



Defence Research and
Development Canada

Recherche et développement
pour la défense Canada



Revue de littérature sur la navigation des lanceurs de satellites

Yanick Beaudoin
Université Laval

Eric Gagnon
RDDC Valcartier

André Desbiens
Université Laval

René Jr. Landry
École de Technologie Supérieure

R & D pour la défense Canada – Valcartier

Mémoire technique
DRDC Valcartier TM 2011-346
Avril 2012

Canada

Revue de littérature sur la navigation des lanceurs de satellites

Yanick Beaudoin
Université Laval

Eric Gagnon
RDDC Valcartier

André Desbiens
Université Laval

René Jr. Landry
École de Technologie Supérieure

R & D pour la défense Canada – Valcartier

Mémoire technique

DRDC Valcartier TM 2011-346

Avril 2012

© Her Majesty the Queen in Right of Canada as represented by the Minister of National Defence, 2012

© Sa Majesté la Reine (en droit du Canada), telle que représentée par le ministre de la Défense nationale, 2012

Abstract

The work presented in this report forms part of the applied research project (ARP) 15eo, which aims to find concepts of guidance, navigation and control (GNC) viable for a satellite launcher. This paper presents a review of sensors, algorithms and integration that are used for the navigation of space vehicles. First, we review sensors used on various spacecraft and sensors based on observation of the stars. Next, we consider some data fusion algorithms. After that, we explore the possible integration of different sensors. Finally, we give overview of a navigation model that takes into account a flexible structure.

Résumé

Le travail présenté dans ce rapport s'inscrit dans le projet de recherche appliquée (ARP) 15eo qui a pour objectif de trouver des concepts de guidage, navigation et contrôle (GNC) viable pour un lanceur de satellites. Ce document présente une revue des capteurs, des algorithmes et de l'intégration qui en est faite dans le cadre de la navigation de véhicules spatiaux. Dans un premier temps, une revue des capteurs utilisés sur différents véhicules spatiaux et les capteurs basés sur l'observation des astres est effectuée. Ensuite, quelques algorithmes de fusion de données sont étudiés. Puis, des intégrations possibles des différents capteurs sont explorées. Finalement, un aperçu de la navigation en considérant un modèle de structure flexible est donné.

Page laissée en blanc à dessein.

Executive summary

Revue de littérature sur la navigation des lanceurs de satellites

Yanick Beaudoin, Eric Gagnon, André Desbiens, René Jr. Landry; DRDC Valcartier TM 2011-346; Defence R&D Canada – Valcartier; April 2012.

Currently, Canada has a good level of expertise in satellite development. However, the satellites developed in Canada are all put in orbit by foreign launchers. This dependency, sustained by Canada for several decades, has created a situation where the country is not always able to put its satellites in orbit inside a timeframe which respects its requirements. The Canadian Space Agency recently ordered two feasibility studies aimed at the development of a small Canadian launcher. The results of these studies have identified some risk technical elements, including the availability of the guidance, navigation and control (GNC) systems required, and Canada's limited expertise in space launcher GNC.

The work presented in this report forms part of applied research project (ARP) 15eo, which has, as its main objective, the identification of viable guidance, navigation and control (GNC) concepts in support of the possible development of a Canadian small launcher to put micro satellites in orbit. The 15eo project aims to develop Canadian expertise in space launcher GNC.

Navigation is a critical component of a launcher. It is essential to know the position, speed, attitude and angular velocity of the launcher at any time and with the best possible accuracy, to be able to correct its trajectory properly. This study focuses on different types of sensors and the data fusion algorithms used in navigation. First, we explore the different types of sensors used for navigation. Next, we present some algorithms used for data fusion. Then, we present some combinations of sensors and integrations used for data fusion. Finally, we discuss a navigation model that takes into consideration a flexible structure.

Following this study, it is our finding that the inertial navigation system is an essential sensor. For its part, the GPS receiver raises a lot of interest because of its low cost and the long-term accuracy it offers. The methods based on observation of the stars offer other possibilities that are autonomous and therefore not susceptible to interference. In terms of data fusion algorithms, the extended Kalman filter seems to be the most interesting because it is simple and effective. Regarding integration, the various couplings between a GPS receiver and an inertial navigation system are the basis for many modern navigation solutions. The combination of GPS and an inertial navigation system can be augmented with other sensors to improve the accuracy of navigation, reduce drift in case of loss of GPS signal and improve the observability of the navigation solution. Another possible approach is to use an inertial navigation system and a star tracker.

In terms of navigation, using a model with a flexible structure can improve the accuracy of navigation, improve the observability of the model and allow the estimation of oscillatory modes of the vehicle as well as their amplitude.

The study of navigation, taking into consideration a model with a flexible structure, is still in its infancy, which opens up many possibilities. In addition, none of the navigation solutions studied here take into account the dynamics of the vehicle on which it is embedded. For future work, these two aspects will be deepened to evaluate the potential gains they offer to a low cost navigation solution.

Sommaire

Revue de littérature sur la navigation des lanceurs de satellites

Yanick Beaudoin, Eric Gagnon, André Desbiens, René Jr. Landry ; DRDC Valcartier TM 2011-346 ; R & D pour la défense Canada – Valcartier ; avril 2012.

Actuellement, le Canada a une bonne expertise dans le développement de satellites. Cependant, les satellites développés au Canada sont tous mis en orbite par des lanceurs étrangers. Cette dépendance, entretenue depuis plusieurs décennies par le Canada, a créé une situation où le pays n'est pas toujours capable de mettre ses satellites en orbite dans une fenêtre de temps qui respecte ses besoins. L'Agence Spatiale Canadienne a récemment commandé deux études de faisabilité visant le développement d'un petit lanceur canadien. Les résultats de ces études ont identifié certains éléments techniques à risque dont la disponibilité des systèmes de guidage, navigation et contrôle (GNC) requis, et l'expertise limitée du Canada en GNC de lanceurs spatiaux.

Le travail présenté dans ce rapport s'inscrit dans le projet de recherche appliquée (ARP) 15eo qui a pour objectif principal d'identifier des concepts de guidage, navigation et contrôle (GNC) viables en support au développement éventuel d'un petit lanceur canadien pour la mise en orbite de micro satellites. Le projet 15eo vise également à développer une expertise canadienne en GNC de lanceurs spatiaux.

La navigation est un élément critique sur un lanceur. Il est primordial de connaître la position, la vitesse, l'attitude et la vitesse angulaire du lanceur en tout temps et avec le maximum de précision possible, pour être en mesure de corriger sa trajectoire adéquatement. Cette étude s'intéresse aux différents types de capteurs ainsi qu'aux algorithmes de fusion de données utilisées en navigation. Dans un premier temps, les différents types de capteurs utilisés pour la navigation sont explorés. En second lieu, certains algorithmes utilisés pour faire la fusion de données sont présentés. Ensuite, quelques combinaisons de capteurs et les intégrations utilisées pour faire la fusion de données sont exposées. Finalement, la navigation en considérant un modèle de structure flexible est abordée.

Suite à cette étude, on constate que la centrale inertielle est un capteur incontournable en navigation. Pour sa part, le récepteur GPS suscite beaucoup d'intérêt en raison de son faible coût et la précision à long terme qu'il offre. Les méthodes basées sur l'observation des astres offrent d'autres possibilités qui sont autonomes, donc qui ne sont pas sensibles au brouillage. Pour ce qui est des algorithmes de fusion de données, le filtre de Kalman étendu semble être le plus intéressant, car il est simple et efficace. En ce qui concerne l'intégration, les différents couplages entre un récepteur GPS et une centrale inertielle sont la base de bien des solutions de navigations modernes. La combinaison du récepteur GPS et d'une centrale inertielle peut être augmentée avec d'autres capteurs afin d'améliorer la précision de la

navigation, limiter la dérive en cas de perte du signal GPS et améliorer l'observabilité de la solution de navigation. Une autre approche possible est d'utiliser une centrale inertielle et un compas stellaire. Sur le plan de la navigation en considérant un modèle de structure flexible, celle-ci peut améliorer la précision de la navigation, améliorer l'observabilité du modèle ainsi que permettre l'estimation des modes oscillatoires du véhicule ainsi que leur amplitude.

L'étude de la navigation en considérant un modèle de structure flexible en est encore à ses débuts, ce qui ouvre bien des possibilités à ce sujet. De plus, aucune des solutions de navigation étudiées ne tient compte de la dynamique du véhicule sur lequel elle est embarquée. Pour la suite des travaux, ces deux aspects seront approfondis afin d'évaluer les gains potentiels qu'ils offrent à une solution de navigation à faibles coûts.

