N° d'ordre NNT : 2025ISAL0003

THESE de DOCTORAT DE L'INSA LYON,
membre de l'Université de Lyon

Ecole Doctorale N° 160
Electronique, Electrotechnique, Automatique

Spécialité de doctorat : Automatique

Soutenue publiquement le 10/01/2025, par :

Laetitia TOSONI

Estimation d'un changement de repère variable entre deux plateformes inertielles appliquée aux Satcom On-The-Move

---

Devant le jury composé de :

CARO	Stéphane	Directeur de Recherche	CNRS - LS2N, Nantes	Président et examinateur
PRELLE	Christine	Professeure	Roberval Lab, UTC	Rapporteure
CAUET	Sébastien	Professeur	LIAS, Université de Poitiers	Rapporteur
KULCSÁR	Caroline	Professeure	Institut d'Optique Graduate School	Examinatrice
PHAM	Minh Tu	Professeur	Ampère Lab, INSA Lyon	Directeur de thèse
MASSIONI	Paolo	Maitre de conférences HdR	Ampère Lab, INSA Lyon	Co-directeur de thèse
BROUSSARD	Elliot	Ingénieur	Thales	Invité

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Manuscrit déposé à l'issue de la soutenance de thèse du 10 janvier 2025

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Département FEDORA – INSA Lyon - Ecoles Doctorales

SIGLE	ECOLE DOCTORALE	NOM ET COORDONNEES DU RESPONSABLE
ED 206 CHIMIE	**CHIMIE DE LYON** https ://www.edchimie-lyon.fr Sec. : Renée EL MELHEM Bât. Blaise PASCAL, 3e étage secretariat@edchimie-lyon.fr	**M. Stéphane DANIELE** C2P2-CPE LYON-UMR 5265 Bâtiment F308, BP 2077 43 Boulevard du 11 novembre 1918 69616 Villeurbanne directeur@edchimie-lyon.fr
ED 341 E2M2	**ÉVOLUTION, ÉCOSYSTÈME, MICROBIOLOGIE, MODÉLISATION** http ://e2m2.universite-lyon.fr Sec. : Bénédicte LANZA Bât. Atrium, UCB Lyon 1 Tél : 04.72.44.83.62 secretariat.e2m2@univ-lyon1.fr	**Mme Sandrine CHARLES** Université Claude Bernard Lyon 1 UFR Biosciences Bâtiment Mendel 43, boulevard du 11 Novembre 1918 69622 Villeurbanne CEDEX e2m2.codir@listes.univ-lyon1.fr
ED 205 EDISS	**INTERDISCIPLINAIRE SCIENCES-SANTÉ** http ://ediss.universite-lyon.fr Sec. : Bénédicte LANZA Bât. Atrium, UCB Lyon 1 Tél : 04.72.44.83.62 secretariat.ediss@univ-lyon1.fr	**Mme Sylvie RICARD-BLUM** Laboratoire ICBMS - UMR 5246 CNRS - Université Lyon 1 Bâtiment Raulin - 2ème étage Nord 43 Boulevard du 11 novembre 1918 69622 Villeurbanne Cedex Tél : +33(0)4 72 44 82 32 sylvie.ricard-blum@univ-lyon1.fr
ED 34 EDML	**MATÉRIAUX DE LYON** http ://ed34.universite-lyon.fr Sec. : Yann DE ORDENANA Tél : 04.72.18.62.44 yann.de-ordenana@ec-lyon.fr	**M. Stéphane BENAYOUN** Ecole Centrale de Lyon Laboratoire LTDS 36 avenue Guy de Collongue 69134 Ecully CEDEX Tél : 04.72.18.64.37 stephane.benayoun@ec-lyon.fr
ED 160 EEA	**ÉLECTRONIQUE, ÉLECTROTECHNIQUE, AUTOMATIQUE** https ://edeea.universite-lyon.fr Sec. : Philomène TRECOURT Bâtiment Direction INSA Lyon Tél : 04.72.43.71.70 secretariat.edeea@insa-lyon.fr	**M. Philippe DELACHARTRE** INSA LYON Laboratoire CREATIS Bâtiment Blaise Pascal, 7 avenue Jean Capelle 69621 Villeurbanne CEDEX Tél : 04.72.43.88.63 philippe.delachartre@insa-lyon.fr
ED 512 INFOMATHS	**INFORMATIQUE ET MATHÉMATIQUES** http ://edinfomaths.universite-lyon.fr Sec. : Renée EL MELHEM Bât. Blaise PASCAL, 3e étage Tél : 04.72.43.80.46 infomaths@univ-lyon1.fr	**M. Hamamache KHEDDOUCI** Université Claude Bernard Lyon 1 Bât. Nautibus 43, Boulevard du 11 novembre 1918 69 622 Villeurbanne Cedex France Tél : 04.72.44.83.69 direction.infomaths@listes.univ-lyon1.fr
ED 162 MEGA	**MÉCANIQUE, ÉNERGÉTIQUE, GÉNIE CIVIL, ACOUSTIQUE** http ://edmega.universite-lyon.fr Sec. : Philomène TRECOURT Tél : 04.72.43.71.70 Bâtiment Direction INSA Lyon mega@insa-lyon.fr	**M. Etienne PARIZET** INSA Lyon Laboratoire LVA Bâtiment St. Exupéry 25 bis av. Jean Capelle 69621 Villeurbanne CEDEX etienne.parizet@insa-lyon.fr
ED 483 ScSo	**ScSo**[1] https ://edsciencessociales.universite-lyon.fr Sec. : Mélina FAVETON Tél : 04.78.69.77.79 melina.faveton@univ-lyon2.fr	**M. Bruno MILLY** (INSA : J.Y. TOUSSAINT) Univ. Lyon 2 Campus Berges du Rhône 18, quai Claude Bernard 69365 LYON CEDEX 07 Bureau BEL 319 bruno.milly@univ-lyon2.fr

1. ScSo : Histoire, Géographie, Aménagement, Urbanisme, Archéologie, Science politique, Sociologie, Anthropologie

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Remerciements

Je tiens avant tout à remercier mes directeurs de thèse Minh Tu Pham et Paolo Massioni, pour leur encadrement au cours de ces trois ans et demi. Cette thèse n'aurait pas été possible sans leurs conseils scientifiques et méthodologiques, et j'ai beaucoup appris à leurs côtés.

Je remercie également Elliot Broussard non seulement pour son suivi côté industriel, mais également pour avoir proposé ce sujet de thèse. Son expertise dans l'automatique et les SOTM, ainsi que ses suggestions au cours des aléas rencontrés en chemin ont vastement contribué à la construction de cette thèse.

Je présente ma gratitude à l'ensemble des membres de mon jury de soutenance, en particulier la professeure Christine Prelle et le professeur Sébastien Cauet d'avoir accepté d'être rapporteur.e.s de cette thèse.

Un grand merci également à toute l'équipe du service HTE de Thales pour leur accueil exceptionnel. Je tiens à remercier particulièrement Sophia pour son suivi, sa bienveillance et ses conseils lors de ces années parfois mouvementées ; Eric et Mehdi, pour leur aide en automatique et en montage de prototype, et de bons moments passés dans les tréfonds des garages thalésiens ; et Yannick, pour de passionnants échanges dans l'open space. Mes remerciements également à Fatiha, pour son aide précieuse dans les questions administratives.

Je remercie bien sûr mes collègues et co-doctorants du laboratoire Ampère, en particulier Hiba et Gabriel, mes camarades de bureau, ainsi que Sara, Hamza et Benjamin. Bon courage à ceux d'entre vous qui planchent sur leur thèse, vous tenez le bon bout.

Cette thèse n'aurait sans doute jamais été achevée sans le soutien sans faille de mes parents, dont les conseils et les encouragements ont été plus que bienvenus dans cette aventure. Une pensée également pour ma grand-mère, qui m'a accueillie sous son toit pendant ces années de doctorat, et dont je sais qu'elle était fière de moi.

Enfin, je souhaite remercier mes amis Jérémy, Daphné, Samuel, Antoine et Alexis ; nos séances de jeux de rôles furent un moment de détente bienvenu pendant ces trois ans. And a last thanks to my faraway friends for the whiskey and the cigars ; you know who you are.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Table des matières

Nomenclature **11**

Glossaire **15**

Introduction **17**

1 Etat de l'art **21**
1.1 Satcom On-The-Move : une communication satellite en mouvement 22
1.1.1 Prérequis : représentation d'attitude 22
1.1.1.1 Matrices de rotation et angles d'Euler 23
1.1.1.2 Quaternions : propriétés algébriques 24
1.1.1.3 Quaternions : application à la représentation d'attitude . . 25
1.1.2 Description fonctionnelle du système 26
1.1.2.1 Charge antennaire 27
1.1.2.2 Positionneur 29
1.1.2.3 Le satellite 30
1.1.2.4 Le porteur 30
1.1.3 Repères mécaniques 31
1.1.3.1 Matrices de rotation 31
1.1.3.2 Le repère inertiel 31
1.1.3.3 Le repère terrestre 31
1.1.3.4 Le repère NED 31
1.1.3.5 Le repère INS 32
1.1.3.6 Le repère Positionneur 32
1.1.3.7 Le repère Azimut 33
1.1.3.8 Le repère Elévation 34
1.1.3.9 Le repère Antenne 34
1.1.3.10 Le repère IMU 35
1.1.3.11 Le repère Satellite 35
1.1.4 Normes de précision de pointage 36
1.1.4.1 Qualité de la liaison 36
1.1.4.2 Interférences avec les satellites adjacents 36
1.1.5 Stratégies de pointage 37
1.1.5.1 Stratégies en Boucle Ouverte 38
1.1.5.2 Stratégies en Boucle Fermée 39
1.1.5.3 Stratégies hybrides 41
1.1.6 Conclusion sur l'état de l'art sur les Satcom On-The-Move 42
1.2 Transfert d'alignement 43

