarqué temps réel de localisation et de modélisation 3D par fusion multi-capteur*. PhD thesis, Ecole des Mines de Paris, 2005.
- [2] Dewey Adams, Thomas B. Criss, and Uday J. Shankar. Passive optical terrain relative navigation using apnav. *IEEE Aerosp. Conf.*, 2008.
- [3] S. Belongie and J. Malik. Matching with shape context. *IEEE Workshop on Context Based Access of Image and Video Libraries*, 2000.
- [4] Yang Cheng and Adnan Ansar. Landmark based position estimation for pinpoint landing on mars. In *Int. Conf. Robot. Autom (ICRA)*, pages 1573 – 1578, 2005.
- [5] Yang Cheng, Andrew Johnson, and Larry Matthies. Mer-dimes : a planetary landing application of computer vision. In *Comput. Vis. Pattern Recognition*, pages 806–813, 2005.
- [6] Yang Cheng, Andrew E. Johnson, Larry H. Matthies, and Clark F. Olson. Optical landmark detection for spacecraft navigation. *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, 2002.
- [7] Cheng-Chih Chu. Development of advanced entry, descent, and landing technologies for future mars missions. In *IEEE Aerospace Conf.*, 2006.
- [8] Gianpaolo Conte and Patrick Doherty. Vision-based unmanned aerial vehicle navigation using geo-referenced information. *EURASIP J. Advances in Signal Processing*, 2009.
- [9] Jean de Lafontaine, David Neveu, Karina Lebel, Jeff Tripp, Eric Martin, Arkady Ulitsky, Robert Carr, and Shawn Janes. Autonomous hazard-avoidance landing on the moon : Adaptation and demonstration of the laps system. In *Int. Lunar Conf.*, 2005.
- [10] Weidong Ding, Jinling Wang, Chris Rizos, and Doug Kinlyside. Improving adaptive kalman estimation in gps/ins integration. *J. Navigat.*, 2007.
- [11] Yves Dufournaud, Cordelia Schmid, and Radu Horaud. Image matching with scale adjustment. Technical report, INRIA, France, 2002.
- [12] M. Fernadezi. *Fault Detection and Isolation in Decentralized Multisensor Systems*. PhD thesis, University of Oxford, 1994.
- [13] Martin A. Fischler and Robert C. Bolles. Random sample consensus : A paradigm for model fitting with applications to image analysis and automated cartography. *Communication to the ACM*, 24(6) :381–395, 1981.
- [14] Gregory Flandin and Philippe Vidal. Navigation for planetary approach & landing. Technical report, EADS Astrium Satellite, 2006.
- [15] B. Frapard, B. Polle, G. Flandin, P. Bernard, C. Vetel, X. Sembely, and S. Mancuso. Navigation for planetary approach and landing. In *5th Int. ESA Conf. Spacecraft Guid. Navigat. Control System*, 2002.
- [16] Mohinder S. Grewal, Lawrence R. Weill, and Angus P. Andrews. *Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration*. Wiley Interscience, 2007.
- [17] C. Harris and M. Stephens. A combined corner and edge detector. *Proc. 4th Alvey Vis. Conf.*, pages 147 – 151, 1988.
- [18] Richard Hartley and Andrew Zisserman. *Multiple View Geometry in Computer Vision*. Cambridge University Press, 2003.

- [19] K. Janschek, V. Techernykh, and M. Beck. Performance analysis for visual planetary landing navigation using optical flow and dem matching. In *AIAA Guid. Navigat. Control Conf*, 2006.
- [20] Phillip C. Knocke, Geoffrey G. Wawrzyniak, Brian M. Kennedy, and Timothy J. Parker. Mars exploration rovers landing dispersion analysis. *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conf.*, 2004.
- [21] H. Ling and K. Okada. Diffusion distance for histogram comparision. *Comput. Vis. Pattern Recognition (CVPR)*, 2006.
- [22] David Lowe. Object recognition from local scale-invariant features. *Int. Conf. Comput. Vis. (ICCV)*, 1999.