Table des matières

Abstract	i
Résumé	i
Executive summary	iii
Sommaire	v
Table des matières	vii
Liste des figures	viii
Liste des tableaux	viii
1 Introduction	1
2 Capteurs	2
2.1 Historique des capteurs utilisés sur des véhicules spatiaux	2
2.2 Navigation basée sur les astres	5
3 Algorithmes de fusion de données	7
3.1 Filtre de Kalman	7
3.2 Filtre particulaire	8
3.3 Intelligence artificielle et filtre de Kalman	8
3.4 Prétraitement des données	10
4 Intégration	11
4.1 Intégration d'un récepteur GPS et d'une centrale inertielle	11
4.2 Intégration d'un récepteur GPS, d'une centrale inertielle et d'un compas stellaire	14
4.3 Intégration d'une centrale inertielle et de compas stellaire	14
5 Structure flexible	15
6 Conclusion	16
Références	19

Liste des figures

Figure 1:	Complémentarité des avantages et des inconvénients entre le récepteur GPS et la centrale inertielle (INS)	12
Figure 2:	Capacité antibrouillage possible	12

Liste des tableaux

Tableau 1:	Capteurs utilisés pour chacune des phases des missions Apollo	3
Tableau 2:	Capteurs utilisés pour chacune des phases des missions de la navette spatiale américaine	4

1 Introduction

Actuellement, le Canada a une bonne expertise dans le développement de satellites. Cependant, les satellites développés au Canada sont tous mis en orbite par des lanceurs étrangers. Cette dépendance, entretenue depuis plusieurs décennies par le Canada, a créé une situation où le pays n'est pas toujours capable de mettre ses satellites en orbite dans une fenêtre de temps qui respecte ses besoins. L'Agence Spatiale Canadienne a récemment commandé deux études de faisabilité visant le développement d'un petit lanceur canadien. Ces études ont identifié certains éléments techniques à risque dont la disponibilité des systèmes de guidage, navigation et contrôle (GNC) requis, et l'expertise limitée du Canada en GNC de lanceurs spatiaux.

Le travail présenté dans ce rapport s'inscrit dans le projet de recherche appliquée (ARP) 15eo qui a pour objectif principal d'identifier des concepts de guidage, navigation et contrôle (GNC) viables en support au développement éventuel d'un petit lanceur canadien pour la mise en orbite de micro satellites. Le projet 15eo vise également à développer une expertise canadienne en GNC de lanceurs spatiaux.

La navigation est un élément critique sur un lanceur. Il est primordial de connaître la position, la vitesse, l'attitude et la vitesse angulaire du lanceur en tout temps et avec le maximum de précision possible, pour être en mesure de corriger sa trajectoire adéquatement. Habituellement, la taille, le poids et le prix de la solution de navigation ne changent pas en fonction de la taille du lanceur. Ainsi, sur un petit lanceur, ces facteurs peuvent prendre une proportion non négligeable. De plus, la solution de navigation choisie doit permettre la navigation de façon complètement autonome. Cette contrainte n'implique pas nécessairement le rejet systématique des capteurs qui ne sont pas autonomes, comme les technologies de positionnement basé sur des satellites. Par contre, ceux-ci doivent être considérés seulement comme une aide qui permet une navigation plus précise lorsqu'ils sont disponibles.

Cette étude s'intéresse aux différents types de capteurs ainsi qu'aux algorithmes de fusion de données utilisées en navigation. Même si le principal intérêt de cette étude est la navigation de lanceur de satellites, la recherche est étendue à la navigation de satellites et la navigation lors de la rentrée dans l'atmosphère de véhicules spatiaux. De plus, la navigation en considérant un modèle de structure flexible est explorée. La section 2 présente les différents types de capteurs utilisés pour la navigation. La section 3 montre quelques algorithmes utilisés pour faire la fusion de données. La section 4 expose quelques combinaisons de capteurs et les intégrations utilisées pour faire la fusion de données. Finalement, la section 5 explore la navigation en considérant un modèle de structure flexible.

2 Capteurs

Cette section présente un bref historique des capteurs utilisés sur des véhicules spatiaux, permettant ainsi de connaître les principaux capteurs qui peuvent être utilisés et dont le fonctionnement est prouvé. Ensuite, une présentation plus détaillée de certains capteurs basés sur l'observation des astres est faite.

2.1 Historique des capteurs utilisés sur des véhicules spatiaux

Au cours de l'histoire de l'exploration spatiale plusieurs combinaisons de capteurs ont été utilisées pour permettre la navigation. Dans l'introduction de son article Goodman [1] présente les méthodes de navigation utilisées par les capsules Mercury, Gemini et Apollo lors de la rentrée. Il fait remarquer que la capsule Mercury n'avait pas de système de navigation embarqué comme les véhicules plus récents. Donc, la navigation était effectuée à partir du sol. Par contre, il mentionne que la capsule était équipée de gyroscopes qui étaient alignés à l'aide de capteurs d'horizon pour permettre de connaître l'attitude et pour des fins de maintenance. Dans ce même article, on apprend que la capsule Gemini utilisait une centrale inertielle stabilisée à l'aide de 4 cardans. Cette centrale inertielle était alignée sur le référentiel inertielle avant la désorbitation à l'aide de deux capteurs d'horizon. On y apprend aussi qu'en cas de panne de la centrale inertielle, la navigation pouvait être faite à l'aide de gyroscopes qui mesurent le taux de variation de l'attitude (rate gyros) et par observation de l'horizon terrestre par la fenêtre pour un pilotage manuel. Il indique aussi que la navigation de la capsule Apollo était basée, comme pour Gemini, sur une centrale inertielle 3 axes stabilisée. En cas de défaillance de la centrale inertielle ou de l'ordinateur de navigation, un pilotage manuel était possible et la navigation était effectuée en utilisant un accéléromètre et des gyroscopes qui mesurent le taux de variation de l'attitude indépendamment de la centrale inertielle. Dans son article Kachmar [2] fait une synthèse des capteurs utilisés pour la navigation dans chacune des phases des missions Apollo, celle-ci est présentée dans le tableau 1.

Au début du programme de la navette américaine, la navigation lors de la rentrée était effectuée à bord à l'aide de 3 centrales inertielles, 3 TACAN (TACTical Air Navigation), 4 altimètres barométriques et 3 systèmes d'atterrissages par micro-ondes, de plus une navigation radar était effectuée à partir du sol. Comme pour la navette Apollo, on trouve dans l'article de Kachmar [2] un tableau synthèse (tableau 2) des capteurs utilisés pour la navigation dans chacune des phases des missions de la navette spatiale américaine dans sa version initiale. Au début des années 1990, les améliorations de la navigation par GPS (Global Positioning System) ont conduit à la planification de la désactivation des systèmes de navigation par ondes radio plus anciens. Par exemple, le début de la mise hors service des systèmes TACAN était prévu autour de l'an 2000. Donc, à partir de 1993 les premiers

Mission Phase	Ground Navigation Sensors	On-Board Navigation Sensors	Prime Navigation Solution	
			Ground	On-Board
Ascent	Manned Space Flight Network (MSFN) C-Band, S-Band Radars : Range and Doppler Measurements ; LOS Angle Measurements from S-Band Deep Space Network Radars : Doppler Measurements	Command and Service Module (CSM) Inertial Measurement Unit : Velocity Change in 3 Axes of Inertial Frame		X
On-Orbit Coast		Space Sextant : Manual Star-Horizon Measurements	X	
Trans-Lunar Coast		Space Sextant : Manual Star-Horizon Measurements	X	
Lunar Orbit Coast		Space Sextant : Manual Known and Unknown Landmark Tracking	X	
Powered Descent		Landing Radar : Automatic Range and Doppler Measurements		X
Lunar Ascent		LEM Inertial Measurement Unit : Velocity Change in 3 Axes of Inertial Frame		X
Lunar Rendezvous		Lunar Excursion Module (LEM) : Automatic Rendezvous Radar Transponder Tracking : Range, Range-Rate, LOS Angle and IMU Sensed Velocity Change During Maneuvers ; CSM :Manual Space Sextant Tracking of Blinking Light on LEM, Automatic VHF Ranging and IMU Sensed Velocity Change During Maneuvers		X
Trans-Earth Coast		Space Sextant : Star-Horizon Measurement		X
Entry		CSM Inertial Measurement Unit		X
Landing		CSM Inertial Measurement Unit		X

Tableau 1: Capteurs utilisés pour chacune des phases des missions Apollo (tiré de Kachmar et Wood 1995 [2])

tests en vue du remplacement des TACAN par des récepteurs GPS ont commencé sur la navette Endeavor. Les travaux de certification du récepteur GPS ont commencé en 1996. C'est finalement en 2003 que les 3 TACAN ont été remplacés par 3 récepteurs GPS sur la navette Endeavor. Comme la fin du programme de la navette spatiale était prévue pour 2010, les autres navettes ont continué à utiliser 3 TACAN et un récepteur GPS [1]. Des tests effectués par Honeywell ont démontré que la fusion des données d'une centrale inertielle, d'un récepteur GPS, de deux compas stellaires et d'un altimètre barométrique est fonctionnelle dans toutes les phases de vols soit en ascension, en orbite, en entrée et à l'atterrissage de la navette spatiale américaine [3]. De son côté, Grewal précise que le GPS est utilisé dans toutes les phases de vols de la navette spatiale américaine [4].