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

1.2.1 Prérequis : Filtrage de Kalman . . . 43
1.2.2 Histoire du transfert d'alignement . . . 45
1.2.2.1 Contexte d'origine : l'alignement de centrales inertielles de projectiles . . . 46
1.2.2.2 Une méthode classique de transfert d'alignement : le Rotation Rate Matching . . . 46
1.2.2.3 La méthode du Rapid Transfer Alignment . . . 48
1.2.2.4 Progrès subséquents . . . 48
1.2.2.5 Estimation de changements de repère de grande amplitude 48
1.2.3 Conclusion sur l'état de l'art sur le transfert d'alignement . . . 49
1.3 Conclusion du chapitre . . . 50

2 Transfert d'alignement pour de grands angles variables : description des algorithmes 51
2.1 Rapid Transfer Alignment pour l'estimation de grands angles variables . . 53
2.1.1 Modèles pour l'estimation du changement de repère q_{IMU}^{INS} . . . 53
2.1.1.1 Un modèle de mesure tiré de l'état de l'art : Rapid Transfer Alignment avec une représentation en quaternions . . . 55
2.1.1.2 Un modèle de propagation original . . . 58
2.1.1.3 Cas statique . . . 60
2.1.2 Préparation des entrées du filtre de Kalman . . . 62
2.1.2.1 Compensation du bras de levier et des mouvements du positionneur . . . 62
2.1.2.2 Intégration de la vitesse de rotation et de l'accélération . . 64
2.1.3 Conclusion sur le modèle de Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables . . . 64
2.2 Rotation Rate-Acceleration Matching pour l'estimation de grands angles variables . . . 66
2.2.1 Modèles pour l'estimation du changement de repère q_{IMU}^{INS} . . . 67
2.2.1.1 Modèle de mesure . . . 67
2.2.1.2 Cas statique . . . 69
2.2.2 Préparation des entrées du filtre de Kalman . . . 69
2.2.2.1 Compensation des mouvements du positionneur pour la vitesse de rotation . . . 70
2.2.2.2 Compensation du bras de levier et des mouvements du positionneur pour l'accélération . . . 71
2.2.3 Conclusion sur le modèle de Rotation Rate-Acceleration Matching pour de grands angles variables . . . 73
2.3 Conclusion du chapitre . . . 74

3 Validation des algorithmes 75
3.1 Organisation des tests . . . 76
3.1.1 Description des dispositifs de validation . . . 76
3.1.1.1 Environnement de simulation . . . 76
3.1.1.2 Calcul de la consigne de courant . . . 83
3.1.1.3 Description du banc d'essai . . . 85
3.1.2 Métriques utilisées . . . 89
3.1.2.1 Erreur d'estimation . . . 89
3.1.2.2 Erreur de pointage . . . 92

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

3.1.2.3 Calcul de la référence lors des essais en banc de test 92
3.1.3 Méthodologie de validation des algorithmes 93
3.1.3.1 Validation des algorithmes en simulation 93
3.1.3.2 Réglage des matrices R et Q en simulation 94
3.1.3.3 Valisation des algorithmes sur banc de test 96
3.1.4 Conclusion de la méthodologie de validation des algorithmes 98
3.2 Résultats de simulation 99
3.2.1 Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables 99
3.2.1.1 Analyse du régime transitoire 99
3.2.1.2 Analyse du régime permanent 99
3.2.1.3 Analyse de l'erreur de pointage 103
3.2.1.4 Comparaison à l'état de l'art 104
3.2.1.5 Dérive due à l'intégration des gyromètres : pistes de correction explorées 105
3.2.2 Rotation Rate-Acceleration Matching pour de grands angles variables 108
3.2.2.1 Analyse de la phase de convergence 108
3.2.2.2 Analyse du régime permanent 109
3.2.3 Conclusion des résultats de simulation 111
3.3 Essais sur banc de test 112
3.3.1 Analyse du régime transitoire 112
3.3.1.1 Influence du type de mouvement 112
3.3.1.2 Influence de la vitesse des mouvements 114
3.3.1.3 Influence de la durée de fonctionnement 114
3.3.1.4 Question de l'enregistrement du régime transitoire Elévation 116
3.3.2 Analyse du régime permanent 117
3.3.2.1 Phénomène de dérive 117
3.3.2.2 Corrélation avec les variations de q_{IMU}^{INS} 121
3.3.3 Harmonisation et biais d'accéléromètres 122
3.4 Conclusion du chapitre 126

Conclusion **127**

A Caractéristiques de l'IMU ADIS16488A **131**
A.1 Angular et Velocity Random Walk : définitions 131

B Caractéristiques de l'INS Octans III **135**

C Caractéristiques des codeurs **137**

D Détail des mouvements porteurs lors des essais expérimentaux **139**
D.1 Les axes mobilisés 139
D.2 Les catégories de vitesses 142

Liste des figures **143**

Liste des tableaux **147**

Bibliographie **149**

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Nomenclature

Scalaires

$lat_{géo}$	Latitude de la station SOTM
$long_{géo}$	Longitude de la station SOTM
$long_{sat}$	Longitude du satellite visé
Δ_{est}	Erreur d'estimation
$\Delta_{est\|X-el}$	Composante Cross-élévation de l'erreur d'estimation
$\Delta_{est\|El}$	Composante Elévation de l'erreur d'estimation
Δ_{pt}	Erreur de pointage
ϵ_{El}	Composante Elévation de l'erreur de pointage
ϵ_{X-El}	Composante Cross-élévation de l'erreur de pointage
θ_{Az}	Positions angulaire Azimut
θ_{El}	Positions angulaire Elévation

Vecteurs

$\vec{a}^C_{A/B}$	Accélération longitudinale de $\mathcal{R}_A$ par rapport à $\mathcal{R}_B$, exprimée dans le repère $\mathcal{R}_C$
$\vec{E}^A_B$	Vecteur des angles d'Euler représentant le changement de repère R^A_B
$\vec{f}^{IMU}$	Accélération fournie par l'IMU ; ce terme inclut l'accélération de la gravité
$\vec{g}^A$	Vecteur gravité exprimé dans le repère $\mathcal{R}_A$
$\vec{\nu}^A$	Vecteur $\vec{\nu}$ exprimé dans le repère $\mathcal{R}_A$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

$\vec{v}^{C}_{A/C}$	Vitesse longitudinale de $\mathcal{R}_A$ par rapport à $\mathcal{R}_B$, exprimée dans le repère $\mathcal{R}_C$
X	Vecteur d'état
$\vec{x}_A, \vec{y}_A, \vec{z}_A$	Les trois axes du repère $\mathcal{R}_A$
$\vec{x}_{A\|B}$	Axe $\vec{x}$ du repère $\mathcal{R}_A$ exprimé dans le repère $\mathcal{R}_B$
Y	Vecteur de mesures
$\vec{\omega}^{C}_{A/B}$	Vitesse de rotation de $\mathcal{R}_A$ par rapport à $\mathcal{R}_B$, exprimée dans le repère $\mathcal{R}_C$

Matrices

$0_{n\times m}$	Matrice nulle à n lignes et m colonnes
A	Matrice de propagation
H	Matrice de mesure du filtre de Kalman
I_n	Matrice identité de dimension $n \times n$
Q	Matrice de covariance du bruit de modèle
R	Matrice de covariance du bruit de mesure
R^B_A	Matrice de passage du repère $\mathcal{R}_A$ au repère $\mathcal{R}_B$
$R_a(\theta)$	Matrice de la rotation d'angle θ autour de l'axe $\vec{a}$
$S(\vec{\nu})$	Matrice antisymétrique associée à $\vec{\nu}$, telle que $S(\vec{\nu}) = \begin{pmatrix} 0 & -\nu(z) & \nu(y) \\ \nu(z) & 0 & -\nu(x) \\ -\nu(y) & \nu(x) & 0 \end{pmatrix}$
$\gamma(q)$	Matrice représentant une multiplication par la gauche par le quaternion q
$\chi(q)$	Matrice représentant une multiplication par la droite par le quaternion q

Quaternions

$\bar{q}$	Conjugué du quaternion q
q_0	Partie scalaire du quaternion q

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

$\vec{q_v}$	Partie vectorielle du quaternion q
q_A^B	Quaternion de passage du repère $\mathcal{R}_A$ au repère $\mathcal{R}_B$
$[q_\nu]$	Quaternion associé à $\vec{\nu}$ tel que $[q_\nu] = \begin{pmatrix} 0 \\ \vec{\nu} \end{pmatrix}$
$[q_\nu]_{A/B}^C$	Quaternion associé à $\vec{\nu}_{A/B}^C$

Repères

$\mathcal{R}_A$	Repère lié au composant "A"
Ant	Indice du repère lié à la ligne de visée de l'antenne
Az	Indice du repère lié à l'axe Azimut du positionneur
El	Indice du repère lié à l'axe Elévation du positionneur
i	Indice du repère inertiel
IMU	Indice du repère lié à l'IMU de l'antenne
IMU_0	Indice du repère IMU à $t = 0$
INS	Indice du repère lié à l'INS du porteur
NED	Indice du repère non-rotatif lié au porteur d'axes North, East et Down
NED_0	Indice du repère NED à $t = 0$
Pos	Indice du repère lié au pied du positionneur
sat	Indice du repère lié à la direction du satellite
T	Indice du repère lié au centre de la Terre en rotation avec le globe terrestre

Opérateurs

$\times$	Produit de Hamilton
$\cdot$	Produit scalaire
$\wedge$	Produit vectoriel

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

$\dot{a}$	Dérivée première de a
$\ddot{a}$	Dérivée seconde de a
$\tilde{a}$	Mesure de a incluant des erreurs de mesures
$\hat{a}$	Estimation de a

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Glossaire

ACU : Antenna Control Unit, calculateur embarqué communiquant avec tous les constituants de la station SOTM

Acceleration Matching : Modèle de transfert d'alignement basé sur des mesures d'accélérations longitudinales

Attitude : Orientation dans l'espace

Attitude Matching : Modèle de transfert d'alignement basé sur des mesures d'attitudes

Angle d'incidence : Angle entre une direction considérée de l'espace et la ligne de visée de l'antenne

Azimut : L'axe Azimut est l'axe vertical (voir figure 3.14).