- [23] Timothy G. McGee, Uday Shankar, Stella Shapiro, Wen-Jong Shyong, Christopher J. Krupiarz, Dough Reid, and James T. Kaidy. Performance analysis of the aplnav system for passive optical lunar navigation. *AIAA Guid. Navigat. Control Conf.*, 2009.
- [24] Krystian Mikolajczyk and Cordelia Schmid. Scale & affine invariant interest point detectors. *Int. J. Comput. Vis. (IJCV)*, 2004.
- [25] Anastasios I. Mourikis, Nikolas Trawny, Stergios I. Roumeliotis, Andrew E. Johnson, Adnan Ansar, and Larry Matthies. Vision-aided inertial navigation for spacecraft entry, descent, and landing. *IEEE Trans. Robot. Autom.*, 25(2) :264–280, 2009.
- [26] Anastasios I. Mourikis, Nikolas Trawny, Stergios I. Roumeliotis, Andrew E. Johnson, and Larry Matthies. Vision-aided inertial navigation for precise planetary landing : Analysis and experiments. *Proc. Robot. Sci. Syst*, 2007.
- [27] S.M Parkes, I. Martin, M. Dunstan, and D. Matthews. Planet surface simulation with pangu. In *SpaceOps*, 2004.
- [28] Bach Van Pham, Simon Lacroix, and Michel Devy. Standalone landstel validation report. Private Report, June 2009.
- [29] Bach Van Pham, Simon Lacroix, Michel Devy, Marc Drieux, and Christian Philippe. Visual landmark constellation matching for spacecraft pinpoint landing. In *AIAA Guid. Navigat. Control*, 2009.
- [30] André L. R. Pouponnot. A giga instruction architecture (gina) for the future esa microprocessor based on the leon3 ip core. In *Data Syst. Aerosp. (DASIA)*, 2006.
- [31] Rahul Raguram, Jan-Michel Frahm, and Marc Pollefeys. A comparative analysis of ransac techniques leading to adaptive real-time random sample consensus. In *in Proc. Euro. Conf. Comput. Vis. (ECCV)*, 2008.
- [32] Stergios I. Roumeliotis, Andrew E. Johnson, and James F. Montgomery. Augmenting inertial navigation with image-based motion estimation. *Proc. IEEE Int. Conf. Robot. Autom. (ICRA)*, pages 4326 – 4333, 2002.
- [33] Li Shuang, Cui Pingyuan, and Cui Hutao. Vision-aided inertial navigation for pinpoint planetary landing. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2007.
- [34] Salah Sukkarieh. Low cost, high integrity, aided inertial navigation systems for autonomous land vehicles. *PhD Thesis*, 2000.
- [35] Rick Szeliski. Image alignment and stiching : A tutorial. Technical report, Microsoft Research, 2004.

- [36] Sebastian Thrun. Robotic mapping : A survey. In *Exploring Artificial Intelligence in the New Millenium*. Morgan Kaufmann, 2002.
- [37] David H. Titterton and Jessie L. Weston. *Strapdown Inertial Navigation Technology*. The Institution of Engineering and Technology, 2004.
- [38] Nikolas Trawny, Anastasios I. Mourikis, and Stergios I. Roumeliotis. Coupled vision and inertial navigation for pin-point landing. *NASA Science Technology Conference*, 2007.
- [39] Nikolas Trawny, Anastasios I. Mourikis, Stergios I. Roumeliotis, Andrew E. Johnson, and James Montgomery. Vision-aided inertial navigation for pin-point landing using observations for mapped landmarks. *J. Fields Robot.*, 5 :357 – 378, 2006.
- [40] Bill Triggs, Philip F. McLauchlan, Richard I. Hartley, and Andrew W. Fitzgibbon. Bundle adjustment - a modern synthesis. In *Vision Algorithms : Theory and Practice*, Lecture Notes in Computer Science. Springer-Verlag, 2000.