Mission Phase	Ground Navigation Sensors	On-Board Navigation Sensors	Prime Navigation Solution	
			Ground	On-Board
Ascent	Eastern Test Range C-Band and S-Band Radar Tracking : Range, Doppler and LOS Angle	Triply Redundant Inertial Measurement Units : Velocity Change in 3 axes of Inertial Frame		X
On-Orbit Coast	Tracking and Data Relay Satellite System : Two-way Range and Doppler ; MSFN C-Band Radar Tracking and TDRSS Tracking	Periodic Reseting of On-Board State to Ground Navigation State	X	
Rendezvous		Automatic Readezvous Radar Skin Tracking : Range, Range-Rate, LOS Angles ; IMU Sensed Velocity Change Automatic Star Tracker Tracking of Target in Reflected Sunlight		X
Entry trough Landing		Triply Redundant Inertial Measurement Units : Velocity Change in 3 axes of Inertial Frame ; Pseudo Drag Altitude Measurements ; TACAN Range and Bearing ; ADTA Altitude Measurements ; MSBLS Range, Azimuth and Elevation Measurements		X

Tableau 2: Capteurs utilisés pour chacune des phases des missions de la navette spatiale américaine(tiré de Kachmar et Wood 1995 [2])

L'étage d'injection orbitale Centaur a utilisé pendant longtemps une navigation basée sur une centrale inertielle stabilisée pour ensuite avoir recours à une centrale inertielle liée (strapdown INS). Cette modification a permis de réduire les coûts, le poids, la puissance

électrique nécessaire et la complexité ainsi que d'augmenter les performances, la fiabilité et la flexibilité du système de navigation [5]. De son côté, le lanceur Vega emploie une centrale inertielle [6]. Pour le lanceur expérimental SHEFEX2 deux solutions de navigation sont envisagées, les deux font usage d'un compas stellaire. La première solution a recours à un compas stellaire pour faire la correction de l'attitude calculée par la centrale inertielle. La seconde solution exploite un couplage entre un récepteur GPS et une centrale inertielle, le compas stellaire étant utilisé comme capteur supplémentaire [7].

2.2 Navigation basée sur les astres

La navigation basée sur l'observation des astres est une technique employée depuis des siècles, et celle-ci est toujours d'actualité de par l'usage de compas stellaire dans la navigation de véhicules spatiaux, entre autre sur la navette spatiale américaine [2]. Le compas stellaire n'est pas sensible au brouillage comme le récepteur GPS et fonctionne bien à partir de 22 km d'altitude, où les étoiles sont observables et non obstruées [8]. Une solution de remplacement au compas stellaire est l'utilisation d'un capteur ultraviolet sur un objectif grand-angle (capteur de référence d'attitude UV). Cette configuration permet de faire l'observation de la Terre, du soleil et des étoiles avec un seul capteur [9, 10]. Par contre, aucune information sur une utilisation de ce capteur en condition réel n'a été trouvée et sa mise en œuvre est complexe [11].

Une autre façon d'exploiter les objets célestes pour estimer la position d'un véhicule spatial est l'interférométrie à très longue base (Very Long Baseline Interferometry). Cette technique fait appel à deux stations au sol, suffisamment distancées pour mesurer la différence du moment de réception d'un signal provenant du véhicule spatial. Le même processus est effectué avec une émission radio extragalactique, par exemple le signal radio émit par un quasar. Comme les calculs de temps sont affectés de la même façon et sont affectés par les mêmes sources d'erreur, la différence entre les deux temps permet de trouver l'angle relatif entre le véhicule spatial et le quasar. Cette technique a été employée sur la sonde Galileo [2].

Le concept d'avoir recours aux pulsars pour la navigation remonte à leurs découvertes dans les années 60. Au cours des années 70 et 80, le Jet Propulsion Laboratory a proposé l'idée d'utiliser les signaux radio et rayons X émis par les pulsars comme balises de navigation. Depuis les années 80, le Naval Research Laboratory a recherché des sources de rayons X et développé des capteurs dans le but de concevoir un système de navigation basé sur les rayons X (XNAV) pour les véhicules spatiaux [12]. Les principaux avantages du XNAV sont que cette technologie est passive, nécessite des mises à jour des éphémérides peu fréquentes et peut fonctionner de façon autonome [12]. Par contre, avec les technologies actuelles cette méthode de navigation devient compétitive seulement à partir d'une distance d'environ 10^9 km de la terre [12]. La précision des impulsions émise par certains pulsars est comparable à celle des horloges atomiques [12, 13, 14], par exemple les pulsars B1855+08

et B1937+21 on une précision comparable à celle des horloges atomiques terrestres actuelles [12]. Dans son article, Qiao [10] suggère l'utilisation de la combinaison de capteurs de référence d'attitude UV et de la technologie XNAV. Selon l'information trouvée, la technologie XNAV est toujours au stade expérimental et seuls des essais en simulation ont été effectués.

3 Algorithmes de fusion de données

Dans la section précédente, on s'est intéressé aux différents capteurs utilisés en navigation. L'information obtenue à partir de ceux-ci doit être combinée de façon à exploiter les avantages de chacun. Cette section présente donc les différents algorithmes de fusion de données permettant d'effectuer cette opération. Dans un premier temps, quelques formes du filtre de Kalman sont décrites. Ensuite, le filtre particulaire est introduit. Puis, certaines combinaisons entre un filtre de Kalman et un algorithme d'intelligence artificielle sont exposées. Finalement, le prétraitement des données avant la fusion de celles-ci est abordé.

3.1 Filtre de Kalman

Le filtre de Kalman dans toutes ses formes est probablement l'algorithme de fusion de données le plus utilisé en navigation [4, 15]. Par exemple, le filtre de Kalman étendu est employé depuis le programme Apollo sur tous les programmes de vols habités développés par les États-Unis [2], incluant la navette américaine [1]. De plus, le filtre de Kalman est souvent l'algorithme choisi par défaut lorsque le but d'une recherche est d'évaluer une combinaison de capteurs et non l'algorithme de fusion de données [3, 10, 12, 13, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22]. Pour ce qui est du modèle, la représentation d'erreur d'états est considérée comme la solution la plus utilisée et la plus fiable [15], et est souvent la solution proposée par défaut [3, 23, 24].

Une forme intéressante du filtre de Kalman est le filtre de Kalman non parfumé [25]. Les résultats obtenus avec le filtre de Kalman non parfumé sont très variables. Certains considèrent que le filtre de Kalman non parfumé est de loin supérieur au filtre de Kalman étendu et qu'il est moins sensible à la divergence que ce dernier [26]. D'autres ont obtenu des résultats similaires avec ces deux filtres [27, 28]. De plus, le filtre de Kalman non parfumé génère une charge de calcul supérieur au filtre de Kalman étendu [27, 28]. Malgré le grand nombre d'articles considérant le filtre de Kalman non parfumé pour la navigation de véhicules spatiaux, aucune information trouvée ne permet de croire que l'utilisation de cet algorithme a dépassé le stade de la simulation pour cet usage.

On peut rendre le filtre de Kalman adaptatif en faisant varier la matrice de covariance des mesures en fonction de la qualité du signal reçu. Par exemple, dans une implémentation combinant une centrale inertielle et un récepteur GPS, la matrice de covariance des mesures varie en fonction de la bande passante des mesures de pseudo distances et des mesures de variations de pseudo distances. La bande passante est ajustée indépendamment pour chacun des signaux satellites GPS en fonction du ratio de signal/bruit (voir section 4). Une autre possibilité est de pondérer la matrice de covariance des mesures en fonction du bruit résiduel, par contre cette méthode produit un retard. [23].

Le principal avantage du filtre de Kalman adaptatif est que celui-ci permet un gain de

précision des estimations tout en étant simple d'implémentation et en augmentant peu la charge de calcul par rapport à un filtre de Kalman non adaptatif. Par exemple, un filtre de Kalman adaptatif combiné à un couplage serré donne des résultats près d'un filtre de Kalman standard associé à un couplage très serré. Dans cet exemple, la charge de calcul de filtre du Kalman adaptatif est plus faible et l'implémentation est beaucoup plus simple. Cet algorithme a été testé en simulation sur un modèle d'arme guidée faisant appel à des capteurs bas de gamme [23].