Cap : Aussi appelé lacet. Rotation axiale d'un repère, autour de son axe $\vec{z}$.

Charge antennaire : Dispositif permettant à la station Satcom d'échanger des données avec le satellite cible

Codeur : Capteur mesurant la rotation autour d'un axe

Conscan : Conical Scanning, figure circulaire effectué par la ligne de visée de l'antenne permettant d'effectuer une écartométrie

Cross-Elévation : L'axe Cross-Elévation est l'axe perpendiculaire à la ligne de visée et à l'axe Elévation (voir figure 3.14).

Ecartométrie : Méthode permettant de déterminer la direction satellite par rapport à la ligne de visée de l'antenne, grâce à un signal émis par le satellite

Elévation : L'axe Elévation est l'axe horizontal, perpendiculaire à la ligne de visée (voir figure 3.14).

Erreur d'alignement : Changement de repère entre l'INS et le positionneur, dû à des erreurs de montage ou des déformations mécaniques au cours de l'utilisation du système (voir paragraphe 1.1.3.6)

Erreur d'orthogonalité : Changement de repère entre les repères Azimut et Elévation, dû à des erreurs de fabrication et de montage, ainsi que des déformations mécaniques (voir paragraphe 1.1.3.8)

Erreur d'harmonisation : Changement de repère entre l'IMU et le repère Antenne, dû aux imprécisions de montage de l'IMU dans la charge antennaire, des erreurs de fabrication de l'IMU et aux déformations mécaniques

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Erreur de pointage : Angle entre la ligne de visée de l'antenne et la direction du satellite cible

ETSI : European Telecommunications Standards Institute (Institut européen des normes de télécommunications en français)

IMU : Inertial Measurement Unit, plateforme inertielle située dans la charge antennaire, fournissant accélération et vitesse angulaire (voir paragraphe 1.1.2.1)

INS : Inertial Navigation System, centrale inertielle de grande précision située sur le véhicule porteur (voir paragraphe 1.1.2.4)

Ligne de visée : Direction de l'espace dans laquelle la capacité d'émission et de réception d'une antenne est à son maximum

NED : North-East-Down (voir paragraphe 1.1.3.4)

PIRE : Puissance Isotrope Rayonnée Équivalente

Positionneurs : Systèmes mécatroniques permettant d'orienter l'antenne

Porteur : Véhicule équipé d'une station SOTM

Rotation Rate Matching : Modèle de transfert d'alignement basé sur des mesures de vitesses angulaires

Roulis : Rotation latérale d'un repère, autour de son axe $\vec{x}$

Satcom : Communication par satellite

Satellites géostationnaires : Satellite en orbite à 36 000 km d'altitude, considéré comme fixe par rapport au sol

Signal balise : Signal à fréquence connue et fixe émis par un satellite et permettant de le localiser

SOTM : Satcom On-The-Move, communication satellite mobile

Stratégie de pointage : Méthode permettant d'orienter l'antenne dans la direction du satellite visée

Tangage : Rotation frontale d'un repère, autour de son axe $\vec{y}$

Velocity Matching : Modèle de transfert d'alignement basé sur des mesures de vitesses longitudinales

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Introduction

La communication satellite ou Satcom

La communication est devenue à la fois un élément central de notre vie quotidienne, et un outil indispensable à de nombreux métiers et industries. En plus des applications classiques de téléphonie, connexion internet ou encore télévision, de nouvelles applications voient le jour : couverture des zones blanches [1], applications militaires [2] ou encore accès internet en avion [3].

Ces nouvelles applications demandent des débits élevés et une large couverture géographique qui représentent un défi pour les moyens de communication conventionnels, reposant sur des câbles enterrés ou des antennes locales. Ces défis mènent à une utilisation accrue de systèmes de communication par satellite, aussi appelés **systèmes Satcom**.

La communication par satellite a lieu entre deux stations Satcom sur terre, utilisant un satellite en orbite comme intermédiaire. Ce système permet un haut débit en émission comme en réception, et permet une couverture extrèmement vaste, la seule condition étant qu'un satellite survole la zone où se trouve la station Satcom. Cependant, les antennes Satcom sont dites **directives** : elles émettent et reçoivent dans une direction privilégiée de l'espace appelée **ligne de visée**. Ainsi, pour un fonctionnement correct, ces antennes doivent rester pointées en direction du satellite visé tout au long de la communication. La précision du pointage dépend de la taille de l'antenne et de la fréquence radio utilisée pour la communication [4].

Les satellites de communication peuvent être situés sur plusieurs orbites : orbites basses dites LEO (Low Earth Orbit), orbites moyennes dites MEO (Medium Earth Orbit), et orbites géosynchrones, qui incluent les satellites géostationnaires. Les **satellites géostationnaires**, situés à 36 000 km d'altitude au-dessus de l'équateur, présentent deux avantages. Tout d'abord, ils sont fixes par rapport au sol : cela facilite le processus de pointage d'antenne. Ensuite, leur couverture est immense : un satellite géostationnaire peut couvrir jusqu'à un tiers de la surface terrestre. La présente thèse se concentre sur le pointage en direction de ces satellites.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Les SOTM, la communication satellite en mouvement

Les systèmes Satcom peuvent être destinés à des installations fixes, mais également à des véhicules en mouvement, dits véhicules porteurs. Ces porteurs peuvent être de tous types : du drone au porte-avion en passant par les avions civils. L'ensemble du système permettant la communication satellite sur un porteur en mouvement (antenne, positionneurs, logiciel de commande, Modem) est appelé **Satcom On The Move**, abrégée en **SOTM** [5].

Tout comme une antenne Satcom fixe, une antenne SOTM doit rester pointée en direction du satellite visé pendant toute la communication. Lorsque le porteur est en mouvement, cela représente un défi supplémentaire, car les changements d'orientation du porteur doivent être compensés afin de garder l'antenne stable et correctement orientée. Pour assurer la stabilisation de l'antenne, l'antenne SOTM est équipée de systèmes mécatroniques nommés **positionneurs**. Ces mécanismes motorisés permettent de contrôler la direction pointée, de manière à maximiser le débit de la liaison satellite en maintenant la ligne de visée en direction du satellite.

Problématique : estimation d'un changement de repère variable entre deux plateformes inertielles

Maintenir l'antenne pointée en direction du satellite exige un contrôle précis des positionneurs. Il existe plusieurs méthodes pour effectuer ce contrôle. L'une d'entre elles consiste à utiliser la position géographique du porteur et les coordonnées orbitales du satellite pour calculer la direction porteur-satellite. La différence entre la direction actuelle de l'antenne et la direction porteur-satellite est ensuite calculée, et les positionneurs sont asservis afin de minimiser cette différence.

La difficulté de cette méthode réside dans le calcul de la direction actuelle de l'antenne. En effet, le véhicule porteur est équipé d'une centrale inertielle dite **INS** (Inertial Navigation System) fournissant des données inertielles précises, y compris l'attitude (orientation dans l'espace) du véhicule. L'antenne est également équipée d'une plateforme inertielle dite **IMU** (Inertial Measurement Unit), mais pour des raisons de poids, d'encombrement et de coût, l'IMU de l'antenne est beaucoup moins précise et ne fournit pas directement l'attitude de l'antenne. La direction de l'antenne n'est donc pas directement mesurée par les capteurs présents sur le système SOTM ou son véhicule porteur.

Une solution consiste à s'appuyer sur les mesures d'attitude de l'INS du porteur. Le problème se ramène donc à l'estimation d'un changement de repère entre deux plateformes inertielles de qualités différentes. D'une part, l'IMU de l'antenne fournit uniquement des accélérations et vitesses angulaires avec des erreurs de mesures importantes. D'autre part, l'INS du porteur fournit diverses mesures inertielles avec des erreurs négligeables comparées à celles de l'IMU.

Lorsque le véhicule (et donc son INS) est en mouvement, l'antenne (et donc son IMU) doit rester stable. Cela signifie que le changement de repère entre les deux plateformes inertielles est variable dans le temps, et qu'il peut prendre n'importe quelle valeur. Ces deux caractéristiques représentent un défi spécifique pour la présente thèse.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Le transfert d'alignement, une méthode pour estimer un changement de repère entre deux plateformes inertielles

Estimer un changement de repère entre deux plateformes inertielles n'est pas en soi un problème nouveau. Des méthodes dites de **transfert d'alignement** permettent déjà d'estimer ces changements de repères dans certains cas d'application, telles que des changements de repère de très faible amplitude [6]. L'originalité des présents travaux repose sur trois points : l'estimation de changements de repère arbitraires, la capacité à estimer en temps réel un changement de repère variable et une application au domaine des SOTM.

Pour cela, la présente thèse propose un nouveau **modèle de propagation** permettant de prédire la variation d'un changement de repère à partir des mesures de vitesses angulaires de chacune des plateformes inertielles impliquées. Ce modèle de propagation est couplé à un **modèle de mesure** parmi les deux étudiés au cours de ces travaux : l'un repose sur des mesures d'attitude et de vitesse longitudinale, classiquement utilisées en transfert d'alignement ; l'autre repose sur des mesures de vitesse angulaire et d'accélération, moins utilisées mais plus adaptées à l'application aux SOTM.

Méthodologie et composition du mémoire

Cette thèse a été réalisée dans le cadre d'un contrat CIFRE en collaboration avec l'entreprise Thales.

La thèse a commencé par une étude de l'état de l'art, rapportée au chapitre 1. Le contexte industriel et technique des SOTM est décrit en détail, permettant de mieux cerner les verrous scientifiques liés à la problématique. Un état de l'art des algorithmes de transfert d'alignement est donné afin de positionner les présents travaux par rapport à la littérature. Certains prérequis concernant les représentations d'attitude et les méthodes d'estimation sont également donnés dans ce chapitre.

Les travaux se sont poursuivis par le développement des modèles d'estimation, explicités au chapitre 2. Le modèle de propagation y est décrit, ainsi que les deux modèles de mesure étudiés. Un certain nombre de processus de traitement des mesures, situés en amont de l'algorithme d'estimation lui-même, sont également détaillés.