3.2 Filtre particulaire

Le filtre particulaire est une méthode de filtrage non linéaire qui, contrairement au filtre de Kalman, n'est pas limitée à des perturbations de type bruit blanc gaussien [8]. Donc, en présence de capteurs bas de gamme, le filtre particulaire peut être avantageux comparativement au filtre de Kalman qui, dans ces conditions, peut offrir de mauvaises performances dues aux non-linéarités et à la nature non gaussienne du bruit des capteurs [29]. Par contre, comme pour le filtre de Kalman non parfumé, les résultats sont variables. En effet, le filtre particulaire n'est pas toujours supérieur au filtre de Kalman étendu [27]. De plus, le filtre particulaire génère une charge de calcul qui est beaucoup plus élevée que celle d'un filtre de Kalman, ce qui peut rendre son utilisation problématique lorsque la capacité de calcul est limitée [8, 27, 29]. Dans son article Gross [27], compare le filtre particulaire, le filtre de Kalman étendu et le filtre de Kalman non parfumé sur un avion miniature. Les deux versions du filtre de Kalman ont offert des performances similaires pour ce qui est de la précision des estimations, le filtre de Kalman non parfumé générant une charge de calcul plus élevée. De son côté, le filtre particulaire a été le moins performant des trois en ce qui a trait à la précision des estimations, tout en générant une charge de calcul de loin plus élevée. Pour ce qui est de la navigation de véhicules spatiaux, l'information trouvée se limite à des essais en simulation [8, 27, 29].

Une variante du filtre particulaire est le filtre particulaire non parfumé. Dans cette forme du filtre particulaire, un filtre de Kalman non parfumé permet d'estimer la distribution statistique utilisée lors de la phase d'échantillonnage. Cette forme du filtre particulaire permet d'améliorer la précision des estimations par rapport au filtre particulaire de base, par contre la charge de calcul est augmentée par rapport à ce dernier [8, 30]. Cette variante du filtre particulaire a été testée en simulation sur un modèle de missile balistique et sur des données orbitales réelles du véhicule spatial chinois Shengzhou [8, 31].

3.3 Intelligence artificielle et filtre de Kalman

L'intelligence artificielle regroupe entre autres, la fonction de base radiale, le perceptron multicouche, le réseau neuronal à logique floue (neuro-fuzzy), etc. Par contre, ces algorithmes utilisés seuls pour faire la fusion de données entre un récepteur GPS et une centrale inertielle n'offrent généralement pas de bons résultats, surtout avec un niveau de bruit

élevé. La principale raison est l'augmentation rapide et l'accumulation des erreurs de la centrale inertielle qui sont difficiles à modéliser pour un algorithme d'intelligence artificielle [32]. Une approche proposée est de combiner un filtre de Kalman et un algorithme d'intelligence artificielle pour profiter des avantages de chacun des algorithmes. Le filtre de Kalman est efficace, mais nécessite une bonne connaissance du modèle et considère le bruit comme gaussien. De leur côté, les algorithmes d'intelligence artificielle ne nécessitent pas de véritable connaissance du modèle, ne considèrent pas nécessairement le bruit comme gaussien, mais sont dépendants des données d'entraînement [32, 33].

Dans son article Noureldine [32], suggère l'utilisation d'un filtre de Kalman sous optimal et d'un réseau neuronal à logique floue adaptatif pour faire la fusion de données entre un récepteur GPS et une centrale inertielle. Le filtre de Kalman permet d'obtenir des estimations corrigées de la vitesse et de l'attitude, et une estimation sous optimale de la position. Cette estimation de position est ensuite corrigée par le réseau neuronal à logique floue adaptatif. Le réseau neuronal à logique floue adaptatif nécessite une erreur suffisante pour pouvoir apprendre le modèle d'erreur, c'est pour cette raison que l'estimation de position fournie à ce dernier est sous optimale. Malgré l'amélioration des estimations, cette solution comporte certains problèmes. Entre autres, elle crée une charge de calcul qui rend son implémentation difficile en temps réel. De plus, l'ajustement des paramètres du réseau neuronal à logique floue adaptatif est difficile et spécifique à chaque problème. Par exemple, l'ajustement de la dimension de la fenêtre d'apprentissage : une fenêtre d'apprentissage longue permet un modèle qui supporte la perte des données GPS sur une plus longue période. Par contre, le temps de traitement est long et le réseau neuronal à logique floue adaptatif apprend la dynamique du véhicule. Cette solution a été testé à l'aide d'un véhicule routier sur deux parcours, un en condition urbaine et l'autre sur des voies rapides.

Dans son article Hewitt [33] propose d'autres approches possibles pour combiner un filtre de Kalman et un algorithme d'intelligence artificielle. Entre autres, il est possible de faire appel à un filtre de Kalman pour estimer les poids d'un réseau de neurones ou bien un réseau de neurones peut être utilisé pour augmenter le modèle d'un filtre de Kalman. Ces deux méthodes peuvent être combinées, et des tests ont montré que cette combinaison peut être plus stable qu'un filtre de Kalman seul. Une autre solution proposée est de faire appel à une mixture d'experts où chacun des experts est un filtre de Kalman. Cette approche consiste à avoir plusieurs filtres de Kalman ayant recours chacun à un modèle différent du même procédé et un algorithme d'intelligence artificielle qui pondère la confiance des estimations de chacun des filtres de Kalman. Donc, les estimations obtenues sont des sommes pondérées des estimations de chacun des modèles. Finalement, un filtre de Kalman et un algorithme d'intelligence artificielle peuvent être combinés pour faire de la détection de défaillance. Pour ce faire, chacun des capteurs est modélisé à l'aide d'un filtre de Kalman et un algorithme d'intelligence artificielle compare les prédictions faites par le filtre de Kalman et la lecture du capteur pour détecter une éventuelle défaillance du capteur. Les approches présentées par Hewitt sont considérées dans le cadre de sa recherche sur le contrôle, le guidage et la navigation de véhicules dans des environnements inconnus, par

exemple, un robot se déplaçant sur la surface de Mars.

3.4 Prétraitement des données

Souvent les algorithmes de fusion de données exploitent directement les données brutes des capteurs, par contre il peut être avantageux de faire un filtrage préalable de ces données pour réduire le bruit. Une méthode proposée est la décomposition en ondelette [32]. Celle-ci permet de séparer le contenu spectral des signaux et de garder seulement les ondelettes qui contiennent de l'information pertinente. Par contre, cette technique de filtrage cause un retard dans le traitement du signal, car elle nécessite plusieurs échantillons pour faire la décomposition du signal.

4 Intégration

Jusqu'à maintenant, on s'est intéressé aux capteurs et aux algorithmes de fusion de données sans s'interroger sur la façon dont l'information de chacun de ces capteurs est utilisée. Cette section s'intéresse à quelques intégrations de capteur possible. Dans un premier temps, on s'intéresse aux différentes façons d'utiliser un récepteur GPS avec une centrale inertielle. Ensuite, l'ajout d'un compas stellaire au couple récepteur GPS et centrale inertielle est introduit. Finalement, la combinaison d'une centrale inertielle et d'un compas stellaire est présentée.

4.1 Intégration d'un récepteur GPS et d'une centrale inertielle

Une combinaison qui semble être une base de plus en plus incontournable pour les systèmes de navigations modernes est celle d'un récepteur GPS et d'une centrale inertielle. Dans le cadre de ce document, l'accent est mis sur la technologie GPS car c'est la plus connue et elle est fonctionnelle depuis plusieurs années. Par contre, d'autres technologies de navigation par satellite existent ou sont en développement, comme GLONASS, Galileo, Compass, etc. L'intérêt de la combinaison de la technologie GPS et d'une centrale inertielle vient des qualités complémentaires de ces deux capteurs (figure 1). Avant de présenter les différentes intégrations possibles d'un récepteur GPS avec une centrale inertielle, une distinction doit être faite entre antibrouillage et mitigation contre le brouillage. Dans le second cas, la capacité antibrouillage n'est pas améliorée, c'est la capacité de naviguer sans signaux GPS qui est améliorée par une meilleure modélisation de la centrale inertielle [34].

La technologie GPS donne des résultats impressionnants en navigation. Plusieurs méthodes ont été mises en place pour compenser les erreurs. Par exemple, l'erreur due à l'ionosphère peut être réduite en recourant à un récepteur fonctionnant sur deux fréquences (L1 et L2) et l'erreur de la troposphère peut être réduite par un modèle de compensation déterministe [36]. Des recherches ont montré qu'il est même possible d'utiliser les signaux GPS à une altitude aussi élevée que l'orbite géostationnaire et même plus [17, 22]. Par contre, le récepteur GPS est sensible au brouillage volontaire ou involontaire des signaux. Par exemple, le signal d'acquisition grossière (code C/A) peut être brouillé avec un signal de 1W situé à 100km de distance du récepteur [36]. Une fois ce code synchronisé, il est possible de passer au code P(Y) ou même au code M qui ont une meilleure immunité au brouillage, cette opération peut être accélérée en chargeant les éphémérides et les données d'horloge avant le lancement [23]. L'intégration d'une centrale inertielle par couplage très serré permet un gain supplémentaire de l'immunité au bruit [36]. Donc, en utilisant le code M avec un couplage très serré le brouilleur doit avoir une puissance de près de 100kW à 10km pour faire perdre la synchronisation des signaux GPS (figure 2).

Complementary Characteristics: INS vs. GPS

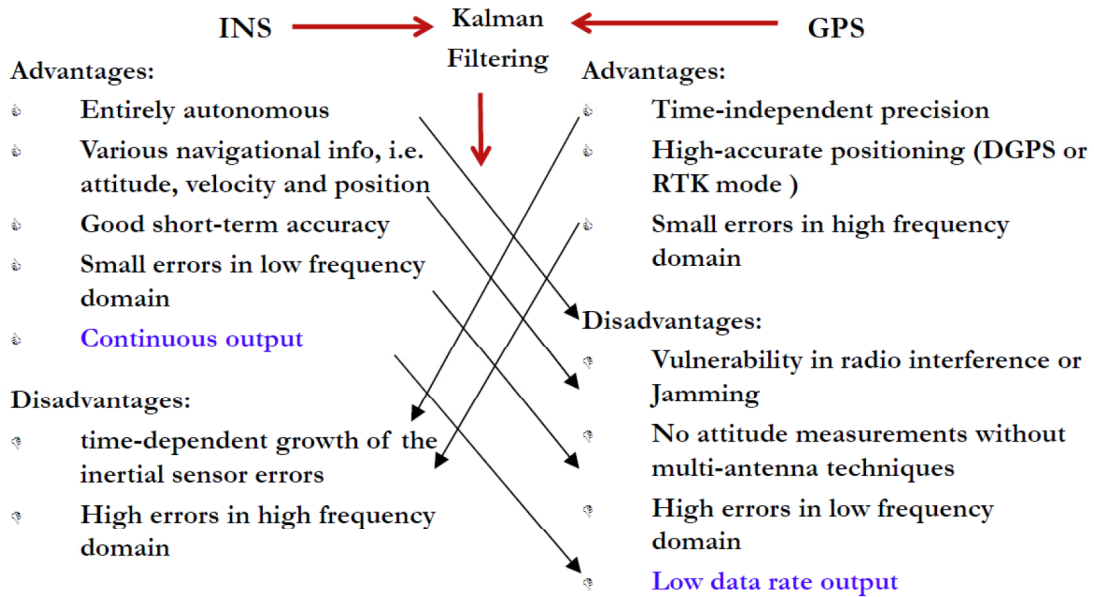


Figure 1: Complémentarité des avantages et des inconvénients entre le récepteur GPS et la centrale inertielle (INS) (tiré de Landry et Li 2010 [35])

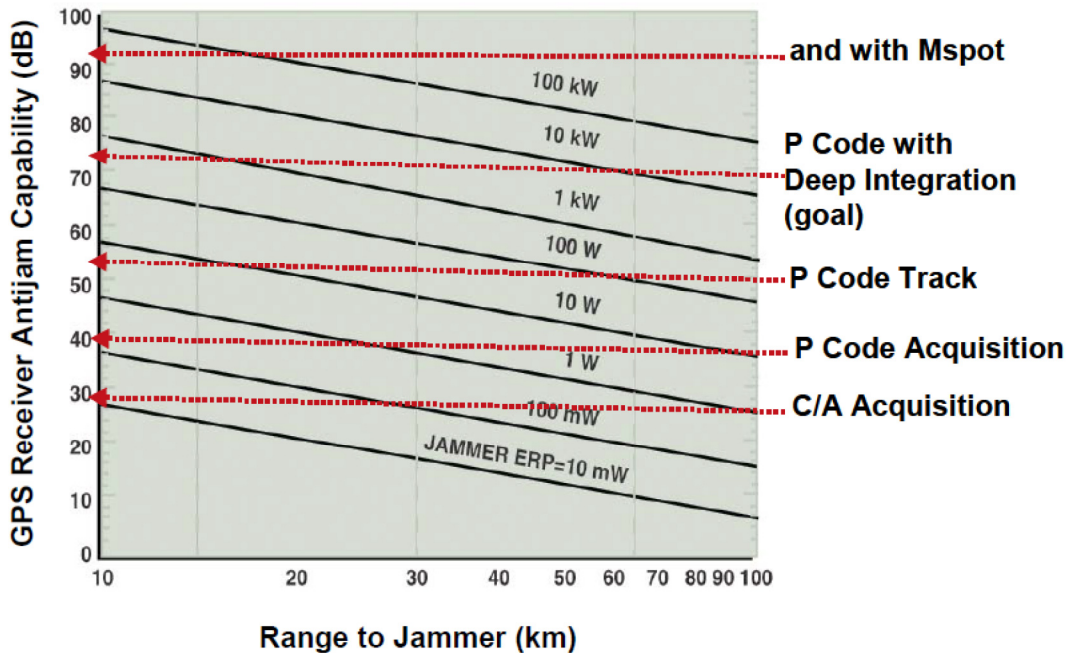


Figure 2: Capacité antibrouillage possible (tiré de Schmidt 2010 [36])

Pour un récepteur GPS, plus la bande passante de la boucle de poursuite du signal est élevée, plus il est possible de capturer une cinématique élevée. Par contre, l'immunité au bruit devient plus faible, car la corrélation est faite sur un signal plus court. L'utilisation de la centrale inertielle pour aider la boucle de poursuite du signal permet de capturer une cinématique rapide tout en gardant la bande passante faible [23]. De plus, dans le cas de brouillage du signal GPS, la centrale inertielle aide à maintenir la synchronisation avec le signal GPS [36, 23].

L'intégration d'un récepteur GPS et d'une centrale inertielle permet de modéliser les biais de la centrale inertielle lorsque les données GPS sont disponibles. La modélisation des biais de la centrale inertielle permet d'obtenir un modèle plus représentatif de la réalité, ce qui améliore la précision des estimations lorsque les données GPS ne sont plus disponibles [23, 37]. Un léger gain est observable même lorsque les données GPS sont disponibles [23]. Le biais peut être séparé en deux parties, le biais statique et le biais dynamique. Le biais statique change à chaque mise sous tension, mais reste constant tant que la centrale inertielle est sous tension. De son côté, le biais dynamique change lentement avec le temps [23]. Ce dernier change en fonction de la cinématique du véhicule [32]. Donc, pour avoir un bon modèle du biais dynamique, le véhicule doit faire des manoeuvres qui permettent de détecter les biais des accéléromètres et des gyroscopes [15]. L'utilisation d'un modèle autorégressif pour représenter le biais des capteurs permet d'obtenir un modèle plus représentatif du biais par rapport à un modèle Gauss-Markov du premier ordre. Le choix de l'ordre du modèle autorégressif doit être fait en considérant que l'ajout d'un ordre supplémentaire correspond à un état supplémentaire pour chacun des capteurs, ce qui augmente inutilement la charge de calcul si un ordre trop élevé est choisi [32]. La bande passante du GPS doit être élevée pour bien modéliser le biais de la centrale inertielle. Par contre, si la bande passante est trop élevée, il y a un risque de corrélation temporelle des données de sortie du récepteur GPS, ce qui risque de corrompre le modèle. Si les estimations du modèle corrompu sont employées pour aider la boucle de poursuite du signal GPS, il y a un risque de perte de la synchronisation avec les signaux GPS [23].

Le niveau d'intégration entre le récepteur GPS et la centrale inertielle a aussi un effet non négligeable sur la précision des estimations de position et d'attitude obtenues ainsi que l'immunité au bruit. Avec l'intégration par couplage lâche (loosely coupled), les signaux de quatre satellites GPS sont nécessaires. De plus, les données du récepteur GPS ont tendance à être corrélées temporellement, ce qui peut être éliminé en augmentant la période d'échantillonnage des données du récepteur GPS [19, 23]. Pour sa part, l'intégration par couplage serré fait appel aux valeurs de pseudo distances et de variation de pseudo distances au lieu des données de vitesse et de position [19, 23]. L'utilisation des premières est plus efficace, car généralement, leur mise à jour est plus rapide [19]. De plus, avec le couplage serré il est possible de faire usage des données GPS aussitôt que le signal d'un seul satellite est disponible. Finalement, l'intégration par couplage très serré pousse l'intégration encore plus loin en éliminant la boucle de poursuite du signal et en transférant cette tâche à l'algorithme d'estimation d'états [23, 34]. Cette configuration permet d'améliorer

l'immunité au brouillage en plus de permettre la surveillance autonome de l'intégrité du récepteur (Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM)) [34].