Les deux algorithmes ainsi développés ont été testés en simulation ainsi qu'en banc d'essai. Le chapitre 3 décrit la méthodologie de test, à savoir les protocoles expérimentaux et les métriques utilisés pour évaluer la bonne marche des algorithmes. Ce même chapitre détaille l'environnement de simulation et les caractéristiques du banc de test. Enfin, il contient les analyses des résultats de ces différents essais, tant en simulation qu'en banc expérimental.

La conclusion de ce manuscrit récapitule les développements présentés dans le corps principal et présente les perspectives futures de ces recherches.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Chapitre 1

Etat de l'art

L'objectif de cette thèse est de développer une méthode de pointage pour antenne SOTM basée uniquement sur des mesures inertielles. Pour comprendre en détail les avantages d'une telle méthode, ainsi que les verrous scientifiques empêchant actuellement sa mise en place, le présent chapitre décrit le contexte industriel des SOTM. Après quelques prérequis mathématiques, les différents éléments d'un système SOTM sont décrits, puis modélisés mathématiquement sous forme de repères.

Ce chapitre décrit également le contexte réglementaire et technique imposant des exigences sur la précision de pointage d'une antenne Satcom. Les différentes stratégies de pointage existantes sont explicitées avec leurs avantages et inconvénients, y compris celles reposant uniquement sur des données inertielles. Cela permet de comprendre la nécessité des présents travaux et détaille en quoi un problème de pointage d'antenne se ramène à une question d'estimation de changement de repère entre deux plateformes inertielles.

La question de l'estimation d'un changement de repère entre deux plateformes inertielles est couverte dans la littérature par les algorithmes dits de transfert d'alignement. La deuxième section de ce chapitre dresse donc un état de l'art sur ces algorithmes. Cette section commence par quelques prérequis sur le filtrage de Kalman, qui est très utilisé dans le transfert d'alignement, et sera la méthode employée dans les algorithmes décrits au chapitre 2. Ces prérequis sont suivis d'un historique du filtrage de Kalman, décrivant son contexte d'origine, ses progrès successifs et son élargissement au-delà de son application originelle. Cette revue de l'état de l'art montre une lacune concernant l'estimation de changements de repère sans limite d'amplitude et variables au cours du temps, ce qui justifie le positionnement des travaux de thèse présentés dans ce mémoire.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

1.1 Satcom On-The-Move : une communication satellite en mouvement

Cette section décrit le contexte industriel et technologique des SOTM nécessaire pour comprendre et modéliser la problématique de thèse. Comme ce chapitre le démontrera, cette problématique relève du domaine de la navigation inertielle. Cette section s'ouvre donc par des prérequis sur la représentation d'attitude. Ils seront utiles tout au long de la thèse pour comprendre la modélisation mathématique du problème dans le présent chapitre, la solution proposée au chapitre 2 et l'analyse des résultats des tests au chapitre 3.

La section se poursuit sur une description des différents éléments qui composent un système SOTM, de leur fonction et des interactions entre eux. Le véhicule porteur et le satellite visé sont également abordés : bien qu'ils ne fassent pas partie du système SOTM lui-même, ce sont des éléments de l'environnement indispensables à la compréhension de la problématique.

Les antennes Satcom doivent être pointées avec une précision qui vise à assurer une liaison de bonne qualité, mais aussi à limiter les interférences avec les satellites voisins. Ces exigences, détaillées en sous-section 1.1.4, justifient la mise en oeuvre de diverses méthodes afin de pointer l'antenne le plus précisément possible. Ces méthodes, nommées **stratégies de pointage**, sont décrites à la fin de la présente section.

Comprendre le fonctionnement d'un système SOTM, les défis que représentent le pointage d'antenne mobile et les stratégies existantes pour répondre à ces défis, permet de comprendre comment un problème de pointage de SOTM peut revenir au problème d'estimation de changement de repère qui est le cœur de ces travaux de thèse.

1.1.1 Prérequis : représentation d'attitude

L'attitude d'un objet désigne son orientation dans l'espace en trois dimensions. Pour être exact, un repère est associé à l'objet considéré, et son attitude est toujours exprimée par rapport à un repère de référence. Ainsi, on parle toujours d'attitude d'un repère $\mathcal{R}_1$ par rapport à un autre repère $\mathcal{R}_2$, et exprimer cette attitude revient à exprimer le changement de repère entre $\mathcal{R}_1$ et $\mathcal{R}_2$.

Cette attitude peut être exprimée de diverses manières, chacune ayant leurs avantages et leurs inconvénients qui les rendent plus ou moins pertinentes selon l'application visée. Ces représentations portent la même information ; un calcul algébrique permet de passer d'un formalisme à l'autre, et cette sous-section en présente trois : les matrices de rotation, les angles d'Euler et les quaternions.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

1.1.1.1 Matrices de rotation et angles d'Euler

Les **matrices de rotation**, aussi appelées matrices de passage, sont la représentation d'attitude la plus utilisée. Tout changement de repère en trois dimensions peut être exprimé par une unique matrice carrée de dimension 3. Cependant, ce format nécessite 9 termes pour exprimer un changement de repère, alrs qu'il existe des formats plus compacts qui engendrent une charge de calcul moindre pendant leur manipulation.

Le même changement de repère peut être également exprimé par trois **angles d'Euler**. Chaque angle exprime l'amplitude d'une rotation selon un axe donné. L'ordre des axes utilisé dépend de la convention choisie. L'avantage de ce formalisme est sa compacité : il n'utilise que trois termes et n'a aucun terme redondant, ce qui réduit la charge de calcul. Son inconvénient est que transformer un vecteur de trois angles d'Euler en matrice de rotation fait intervenir des fonctions non-linéaires. Par exemple, pour trois angles d'Euler γ, β et α en convention ZYX, la matrice de passage correspondante R_{ZYX} se calcule ainsi [7] :

$$R_{ZYX}(\gamma,\beta,\alpha) = \begin{pmatrix} c_\gamma c_\beta & c_\gamma s_\beta s_\alpha - s_\gamma c_\alpha & c_\gamma s_\beta c_\alpha + s_\gamma s_\alpha \\ s_\gamma c_\beta & s_\gamma s_\beta s_\alpha + c_\gamma c_\alpha & s_\gamma s_\beta c_\alpha - c_\gamma s_\alpha \\ -s_\beta & c_\beta s_\alpha & c_\beta c_\alpha \end{pmatrix} \tag{1.1}$$

avec, pour tout angle θ, $c_\theta = \cos(\theta)$ et $s_\theta = \sin(\theta)$.

Il existe un cas particulier : si les angles d'Euler considérés sont suffisamment faibles, il est possible de linéariser cette matrice par approximation des petits angles :

$$R_{ZYX|lin}(\gamma,\beta,\alpha) = \begin{pmatrix} 1 & -\gamma & \beta \\ \gamma & 1 & -\alpha \\ -\beta & \alpha & 1 \end{pmatrix} \tag{1.2}$$

Outre la non-linéarité des opérations sur angles d'Euler, un inconvénient majeur de ce formalisme est la question du blocage de cardan. Pour certaines valeurs des angles d'Euler, il advient une perte d'un degré de liberté : dans ces configurations, certaines variations d'attitude ne peuvent plus être exprimées par un variation d'angles d'Euler.

Par exemple, en convention ZYX, $\gamma \in [-\pi;\ \pi]$, $\beta \in [-\frac{\pi}{2};\ \frac{\pi}{2}]$ et $\alpha \in [-\pi;\ \pi]$. Dans le cas où $\beta = -\frac{\pi}{2}$, la matrice de passage correspondante R_{ZYX} devient alors :

$$R_{ZYX}(\gamma,\beta,\alpha) = \begin{pmatrix} 0 & -s_{\alpha+\gamma} & -c_{\alpha+\gamma} \\ 0 & c_{\alpha+\gamma} & -s_{\alpha+\gamma} \\ 1 & 0 & 0 \end{pmatrix} \tag{1.3}$$

Dans cette configuration, changer α ou γ cause toujours une variation autour de l'axe $\vec{z}$. La seule façon d'effectuer une rotation autour d'un autre axe est de faire varier β : il y a une perte d'un degré de liberté.

Les valeurs d'angle causant un blocage de cardan dépendent de la convention utilisée ; cependant, toute les convention d'angles d'Euler rencontrent un blocage de cardan pour certaines valeurs données.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

1.1.1.2 Quaternions : propriétés algébriques

Les **quaternions** unitaires permettent un troisième format de représentation d'attitude. L'ensemble $\mathbb{H}$ des quaternions est un corps non-commutatif [8] et un espace vectoriel de dimension 4 composé de deux sous-espaces orthogonaux : un dit scalaire et un dit vectoriel [7]. Un quaternion q est donc défini par quatre termes et peut être décomposé en une partie scalaire et une partie vectorielle :

$$q = \begin{pmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} q_0 \\ \vec{q}_v \end{pmatrix} \tag{1.4}$$

avec q_0 la partie scalaire de q, et $\vec{q}_v = \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix}$ sa partie vectorielle.

Un quaternion est dit **unitaire** si sa norme vaut 1. La norme $\|q\|$ d'un quaternion q est définie ainsi [9] :

$$\|q\| = \sqrt{{q_0}^2 + {q_1}^2 + {q_2}^2 + {q_3}^2} \tag{1.5}$$

La multiplication de deux quaternions $q = \begin{pmatrix} q_0 \\ \vec{q}_v \end{pmatrix}$ et $p = \begin{pmatrix} p_0 \\ \vec{p}_v \end{pmatrix}$ est nommée produit de Hamilton. Notée $\times$ dans ce manuscrit, elle est définie ainsi pour tout quaternion q et p [10] :

$$q \times p = \begin{pmatrix} q_0 p_0 - \vec{q}_v \cdot \vec{p}_v \\ q_0 \vec{p}_v + p_0 \vec{q}_v + \vec{q}_v \wedge \vec{p}_v \end{pmatrix} \tag{1.6}$$

avec $\cdot$ l'opérateur du produit scalaire et $\wedge$ l'opérateur du produit vectoriel.