4.2 Intégration d'un récepteur GPS, d'une centrale inertielle et d'un compas stellaire

L'intégration GPS et centrale inertielle comporte certains problèmes d'observabilités. Par exemple, lorsque la cinématique du véhicule est faible, l'accélération est presque nulle, donc il est impossible d'observer l'attitude du véhicule [21, 38, 39]. Ce problème peut être corrigé en ajoutant des capteurs, par exemple, un compas stellaire [21]. Donc, pour permettre une navigation robuste, il peut être souhaitable d'ajouter des capteurs à l'intégration GPS et centrale inertielle [23]. La combinaison d'un récepteur GPS, d'une centrale inertielle et d'un compas stellaire permet d'obtenir une solution de navigation à un coût et un poids faible par rapport à l'usage d'une centrale inertielle seul. Comme le récepteur GPS et le compas stellaire compensent la dérive de la centrale inertielle, cette dernière peut être de qualité moindre, tout en maintenant une précision comparable. De plus, cette combinaison est à la portée des technologies actuelles [16, 18]. Dans cette combinaison, le récepteur GPS est utilisé pour sa capacité à déterminer la position et la vitesse avec précision, le compas stellaire permet de déterminer l'attitude avec précision et la centrale inertielle permet de bien estimer la cinématique du véhicule [16]. L'ajout du compas stellaire à la combinaison récepteur GPS et centrale inertielle permet d'améliorer l'observabilité dans le cas d'une cinématique faible [16].

4.3 Intégration d'une centrale inertielle et de compas stellaire

Une autre intégration possible est celle d'une centrale inertielle et de compas stellaires. Par exemple, l'utilisation de compas stellaires fixés sur une centrale inertielle liée. Dans cette configuration, la meilleure combinaison est d'employer une centrale inertielle aidée par deux compas stellaires [26, 40]. L'avantage de cette solution est qu'elle est complètement autonome, donc elle permet une navigation passive qui ne dépend pas de signaux radio [26, 40]. Par contre, cette solution comporte des faiblesses pour ce qui est de l'observabilité. En effet, l'observabilité de la vitesse et de la position est mauvaise et l'accélération n'est pas observable [8, 26]. Donc, sur une mission de longue durée, il y a dérive des estimations de position et de vitesse. Par contre, sur une mission de courte ou moyenne durée, la principale source d'erreur est la dérive des mesures des gyroscopes, qui elle, peut être compensée à l'aide de compas stellaires [26].

5 Structure flexible

Jusqu'à maintenant, on s'est intéressé aux capteurs, aux algorithmes de fusion de données et à quelques intégrations possibles. Par contre, la structure du véhicule n'a jamais été abordée. Souvent, le véhicule est considéré comme une structure solide, par contre considérer celui-ci comme structure flexible peut créer un modèle plus représentatif de la réalité et permettre une navigation plus précise. De plus, faire appel à un modèle de structure flexible permet d'améliorer l'observabilité [39]. Cette section s'intéresse donc à la navigation en considérant le véhicule comme une structure flexible.

Les capteurs utilisés et leur positionnement influencent grandement la précision des estimations et sont dépendants de la structure considérée [39]. Par exemple, l'usage de gyroscopes plutôt que d'accéléromètres peut être plus précis, car celui-ci fait intervenir une seule intégration, ce qui limite l'erreur numérique. Par contre, cette configuration ne fonctionne pas dans le cas d'une translation pure sans flexion [41]. Faire appel à deux récepteurs GPS en position relative permet d'évaluer la déformation de la structure, seulement si celle-ci est d'amplitude suffisante [42]. Avoir recours à un modèle de structure flexible permet de considérer des capteurs qui n'auraient pas été envisageables sur un modèle de structure rigide. La jauge de contrainte, par exemple, qui permet la mesure de la flexion de la structure, est fiable et économique tout en offrant une bonne précision à long terme.

De son côté, le positionnement des capteurs doit être fait en considérant les modes oscillatoires de la structure [39] et l'observabilité du système [42]. En effet, selon les modes oscillatoires présents, le positionnement optimal des capteurs peut être différent. Donc, il peut être nécessaire d'utiliser plusieurs modèles en parallèle et de sélectionner le modèle approprié selon la cinématique du véhicule [39]. En ce qui concerne l'observabilité du système, une analyse de la matrice d'observabilité du modèle est un outil permettant d'améliorer le positionnement des capteurs [42]. Des essais ont été effectués sur un modèle simulé d'un double pendule [39, 41] et sur un modèle simulé d'un avion [42].

6 Conclusion

Suite à cette étude, on constate que la centrale inertielle est un capteur incontournable en navigation. En effet, ce capteur est utilisé depuis longtemps, avec succès, parfois même sans aucune autre aide. Le récepteur GPS suscite beaucoup d'intérêt en raison de son faible coût et la précision à long terme qu'il offre. Par contre, celui-ci dépend de signaux radio qui peuvent être brouillés, ce qui le rend vulnérable. Les méthodes basées sur l'observation des astres offrent d'autres possibilités qui sont autonomes, donc qui ne sont pas sensibles au brouillage. Le compas stellaire permet d'estimer l'attitude du véhicule à partir de 22km, altitude où les étoiles sont toujours visibles. De son côté, le capteur de référence d'attitude UV permet non seulement l'observation des étoiles, mais aussi du soleil et la terre comme référence, et ce, avec un seul capteur. La méthode d'interférométrie à très longue base est surtout intéressante dans le cas de vol intersidéral. La technologie XNAV, dans sa forme actuelle, n'est pas compétitive pour la navigation sur une orbite près de la terre.

Pour ce qui est des algorithmes de fusion de données, le filtre de Kalman étendu semble être le plus intéressant, car il est simple et efficace. En effet, ni le filtre de Kalman non parfumé, ni le filtre particulière n'ont réussi à prouver qu'ils étaient supérieurs dans toutes les situations par rapport au filtre de Kalman étendu, et ce, malgré une charge de calcul supérieur. Pour ce qui est de la combinaison d'un filtre de Kalman et d'un algorithme d'intelligence artificielle, le caractère stochastique des algorithmes d'intelligences artificielles rend l'utilisation de cette combinaison délicate. De plus, cette combinaison engendre une charge de calcul qui peut rendre son implémentation en temps réel difficile.

En ce qui concerne l'intégration, les différents couplages entre un récepteur GPS et une centrale inertielle sont la base de bien des solutions de navigations modernes. Ces solutions offrent une bonne précision à un coût, une taille et un poids raisonnables. Elles permettent la navigation sur une période plus ou moins longue sans l'aide de signaux GPS. Par contre, si la perte du signal GPS est trop longue, ces solutions ont tendance à dériver. De plus, celles-ci comportent un problème d'observabilité, par exemple en cas de cinématique faible. La combinaison du récepteur GPS et d'une centrale inertielle peut être augmentée avec d'autres capteurs afin d'améliorer la précision de la navigation, limiter la dérive en cas de perte du signal GPS et améliorer l'observabilité de la solution de navigation. Une autre approche possible est d'utiliser une centrale inertielle et un compas stellaire. Cette solution à l'avantage d'être complètement passive, par contre le compas stellaire est utilisable seulement à partir de 22 km d'altitude et donne seulement de l'information sur l'attitude. Considérant l'application visée, l'altitude de 22 km est rapidement atteinte. De plus, sur une courte période, la principale cause d'erreur d'une centrale inertielle est la dérive des gyroscopes.

Sur le plan de la navigation en considérant un modèle de structure flexible, celle-ci peut améliorer la précision de la navigation, améliorer l'observabilité du modèle ainsi que permettre l'estimation des modes oscillatoires du véhicule ainsi que leur amplitude. Le choix

des capteurs et leur positionnement sont déterminant pour obtenir une solution de navigation efficace. De plus, une solution de navigation multimodèle peut être nécessaire, car le modèle peut varier en fonction des modes oscillatoires présents. L'étude de la navigation en considérant un modèle de structure flexible en est encore à ses débuts, ce qui ouvre bien des possibilités à ce sujet.

On remarque que, de toutes les solutions de navigation étudiées, aucune ne tient compte de la dynamique du véhicule sur lequel elle est embarquée. Donc, les estimations de la position, de la vitesse, de l'attitude et de la vitesse angulaire du véhicule sont obtenues à partir de capteurs qui mesurent le mouvement du véhicule, mais l'information sur les forces qui engendrent ce mouvement est négligée. Peu importe le choix de capteurs, d'algorithmes de fusion de données ou d'intégration, l'utilisation de la dynamique du véhicule ajoute une source d'information à la solution de navigation. Cette information est passive, donc elle est disponible en tout temps et n'est pas sensible au brouillage. De plus, aucun capteur supplémentaire n'est nécessaire, donc il n'y a pas d'augmentation de coût, d'espace utilisé ou de poids. Par contre, le modèle du véhicule peut être complexe, ce qui est susceptible d'augmenter de façon non négligeable la charge de calcul.

Pour la suite des travaux, la navigation en considérant un modèle de structure flexible et l'usage de l'information sur la dynamique du véhicule dans la solution de navigation seront approfondis afin d'évaluer les gains potentiels qu'ils offrent à une solution de navigation à faibles coûts.

Page laissée en blanc à dessein.

Références

- [1] Goodman, J. L. et Propst, C. A. (2008), Operational use of GPS navigation for space shuttle entry, Dans *Position Location and Navigation Symposium (PLANS)*, pp. 731–743, IEEE, Monterey, CA, United states.
- [2] Kachmar, P. M. et Wood, L. (1995), Space navigation applications, *Navigation*, 42(1), pp. 187–234.
- [3] Willms, B. (1999), Space integrated GPS/INS (SIGI) navigation system for Space Shuttle, Dans *Gateway to the New Millennium. 18th Digital Avionics Systems Conference. Proceedings (Cat. No.99CH37033)*, Vol. 2, pp. 7–14, Piscataway, NJ, USA.
- [4] Grewal, M. S., Weill, L. R. et Andrews, A. P. (2007), Global position systems, inertial navigation, and integration, John Wiley & Sons, Inc.
- [5] Wright, R. J. Jr. et Spornick, J. V. (1988), A ring laser gyro based navigator for space launch vehicle guidance, Dans *Position Location and Navigation Symposium (PLANS)*, pp. 271–279, IEEE, New York, NY, USA.
- [6] (2006), VEGA User’s manual, Arianespace.
- [7] Theil, S., Schlotterer, M., Hallmann, M. et Conradt, M. (2008), Hybrid navigation system for the SHEFEX-2 mission, Dans *Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Number AIAA 2008-6991, AIAA, Honolulu, HI, USA. AIAA 2008-6991.
- [8] Ali, J. et Fang, J. (2009), Realization of an autonomous integrated suite of strapdown astro-inertial navigation systems using unscented particle filtering, *Computers & Mathematics with Applications*, 57(2), pp. 169–183.
- [9] Fritz, T., Gallarneau, L. et Pledger, D. (1994), 3-axis ultraviolet attitude reference sensor, Dans *Digital Avionics Systems Conference, 13th DASC*, pp. 30–33, AIAA/IEEE.
- [10] Qiao, L., Liu, J., Zheng, G. et Xiong, Z. (2008), Integration of ultraviolet sensor and X-ray detector for navigation satellite orbit estimation, Dans *Position, Location and Navigation Symposium (PLANS)*, pp. 696–703, IEEE/ION, Piscataway, NJ, USA.
- [11] Hao, Y. C., Ying, L., Xiong, K., Cheng, H. Y. et Qiao, G. D. (2010), Compact autonomous navigation system (CANS), Dans *International Conference on Space Optics*.
- [12] Graven, P., Collins, J., Sheikh, S., Hanson, J., Ray, P. et Wood, K. (2008), XNAV for deep space navigation, Dans *Advances in the Astronautical Sciences*, Vol. 131, pp. 349–364, Breckenridge, CO, United states.
- [13] Graven, P. H., Collins, J. T., Sheikh, S. I. et Hanson, J. E. (2009), Spacecraft navigation using X-RAY pulsars, Dans *7th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems*, Tralee, Ireland.

- [14] Hanson, J., Sheikh, S., Graven, P. et Collins, J. (2008), Noise analysis for X-ray navigation systems, Dans *Position, Location and Navigation Symposium (PLANS)*, pp. 704–713, IEEE/ION, Piscataway, NJ, USA.
- [15] Faruqi, F. A. et Turner, K. J. (2000), Extended Kalman filter synthesis for integrated global positioning/inertial navigation system, *Applied Mathematics and Computation*, 115(2-3), pp. 213–227.
- [16] Tanabe, T. et Harigae, M. (1990), Experimental validation of GPS-INS-STAR hybrid navigation system for space autonomy, *Acta Astronautica*, 21(5), pp. 295–308.
- [17] Brown, A. et Mathews, B. (2007), Constrained beamforming for space GPS navigation, Dans *20th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation*, Vol. 2, pp. 2357–2363, ION, Fort Worth, TX, United states.
- [18] Brown, A., Mathews, B. et Nguyen, D. (2007), integrated GPS/INS/Star tracker space navigation system using a software defined radio, Dans *Advances in the Astronautical Sciences*, Vol. 128, pp. 111–122, Breckenridge, CO, United states.
- [19] Ma, W., Xu, Y., Bao, Y. et Yang, B. (2008), Autonomous integrated navigation plan for space transfer vehicle, Dans *2nd International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics (ISSCAA)*, pp. 1–6, Piscataway, NJ, USA.
- [20] Clerc, S., Martella, P., Durrant, D., Bertsch, N. et Dussy, S. (2009), Development of the European IMU for space applications, Dans *Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Number AIAA 2009-5870, AIAA, Chicago, IL, United states.
- [21] Ma, W., Luo, J., Wang, M. et Yang, B. (2009), Performance discussion on space integrated navigation based three GPS satellites, Dans *Proceedings of 9th International Conference on Electronic Measurement and Instruments (ICEMI)*, pp. 3326–3329, Beijing, China.
- [22] Winternitz, L. M. B., Bamford, W. A. et Heckler, G. W. (2009), A GPS receiver for high-altitude satellite navigation, *IEEE Journal of Selected Topics in Signal Processing*, 3(4), pp. 541–556.
- [23] Groves, P. D. et Long, D. C. (2005), Combating GNSS interference with advanced inertial integration, *Journal of Navigation*, 58(3), pp. 419–432.
- [24] Savage, P. G. (2007), Strapdown analytics, Strapdown Associates, Inc.
- [25] Julier, S. J., Uhlmann, J. K. et Durrant-Whyte, H. F. (2000), A new method for the nonlinear transformation of means and covariances in filters and estimators, *IEEE Transactions on Automatic Control*, 45(3), pp. 477–482.
- [26] Ali, J. et Jiancheng, F. (2006), SINS/ANS integration for augmented performance navigation solution using unscented Kalman filtering, *Aerospace Science and Technology*, 10(3), pp. 233–238.

- [27] Gross, J., Gu, Y., Gururajan, S., Seanor, B. et Napolitano, M. R. (2010), A comparison of extended Kalman filter, sigma-point Kalman filter, and particle filter in GPS/INS sensor fusion, Dans *Guidance, Navigation, and Control Conference*, Number AIAA 2010-8332, AIAA, Toronto, ON, Canada.
- [28] Beaudoin, Y., Gagnon, E., Desbiens, A. et Landry, R. Jr. (2012), Comparaison de différents filtres de Kalman et modèles de système pour la navigation, (TM 2011-184) R&D pour la Défense Canada - Valcartier. En approbation.
- [29] Hamel, T. et Mahony, R. (2006), Attitude estimation on SO (3) based on direct inertial measurements, Dans *International Conference on Robotics and Automation*, Vol. 2006, pp. 2170–2175, IEEE, Orlando, FL, United states.
- [30] van der Merwe, R., Doucet, A., de Freitas, N. et Wan, E. (2000), The unscented particle filter, (Technical Report CUED/F-INFENG/TR 380) Cambridge University Engineering Department.
- [31] Ning, X. et Fang, J. (2008), Spacecraft autonomous navigation using unscented particle filter-based celestial/Doppler information fusion, *Measurement Science & Technology*, 19(9), p. 095203.
- [32] Noureldin, A., Karamat, T. B., Eberts, M. D. et El-Shafie, A. (2009), Performance enhancement of MEMS-based INS/GPS integration for low-cost navigation applications, *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 58(3), pp. 1077–1096.
- [33] Hewitt, R., de Ruitter, A. et Ellery, A. (2010), Artificial neural networks and kalman filters : a review of their hybridization and potential use in exploration, Dans *15th CASI Astronautics Conference 2010*, Number ASP-10-028.
- [34] Schmidt, G. T. (2010), INS/GPS integration architectures, (Technical Report RTO-EN-SET-116(2010)) North Atlantic Treaty Organization.
- [35] Landry, R. Jr. et Li, D. (2010), Notes du cours. Cours MGA-850 “Navigation aérienne, GNSS et systèmes inertiels embarqués”, École de technologie supérieure.
- [36] Schmidt, G. T. (2010), INS/GPS technology trends, (Technical Report RTO-EN-SET-116(2010)) North Atlantic Treaty Organization.
- [37] Gross, J., Gu, Y. et Napolitano, M. R. (2010), A systematic approach for extended Kalman filter tuning and low-cost inertial sensor calibration within a GPS/INS application, Dans *Guidance, Navigation, and Control Conference*, Number AIAA 2010-7759, AIAA, Toronto, ON, Canada.
- [38] Hong, S., Lcc, M. H., Chun, H. H., Kwon, S. H. et Spycer, J. L. (2005), Observability of error states in GPS/INS integration, *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 54(2), pp. 731–742.
- [39] Örtel, T. et Wagner, J. F. (2007), Integrated motion measurement for flexible structures, *Technische Mechanik*, 2, pp. 94–114.
- [40] Ali, J., Changyun, Z. et Jiancheng, F. (2006), An algorithm for astro-inertial navigation using CCD star sensors, *Aerospace Science and Technology*, 10(5), pp. 449–454.