Le produit de Hamilton est associatif, distributif par rapport à l'addition et non-commutatif. Il peut également être exprimé sous forme matricielle ; ainsi, pour tout quaternions q et p [8], définissons les matrices $\gamma(q)$ et $\chi(p)$ suivantes :

$$\gamma(q) = \begin{pmatrix} q_0 & -\vec{q}_v{}^T \\ \vec{q}_v & q_0 I_3 + S(\vec{q}_v) \end{pmatrix} \tag{1.7}$$

$$\chi(p) = \begin{pmatrix} p_0 & -\vec{p}_v{}^T \\ \vec{p}_v & p_0 I_3 - S(\vec{p}_v) \end{pmatrix} \tag{1.8}$$

$$q \times p = \gamma(q)p = \chi(p)q \tag{1.9}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

avec I_3 la matrice identité de dimension 3, et $S(\vec{v}) = \begin{pmatrix} 0 & -v_3 & v_2 \\ v_3 & 0 & -v_1 \\ -v_2 & v_1 & 0 \end{pmatrix}$ la matrice antisymétrique associée au vecteur $\vec{v} = \begin{pmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{pmatrix}$.

On définira également le conjugué $\bar{q}$ d'un quaternion $q = \begin{pmatrix} q_0 \\ \vec{q_v} \end{pmatrix}$ [10] :

$$\bar{q} = \begin{pmatrix} q_0 \\ -\vec{q_v} \end{pmatrix} \tag{1.10}$$

1.1.1.3 Quaternions : application à la représentation d'attitude

Dans le cadre de cette thèse, pour tout vecteur $\vec{v}$, on appellera **quaternion associé à $\vec{v}$** le quaternion noté $[q_v]$ défini par $[q_v] = \begin{pmatrix} 0 \\ \vec{v} \end{pmatrix}$. Si le terme comporte des indices ou exposants, ils seront rapportés sur la notation du quaternion par soucis de lisibilité : ainsi, le quaternion associé à $\vec{v}^{\mathcal{A}}_{\mathcal{B}/\mathcal{C}}$ sera noté $[q_v]^{\mathcal{A}}_{\mathcal{B}/\mathcal{C}}$.

Un quaternion peut être utilisé pour représenter un changement de repère. Soit un vecteur $\vec{v}_{\mathcal{A}}$ dans un repère $\mathcal{A}$ de quaternion associé $[q_v]_{\mathcal{A}}$. On peut calculer ce même vecteur $\vec{v}_{\mathcal{B}}$ dans le repère $\mathcal{B}$, de quaternion associé $[q_v]_{\mathcal{B}}$, grâce à un quaternion de changement de repère $q^{\mathcal{B}}_{\mathcal{A}}$ [8] :

$$[q_v]_{\mathcal{B}} = q^{\mathcal{B}}_{\mathcal{A}} \times [q_v]_{\mathcal{A}} \times q^{\mathcal{A}}_{\mathcal{B}} \tag{1.11}$$

sachant que $q^{\mathcal{A}}_{\mathcal{B}} = \bar{q}^{\mathcal{B}}_{\mathcal{A}}$.

De plus, ces quaternions de changements de repère peuvent être combinés par produit de Hamilton. Ainsi, pour trois repères $\mathcal{A}$, $\mathcal{B}$ et $\mathcal{C}$ [8] :

$$q^{\mathcal{C}}_{\mathcal{A}} = q^{\mathcal{C}}_{\mathcal{B}} \times q^{\mathcal{B}}_{\mathcal{A}} \tag{1.12}$$

Un quaternion $q_{\vec{v},\theta}$ exprimant une rotation d'amplitude θ autour d'un axe $\vec{v}$ est défini comme suit [8] :

$$q_{\vec{v},\theta} = \begin{pmatrix} \cos(\frac{\theta}{2}) \\ \sin(\frac{\theta}{2})\vec{v} \end{pmatrix} \tag{1.13}$$

En combinant les équations (1.12) et (1.13), on peut en déduire une équivalence entre une représentation en angles d'Euler et une représentation en quaternion. Pour trois angles d'Euler $\begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{pmatrix}$, en convention XYZ, le quaternion correspondant $q_{\alpha,\beta,\gamma}$ se calcule comme suit :

$$q_{\alpha,\beta,\gamma} = q_{\vec{x},\alpha} \times q_{\vec{y},\beta} \times q_{\vec{z},\gamma} \tag{1.14}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Le produit d'Hamilton n'étant pas commutatif, il importe de bien préciser la convention d'Euler choisie, car elle conditionne l'ordre des produits de 1.14.

Enfin, la dérivée par rapport au temps $\dot{q}_{\mathcal{B}}^{\mathcal{A}}$ d'un quaternion d'attitude $q_{\mathcal{B}}^{\mathcal{A}}$ peut être calculée à partir de la vitesse de rotation d'un des repères par rapport à l'autre [8] :

$$\dot{q}_{\mathcal{B}}^{\mathcal{A}} = \frac{1}{2} q_{\mathcal{B}}^{\mathcal{A}} \times [q_\omega]_{\mathcal{B}/\mathcal{A}}^{\mathcal{B}} \tag{1.15}$$

avec $\vec{\omega}_{\mathcal{B}/\mathcal{A}}^{\mathcal{B}}$ le vecteur de vitesse de rotation du repère $\mathcal{B}$ par rapport au repère $\mathcal{A}$ exprimé dans le repère $\mathcal{B}$, et $[q_\omega]_{\mathcal{B}/\mathcal{A}}^{\mathcal{B}}$ son quaternion associé .

Les avantages de la représentation en quaternion sont multiples. Tout d'abord, ils ne comportent que quatre termes, ce qui allège la charge de calcul par rapport aux matrices de rotation. De plus, les propriétés de multiplication matricielle décrites en équations (1.7) à (1.9) permettent d'appliquer un changement de repère à un vecteur de manière linéaire. Contrairement aux angles d'Euler, cette linéarité n'est pas soumise à des contraintes de petits angles.

1.1.2 Description fonctionnelle du système

Cette section a pour but de décrire le type de système utilisé. Bien que les stations SOTM varient beaucoup selon les conditions d'utilisation, elles ont des fonctions et des caractéristiques physiques communes. Cette sous-section décrit les différents éléments composant une station ainsi que les éléments d'environnement que sont le véhicule porteur et le satellite ; la figure 1.1 illustre la structure globale du système. Sont notamment précisés les capteurs équipant ces différents éléments et, par extension, les mesures auxquelles le calculateur embarqué a accès pour mettre en place sa stratégie de pointage.

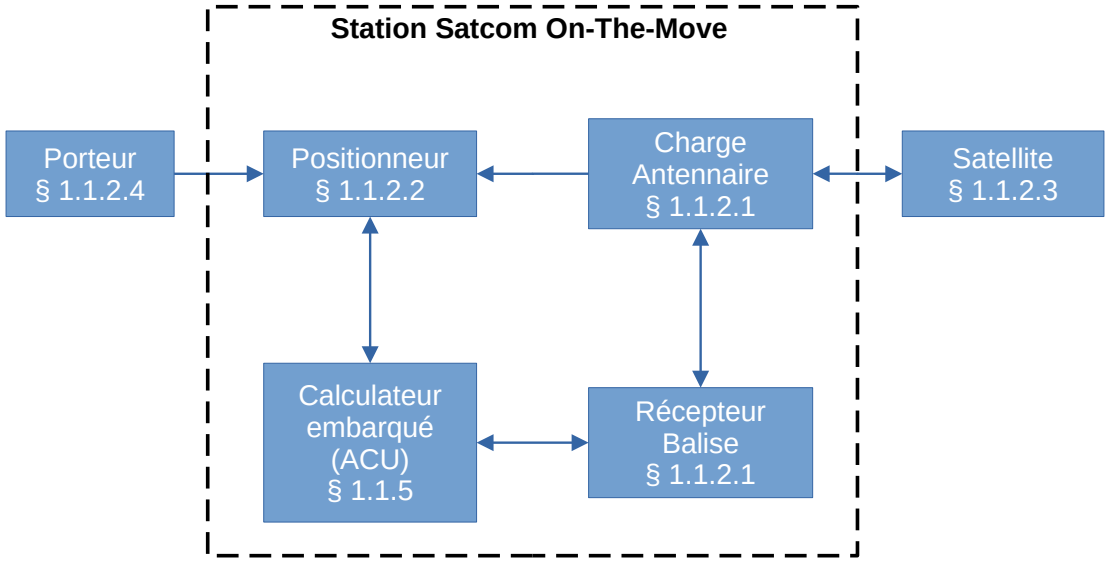

FIGURE 1.1 – Schéma d'ensemble d'un système SOTM et de son environnement.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

1.1.2.1 Charge antennaire

La charge antennaire (Antenna Payload en anglais) est le dispositif permettant d'échanger des données avec le satellite cible. Les données sont transmises sous forme d'ondes électromagnétiques appartenant à la gamme de fréquences des ondes radio. Une antenne est caractérisée par son gain en dB, qui mesure la capacité d'une antenne à diriger l'énergie électromagnétique comparée à celle d'une antenne isotrope [11].

Les stations SOTM utilisent des antennes directives : elles n'émettent et ne reçoivent que dans une direction spécifique, appelée **ligne de visée**. Leur gain dépend de **l'angle d'incidence**, c'est à dire l'angle entre une direction considérée de l'espace et la ligne de visée de l'antenne. Il est maximal quand ces deux directions sont confondues : la figure 1.2 donne un exemple de la relation entre angle d'incidence et gain de l'antenne [11].

L'angle d'incidence entre la ligne de visée de l'antenne et la direction du satellite cible est appelée **l'erreur de pointage** et est illustrée en figure 1.3 [4]. Ainsi, plus l'erreur de pointage est faible, meilleure est la communication. De plus, une erreur de pointage trop importante peut causer des interférences avec des satellites non-visés. Pour ces deux raisons, lors d'une application mobile, la ligne de visée doit être stabilisée avec une erreur de pointage minimale, malgré les mouvements du véhicule porteur : cette fonction est assurée par un système mécatronique chargé d'orienter correctement l'antenne, décrit plus amplement en sous-section 1.1.2.2. La sous-section 1.1.4 précise les seuils d'erreur de pointage tolérés pour le respect des normes internationales et pour assurer une bonne qualité de communication.

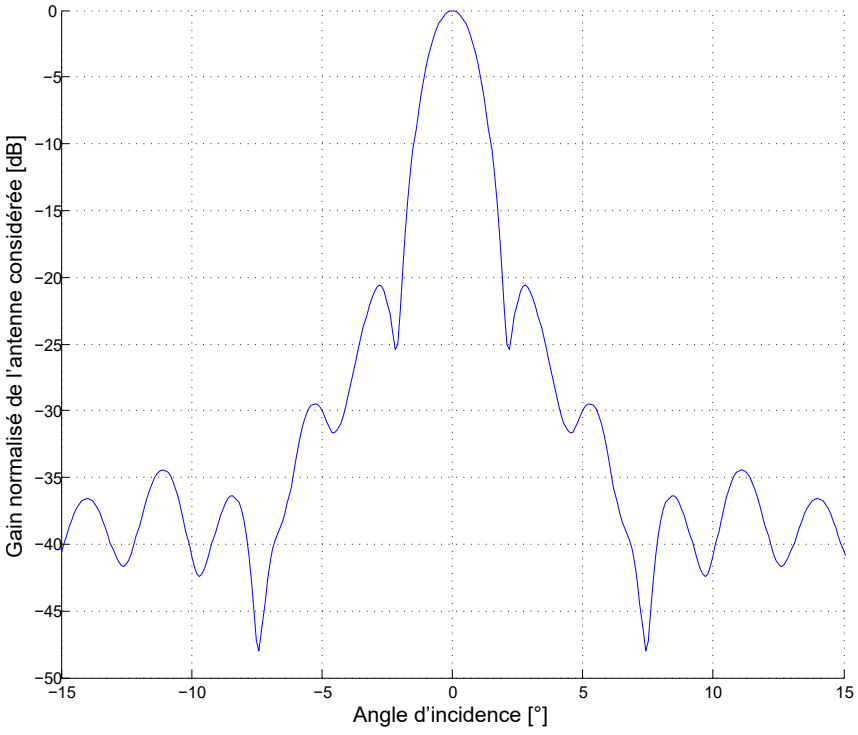

FIGURE 1.2 – Exemple de diagramme d'antenne (ici, une antenne parabolique de 40cm de diamètre en bande Ka) [5].

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

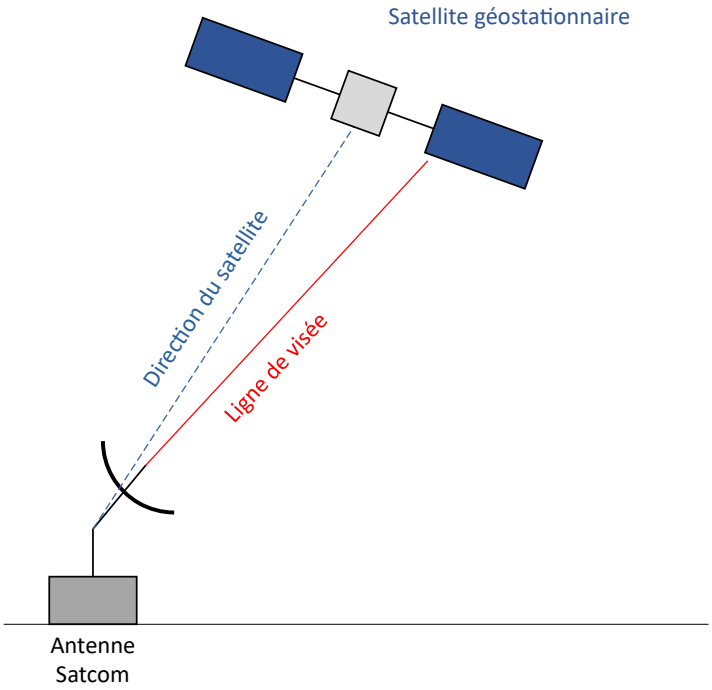

FIGURE 1.3 – Schéma de la ligne de visée d'une antenne Satcom et de la direction du satellite.

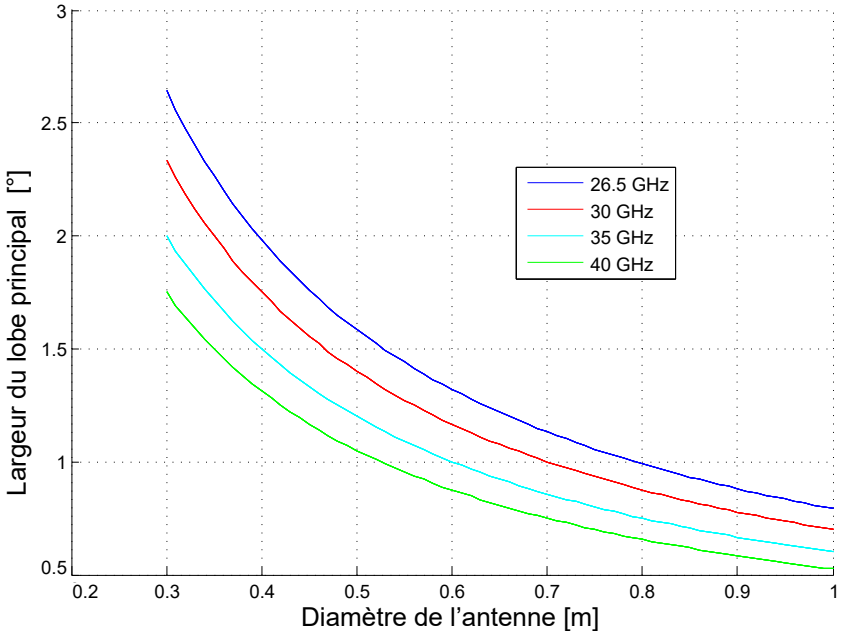

FIGURE 1.4 – Largeur du lobe principal à -3 dB en fonction du diamètre de l'antenne pour plusieurs fréquences données [5].

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

La directivité de l'antenne dépend de sa taille et de la bande de fréquence utilisée [12] : plus le diamètre de l'antenne est grand et plus la fréquence radio utilisée est élevée, plus l'antenne est directive. Comme illustré en figure 1.4, une antenne plus directive a un lobe principal plus fin et nécessite donc une meilleure précision de pointage.

L'antenne utilisée pour les tests dans le cadre de cette thèse, représentée en figure 1.5, est une antenne parabolique de 40 cm de diamètre qui émet et reçoit des ondes radios dans la bande de fréquences entre 26.5 et 40 GHz, appelée **bande Ka** [5].



FIGURE 1.5 – Banc de test utilisé dans le cadre de cette thèse.

Enfin, une IMU (Inertial Measurement Unit) est située à l'arrière de la parabole de l'antenne. L'IMU est une plateforme inertielle composée d'un tri-gyromètre et d'un tri-accéléromètre, capable de capter la vitesse de rotation et l'accélération dans les trois directions de l'espace. Cette IMU sert à l'asservissement des moteurs des axes, en suivant une des stratégies décrites en section 1.1.5.

1.1.2.2 Positionneur

Les stations SOTM sont embarquées sur des véhicules porteurs (terrestres, avions, bateaux, etc) et sont utilisées alors que le véhicule est en mouvement. La ligne de visée de l'antenne doit être maintenue en direction du satellite pendant toute la durée d'utilisation. L'antenne d'une SOTM est donc montée sur un dispositif mécatronique, le positionneur, qui compense les mouvements du véhicule et stabilise l'antenne [4]. Le positionneur est composé d'axes mobiles mécaniques et actionnés par des moteurs.

Il existe plusieurs configurations de positionneurs, qui permettent de s'adapter aux contraintes spécifiques de l'application considérée : type de porteur, physique de l'antenne,

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

besoins de précision, vibrations, températures, latitude d'utilisation, satellite visé, etc. Cela influe notamment sur le nombre et l'orientation des axes du positionneur [5].

Le positionneur doit orienter l'antenne pour minimiser l'erreur de pointage. La qualité de la liaison dépend donc du bon asservissement de ses moteurs. Le calcul des consignes envoyées aux moteurs peut utiliser diverses stratégies, développées en section 1.1.5.

Dans le cadre de cette thèse, on considérera un système à deux axes mécaniques : un axe Azimut et un axe Elévation. Cette configuration affecte le calcul des consignes de courant moteur à partir des consignes de pointage ; cependant, cette problématique se situe en dehors du sujet de cette thèse. Il est néanmoins détaillé au paragraphe 3.1.1.2 pour les besoins des tests expérimentaux.

1.1.2.3 Le satellite

La station SOTM communique avec un satellite de télecommunication en orbite, qui va relayer l'information à la station Satcom destinataire. Les satellites de communication sont classés selon l'altitude de leur orbite : les orbites basses (LEO, Low Earth Orbit) ont une altitude inférieure à 1500 km, les orbites moyennes (MEO, Medium Earth Orbit) ont une altitude entre 1500 et 20 000 km, et les orbites géosynchrones à 35 786 km [5].

En orbite géosynchrone, la période de révolution du satellite est égale à la période de rotation de la Terre. De plus, si le satellite géosynchrone orbite autour de l'équateur, il est fixe par rapport au sol : on parle alors de satellite géostationnaire. Ces satellites sont particulièrement prisés pour les télécommunications, du fait de leur très grande couverture (presque un tiers de la planète pour un seul satellite) et de leur immobilité par rapport au sol, laquelle facilite le pointage des antennes [5].