- [41] Wagner, J. F. et Oertel, T. (2008), Accelerometers versus gyros in integrated navigation systems for flexible vehicles, *Proceedings of the Institute of Navigation, National Technical Meeting*, 2, pp. 689–698.
- [42] Baraniello, V. R., Cicala, M. et Corrado, F. (2010), An extension of integrated navigation algorithms to estimate elastic motions of very flexible aircrafts, Dans *Aerospace Conference Proceedings*, pp. 1–14, IEEE, Big Sky, MT, United States.

FICHE DE CONTRÔLE DU DOCUMENT

(Indiquer la classification de sécurité du titre, du résumé et des renseignements d'indexation si tout le document est classifié.)

<p>1. DEMANDEUR (Le nom et l'adresse de l'organisation qui a préparé le document. Les organisations pour lesquelles le document a été préparé, p. ex., le Centre qui commande un rapport à un entrepreneur ou l'organisme à l'origine du document doivent figurer à la section 8.)</p> <p>R & D pour la défense Canada – Valcartier 2459, boulevard Pie-XI Nord, Québec, Québec, Canada G3J 1X5</p>	<p>2. CLASSIFICATION DE SÉCURITÉ (Classification de sécurité globale du document, y compris les notices d'avertissement spéciales, s'il y a lieu.)</p> <p>Non classifié (Marchandises non-contrôlées) DMC A RÉVISION : GCEC JUIN 2010</p>	
<p>3. TITRE (Titre au long du document qui figure sur la page titre. La classification du titre devrait être indiquée à l'aide de l'abréviation voulue [S, C, ou U], entre parenthèses, après le titre.)</p> <p>Revue de littérature sur la navigation des lanceurs de satellites</p>		
<p>4. AUTEURS (Nom de famille, puis initiales – Ne pas mettre le grade, le titre, etc.)</p> <p>Beaudoin, Y.; Gagnon, E.; Desbiens, A.; Landry, R.</p>		
<p>5. DATE DE PUBLICATION (Mois et année de publication du document.)</p> <p>Avril 2012</p>	<p>6a. NOMBRE DE PAGES (Nombre total de pages contenant des renseignements, y compris les annexes, les appendices, etc.)</p> <p>38</p>	<p>6b. NOMBRE DE RÉFÉRENCES (Nombre total de références citées dans le document.)</p> <p>42</p>
<p>7. NOTES DESCRIPTIVES (Catégorie du document, p. ex., rapport, note ou mémorandum technique. Indiquer s'il y a lieu s'il s'agit d'un rapport provisoire, p. ex., d'un rapport d'étape, d'un rapport sommaire, d'un rapport annuel ou d'un rapport final. Si le document porte sur une période précise, indiquer les dates correspondantes.)</p> <p>Mémorandum technique</p>		
<p>8. RESPONSABLE (Nom et adresse du bureau de projet ou du laboratoire du Ministère qui est responsable du travail de recherche et de développement.)</p> <p>R & D pour la défense Canada – Valcartier 2459, boulevard Pie-XI Nord, Québec, Québec, Canada G3J 1X5</p>		
<p>9a. N° DU PROJET OU DE LA SUBVENTION (Indiquer s'il y a lieu le numéro du projet ou de la subvention de recherche et de développement dans le cadre duquel le document a été rédigé. Préciser s'il s'agit d'un projet ou d'une subvention.)</p> <p>15eo</p>	<p>9b. N° DU CONTRAT (Indiquer s'il y a lieu le numéro du contrat dans le cadre duquel le document a été rédigé.)</p>	
<p>10a. N° DE DOCUMENT DU DEMANDEUR (Numéro de document officiel par lequel le demandeur désigne le document. Ce numéro doit être propre au document.)</p> <p>DRDC Valcartier TM 2011-346</p>	<p>10b. AUTRES N° DE DOCUMENT (Autres numéros qui pourraient avoir été attribués au document par le demandeur ou le responsable.)</p>	
<p>11. DISPONIBILITÉ DU DOCUMENT (Limites à la diffusion du document autres que celles qu'impose la classification de sécurité.)</p> <p><input checked="" type="checkbox"/> Diffusion illimitée</p> <p><input type="checkbox"/> Ministères de la Défense et entrepreneurs du secteur de la défense; diffusion plus large sur approbation seulement</p> <p><input type="checkbox"/> Ministères de la Défense et entrepreneurs du secteur de la défense du Canada; diffusion plus large sur approbation seulement</p> <p><input type="checkbox"/> Ministères et organismes publics; diffusion plus large sur approbation seulement</p> <p><input type="checkbox"/> Ministères de la Défense; diffusion plus large sur approbation seulement</p> <p><input type="checkbox"/> Autre (préciser):</p>		
<p>12. ANNONCE DU DOCUMENT (Restrictions imposées à l'annonce du document. Elles correspondent normalement à la disponibilité du document (11). Toutefois, si une diffusion plus large que celle qui a été prévue au par. 11 peut être envisagée, un plus large auditoire d'annonce peut être retenu.)</p> <p>illimitée</p>		

13. RÉSUMÉ (Résumé succinct du document. Le résumé peut paraître ailleurs dans le corps du document. Il est éminemment souhaitable que le résumé d'un document classifié soit sans classification. Chaque paragraphe du résumé doit commencer par une indication de la classification de sécurité des renseignements qu'il contient [sauf si tout le document est sans classification]; utiliser les lettres voulues: S, C, DR ou SC. Il n'est pas nécessaire de mettre ici le résumé dans les deux langues officielles, sauf si le document est bilingue.)

The work presented in this report forms part of the applied research project (ARP) 15eo, which aims to find concepts of guidance, navigation and control (GNC) viable for a satellite launcher. This paper presents a review of sensors, algorithms and integration that are used for the navigation of space vehicles. First, we review sensors used on various spacecraft and sensors based on observation of the stars. Next, we consider some data fusion algorithms. After that, we explore the possible integration of different sensors. Finally, we give overview of a navigation model that takes into account a flexible structure.

Le travail présenté dans ce rapport s'inscrit dans le projet de recherche appliquée (ARP) 15eo qui a pour objectif de trouver des concepts de guidage, navigation et contrôle (GNC) viable pour un lanceur de satellites. Ce document présente une revue des capteurs, des algorithmes et de l'intégration qui en est faite dans le cadre de la navigation de véhicules spatiaux. Dans un premier temps, une revue des capteurs utilisés sur différents véhicules spatiaux et les capteurs basés sur l'observation des astres est effectuée. Ensuite, quelques algorithmes de fusion de données sont étudiés. Puis, des intégrations possibles des différents capteurs sont explorées. Finalement, un aperçu de la navigation en considérant un modèle de structure flexible est donné.

14. MOTS-CLÉS, DESCRIPTEURS ou IDENTIFICATEURS (Termes ou courtes phrases techniquement significatifs qui décrivent le document et qui pourraient en faciliter le catalogage. Choisir des termes qui ne nécessitent pas une classification de sécurité. Des identificateurs comme le modèle, la désignation, la marque de commerce, le nom de code d'un projet militaire et l'endroit peuvent aussi être donnés. Si cela est possible, on tirera les termes choisis d'un thésaurus publié comme le Thesaurus of Engineering and Scientific Terms (TEST) et on indiquera le thésaurus utilisé. S'il n'est pas possible d'utiliser des termes d'indexation sans classification, la classification de chacun devrait être indiquée comme celle du titre.)

navigation; extended Kalman filter; unscented Kalman filter; GPS; star tracker; flexible structure

Defence R&D Canada

Canada's Leader in Defence
and National Security
Science and Technology

R & D pour la défense Canada

Chef de file au Canada en matière
de science et de technologie pour
la défense et la sécurité nationale



www.drdc-rddc.gc.ca