Certains satellites sont équipés d'une balise. Il s'agit d'un signal à fréquence connue et fixe, permettant de localiser le satellite. Les stations SOTM sont généralement capables de capter ce signal à l'aide d'un **récepteur balise**, ce qui sert de référence pour garantir la qualité du pointage de l'antenne : plus le signal balise reçu est fort, meilleure est la précision de pointage et donc meilleur est le débit de communication. Le signal balise est mesuré par son SNR (Signal over Noise Ratio), exprimé en dBHz : il s'agit de la puissance du signal reçu en watt, divisée par la densité de puissance du bruit en W/Hz [5].

1.1.2.4 Le porteur

La station SOTM est embarquée sur un véhicule porteur. Ces véhicules peuvent être très variés en type comme en taille : véhicules terrestres, avions, bateaux [1], chacun ayant différents profils de mouvements, ce qui change les conditions d'utilisation de la station SOTM. Ces mouvements vont affecter la ligne de visée de l'antenne, et le rôle du positionneur est de compenser ces mouvements.

Dans le cadre de cette thèse, le véhicule porteur est considéré comme équipé d'un INS (Inertial Navigation System). L'INS est une centrale de navigation haut de gamme, qui fournit des informations inertielles servant à la navigation, notamment l'attitude du porteur, mais aussi sa vitesse angulaire, sa position géographique, et sa vitesse et accélération longitudinales [13]. L'INS sert à la navigation du véhicule et n'est pas installée dans le but d'une utilisation SOTM ; cependant, la station peut avoir accès aux relevés de l'INS et les utiliser, comme décrit plus largement en section 1.1.5.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

1.1.3 Repères mécaniques

Cette sous-section définit les repères mécaniques utilisés dans le cadre de ce manuscrit, ainsi que les matrices de rotation utilisées pour passer d'un repère à l'autre. Il s'agit de la modélisation mathématique d'une station SOTM.

Parmi les matrices de passage définies ici, certaines sont mesurées par les capteurs embarqués sur le système SOTM et sont porteurs, mais d'autres sont inconnues. Ces inconnues expliquent la nécessité d'une méthode d'estimation de changement de repère entre l'INS du porteur et l'IMU de l'antenne.

1.1.3.1 Matrices de rotation

Les matrices de rotation $R_x(\theta)$, $R_y(\theta)$ et $R_z(\theta)$ d'un angle θ autour des axes $\vec{x}$, $\vec{y}$ et $\vec{z}$ sont définies ainsi :

$$R_x(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\theta) & -\sin(\theta) \\ 0 & \sin(\theta) & \cos(\theta) \end{bmatrix} \tag{1.16}$$

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \tag{1.17}$$

$$R_x(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & -\sin(\theta) & 0 \\ \sin(\theta) & \cos(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{1.18}$$

1.1.3.2 Le repère inertiel

Le repère inertiel $\mathcal{R}_i$ a pour origine le centre de la Terre. Ses axes pointent vers trois étoiles lointaines. Ce repère est considéré comme galiléen dans le cadre de cette thèse.

1.1.3.3 Le repère terrestre

Le repère terrestre $\mathcal{R}_T$ a pour origine le centre de la Terre et ses trois axes sont liés au globe terrestre. Il est en rotation autour de l'axe Nord-Sud par rapport au repère inertiel. Il est représenté dans la figure 1.6.

1.1.3.4 Le repère NED

Le repère $\mathcal{R}_{NED} = (\vec{x}_{North}, \vec{y}_{East}, \vec{z}_{Down})$ est le repère dont l'origine est lié au véhicule porteur, et défini tel que $\vec{x}_{North}$ pointe vers le Nord magnétique, $\vec{y}_{East}$ pointe vers l'Est, et $\vec{z}_{Down}$ pointe vers le bas. Il est représenté dans la figure 1.6.

Le repère NED est considéré comme étant en translation pure par rapport au repère terrestre sauf si le véhicule parcourt de longues distances à la surface de la Terre, auquel cas la rotation de $\mathcal{R}_{NED}$ par rapport à $\mathcal{R}_T$ cesse d'être négligeable. Les conditions pour que cette rotation soit négligeable dépendent des grandeurs considérées, et elles sont abordées au cas-par-cas dans ce manuscrit.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

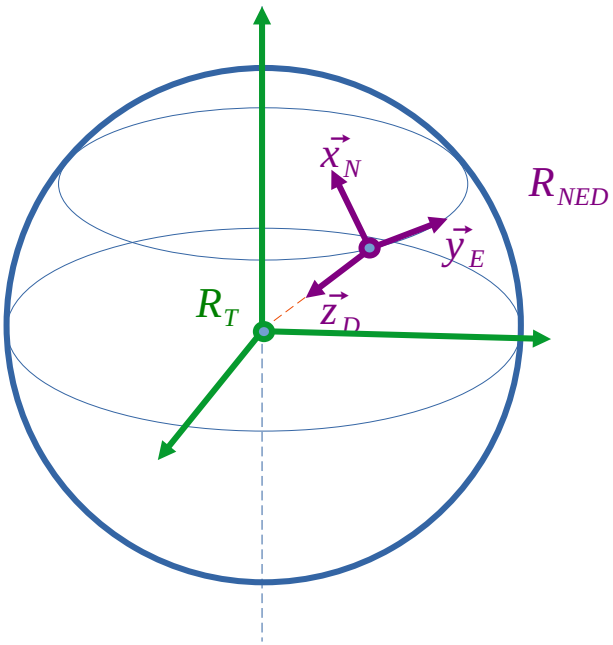

FIGURE 1.6 – Schéma du repère terrestre, et du repère NED à un point donné de la Terre.

1.1.3.5 Le repère INS

Le repère INS $\mathcal{R}_{INS} = (\vec{x}_{INS}, \vec{y}_{INS}, \vec{z}_{INS})$ est le repère lié à l'INS du porteur. $\vec{x}_{INS}$ est orienté vers l'avant du porteur. $\vec{z}_{INS}$ est orienté vers le bas du porteur. R_{INS} est représenté en vert sur la figure 1.7.

La matrice de passage du repère NED au repère INS est notée R^{INS}_{NED}. Elle est définie par trois angles d'Euler α_{INS}, β_{INS} et γ_{INS}. Un vecteur $\vec{v}_{NED}$ dans le repère NED sera noté $\vec{v}_{INS}$ dans le repère INS, et sera exprimé ainsi :

$$\vec{v}_{INS} = R^{INS}_{NED}\vec{v}_{NED} \tag{1.19}$$

$$R^{INS}_{NED} = R_x(\alpha_{INS})R_y(\beta_{INS})R_z(\gamma_{INS}) \tag{1.20}$$

1.1.3.6 Le repère Positionneur

Le repère Positionneur $\mathcal{R}_{Pos} = (\vec{x}_{Pos}, \vec{y}_{Pos}, \vec{z}_{Pos})$ est le repère lié à la base du positionneur. $\vec{x}_{Pos}$ est orienté vers l'avant du positionneur, et $\vec{z}_{Pos}$ est orienté vers le bas. R_{Pos} est représenté en marron sur la figure 1.7.

La matrice de passage du repère INS au repère Positionneur est notée R^{Pos}_{INS}. Elle est définie par trois angles d'Euler α_{al}, β_{al} et γ_{al}. Un vecteur $\vec{v}_{INS}$ dans le repère INS sera noté $\vec{v}_{Pos}$ dans le repère Positionneur, et sera exprimé ainsi :

$$\vec{v}_{Pos} = R^{Pos}_{INS}\vec{v}_{INS} \tag{1.21}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

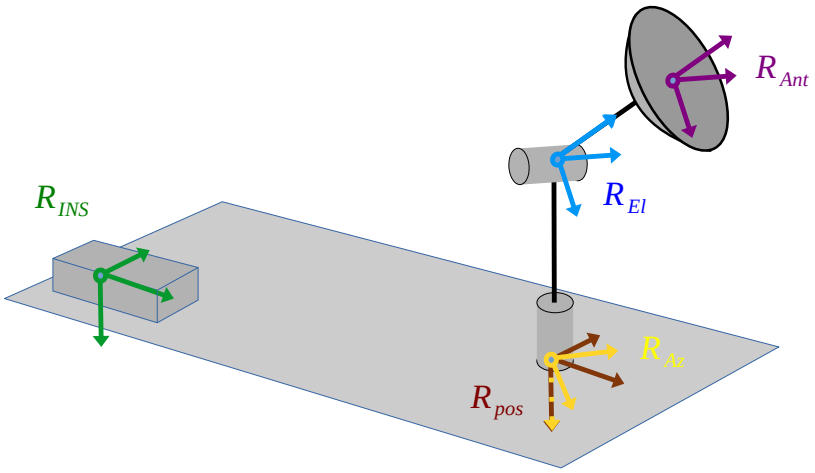

FIGURE 1.7 – Schéma des repères INS, Positionneur, Azimut, Elévation et Antenne. Le repère IMU, non représenté, est quasiment confondu avec le repère Antenne, comme élaboré en paragraphe 1.1.3.10.

$$R_{INS}^{Pos} = R_x(\alpha_{al})R_y(\beta_{al})R_z(\gamma_{al}) \tag{1.22}$$

Le changement de repère R_{INS}^{Pos} constitue l'**erreur d'alignement** entre les deux repères. Si l'INS et le positionneur ont été montés afin d'aligner au mieux leurs repères respectifs, l'erreur d'alignement est due à des erreurs de montage ou des déformations mécaniques au cours de l'utilisation du système. Cette erreur d'alignement peut être variable au cours du temps, soit rapidement variable (dans le cas de déformations mécaniques dues à des vibrations), soit lentement variable (dans le cas d'usure mécanique ou de déformations dues à la température), soit une combinaison des deux [14].

1.1.3.7 Le repère Azimut

Le repère Azimut $\mathcal{R}_{Az} = (\vec{x}_{Az}, \vec{y}_{Az}, \vec{z}_{Az})$ est le repère lié à l'axe Azimut du positionneur. $\vec{z}_{Az}$ est confondu avec $\vec{z}_{Pos}$. On passe du repère Positionneur au repère Azimut par une rotation d'angle θ_{Az} autour de $\vec{z}_{Az}$. Le repère Azimut est représenté en jaune sur la figure 1.7.

La matrice de passage du repère Positionneur au repère Azimut est notée R_{INS}^{Az}. Un vecteur $\vec{v}_{Pos}$ dans le repère Positionneur sera noté $\vec{v}_{Az}$ dans le repère Azimut, et sera exprimé ainsi :

$$\vec{v}_{Az} = R_{Pos}^{Az}\vec{v}_{Pos} \tag{1.23}$$

avec :

$$R_{Pos}^{Az} = R_z(\theta_{Az}) \tag{1.24}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

1.1.3.8 Le repère Elévation

Le repère Elévation $\mathcal{R}_{El} = (\vec{x}_{El}, \vec{y}_{El}, \vec{z}_{El})$ est le repère lié à l'axe Elévation du positionneur. Il est représenté en bleu sur la figure 1.7. On passe du repère Azimut au repère Elévation par une rotation exprimée par la matrice R_{Az}^{El}. Un vecteur $\vec{v}_{Az}$ dans le repère Azimut sera noté $\vec{v}_{El}$ dans le repère Elévation, et sera exprimé ainsi :

$$\vec{v}_{El} = R_{Az}^{El} \vec{v}_{Az} \tag{1.25}$$

avec :

$$R_{Az}^{El} = R_y(\theta_{El}) R_{or} \tag{1.26}$$

θ_{El} est l'angle de rotation autour de l'axe Elévation $\vec{y}_{El}$.

R_{or} est la matrice de passage exprimant l'**erreur d'orthogonalité** entre l'axe Azimut et l'axe Elévation. Dans un système Azimut-Elévation idéal, l'axe Azimut et l'axe Elévation sont perpendiculaires, et $\vec{y}_{El}$ est confondu avec $\vec{y}_{Az}$. En pratique, des erreurs de fabrication et de montage, ainsi que des déformations mécaniques induisent une non-orthogonalité entre ces deux repères, qui est exprimée par la matrice R_{or}. R_{or} peut être décomposée en trois angles d'Euler de la façon suivante :

$$R_{or} = R_x(\alpha_{or}) R_y(\beta_{or}) R_z(\gamma_{or}) \tag{1.27}$$

Ces angles sont de l'ordre du dixième de degré dans le système considéré [5].

1.1.3.9 Le repère Antenne

Le repère Antenne $\mathcal{R}_{Ant} = (\vec{x}_{Ant}, \vec{y}_{Ant}, \vec{z}_{Ant})$ est le repère lié à la ligne de visée de l'antenne. $\vec{x}_{Ant}$ est dirigé selon la ligne de visée, c'est-à-dire qu'il est aligné sur la direction dans laquelle l'antenne émet et reçoit un signal radio. Le repère Antenne est représenté en violet sur la figure 1.7.

La matrice de passage du repère Elévation au repère Antenne est notée R_{El}^{Ant}. Elle correspond à une erreur d'alignement entre l'axe Elévation et la ligne de visée de l'élément rayonnant de l'antenne, due aux imprécisions de montage et de fabrication, ainsi qu'aux déformations mécaniques. Elle est définie par trois angles d'Euler α_{Ant}, β_{Ant} et γ_{Ant}. Un vecteur $\vec{v}_{El}$ dans le repère Elévation sera noté $\vec{v}_{Ant}$ dans le repère Antenne, et sera exprimé ainsi :

$$\vec{v}_{Ant} = R_{El}^{Ant} \vec{v}_{El} \tag{1.28}$$

$$R_{El}^{Ant} = R_x(\alpha_{Ant}) R_y(\beta_{Ant}) R_z(\gamma_{Ant}) \tag{1.29}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

1.1.3.10 Le repère IMU

Le repère IMU $\mathcal{R}_{IMU} = (\vec{x}_{IMU}, \vec{y}_{IMU}, \vec{z}_{IMU})$ est le repère lié aux axes de l'IMU. La matrice de passage du repère Antenne au repère IMU est notée R_{Ant}^{IMU}, et on l'appellera par la suite **erreur d'harmonisation**. Elle correspond à une erreur d'alignement due aux imprécisions de montage de l'IMU dans la charge antennaire, des erreurs de fabrication de l'IMU, ainsi qu'aux déformations mécaniques. Elle est définie par trois angles d'Euler α_{IMU}, β_{IMU} et γ_{IMU}. Un vecteur $\vec{v}_{Ant}$ dans le repère Antenne sera noté $\vec{v}_{IMU}$ dans le repère IMU, et sera exprimé ainsi :

$$\vec{v}_{IMU} = R_{Ant}^{IMU} \vec{v}_{Ant} \tag{1.30}$$

$$R_{Ant}^{IMU} = R_x(\alpha_{IMU}) R_y(\beta_{IMU}) R_z(\gamma_{IMU}) \tag{1.31}$$

Les angles α_{IMU}, β_{IMU} et γ_{IMU} étant dûs à des imprécisions de montage, ils sont de très faibles amplitudes : l'approximation des petits angles s'y applique. Ainsi, les repères $\mathcal{R}_{IMU}$ et $\mathcal{R}_{Ant}$ sont indistincts à l'œil nu, mais le changement de repère R_{Ant}^{IMU} peut avoir un impact sur des opérations de précision comme le pointage de l'antenne.

1.1.3.11 Le repère Satellite

Le repère Satellite $\mathcal{R}_{sat} = (\vec{x}_{sat}, \vec{y}_{sat}, \vec{z}_{sat})$ est un repère dont l'axe $\vec{x}_{sat}$ pointe dans la direction du satellite visé, comme dans la figure 1.3, et qu'il est possible d'obtenir avec deux rotations Azimut-Elévation en partant du repère NED, comme indiqué en équation (1.33).

On passe du repère NED au repère Satellite par une rotation exprimée par la matrice R_{NED}^{sat}. Elle se décompose en deux rotations successives : une rotation d'angle $\theta_{Az|sat}$ autour de l'axe z et une rotation d'angle $\theta_{El|sat}$ autour de l'axe y. Un vecteur $\vec{v}_{NED}$ dans le repère NED sera noté $\vec{v}_{sat}$ dans le repère Satellite, et sera exprimé ainsi :

$$\vec{v}_{sat} = R_{NED}^{sat} \vec{v}_{NED} \tag{1.32}$$

$$R_{NED}^{sat} = R_z(\theta_{Az|sat}) R_y(\theta_{El|sat}) \tag{1.33}$$

Les angles $\theta_{Az|sat}$ et $\theta_{El|sat}$ dépendent de la position géographique de la station Satcom et de la position orbitale du satellite visé. Dans le cas d'un satellite géostationnaire (de latitude 0°), ces angles peuvent se calculer ainsi [15], en connaissant la longitude du satellite et la position géographique du porteur :

$$\theta_{Az|sat} = \pi + \arctan\left(\frac{\tan(long_{sat} - long_{géo})}{\sin(lat_{géo})}\right) \tag{1.34}$$

$$\theta_{El|sat} = \arctan\left(\frac{\cos(long_{sat} - long_{géo}) \cdot lat_{géo} - \frac{r_T}{r_T + h}}{\sqrt{1 - \cos^2(long_{sat} - long_{géo}) \cdot \cos^2(lat_{géo})}}\right) \tag{1.35}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

avec :

- $long_{sat}$: Longitude du satellite visé
- $long_{géo}$: Longitude de la station SOTM
- $lat_{géo}$: Latitude de la station SOTM
- r_T : Rayon de la Terre à l'équateur. $r_T = 6378km$.
- h : Altitude du satellite. $h = 35786km$.

Par extension, on peut calculer le vecteur direction du satellite $\vec{x}_{sat|NED}$ dans le repère NED ainsi :

$$\vec{x}_{sat|NED} = R^{sat}_{NED} \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \tag{1.36}$$

Si le pointage de l'antenne est parfait, l'axe $\vec{x}_{Ant}$ du repère Antenne est confondu avec l'axe $\vec{x}_{sat}$ du repère Satellite.

1.1.4 Normes de précision de pointage

Les consignes à envoyer aux moteurs du positionneur sont calculées avec l'objectif de minimiser l'erreur de pointage. Cela a deux objectifs : assurer la meilleure qualité de communication possible et éviter les interférences avec les satellites voisins. Cette sous-section décrit comment la qualité du signal se dégrade avec l'augmentation de l'erreur de pointage, et précise les normes régulant les erreurs de pointage maximales autorisées afin d'éviter une interférence avec des satellites non-visés.

1.1.4.1 Qualité de la liaison

L'erreur de pointage correspond à l'angle entre la ligne de visée actuelle de l'antenne et la direction du satellite. Cela correspond à l'angle entre le vecteur $\vec{x}_{Ant}$ et le vecteur $\vec{x}_{sat}$. Le débit de communication est maximal quand la ligne de visée de l'antenne est confondue avec la direction du satellite, c'est-à-dire quand l'erreur de pointage est nulle. Quand l'erreur de pointage augmente, le gain de l'antenne diminue et le débit de données fait donc de même.

Le rapport exact entre erreur de pointage et gain n'est pas proportionnel : il suit une fonction dépendante de la fabrication de l'antenne. Une représentation graphique d'une telle fonction est nommée diagramme d'antenne ; un exemple est donné en figure 1.2. Le dépointage maximal autorisé est ensuite déduit à partir de ce diagramme d'antenne et des exigences visées en terme de qualité et d'absence d'interférences [5].

1.1.4.2 Interférences avec les satellites adjacents

Les émissions vers un satellite non-ciblé créent des interférences avec les émissions pertinentes. Par conséquent, des émissions mal ciblées dégradent le réseau de télécommunication [16]. Les différentes agences régionales de régulation des télécommunications réglementent les dépointages maximaux admissibles, en fonction de la fréquence et de la puissance des émissions.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

En Europe, c'est l'ETSI (European Telecommunications Standards Institute) qui édite ces normes. La norme ETSI EN 303 978 [17] impose une limite de puissance d'émission en fonction de l'erreur de pointage. Un exemple de ces limites est illustré en figure 1.8. La puissance est exprimée en Puissance Isotrope Rayonnée Équivalente (PIRE, ou EIRP en anglais), définie ainsi :

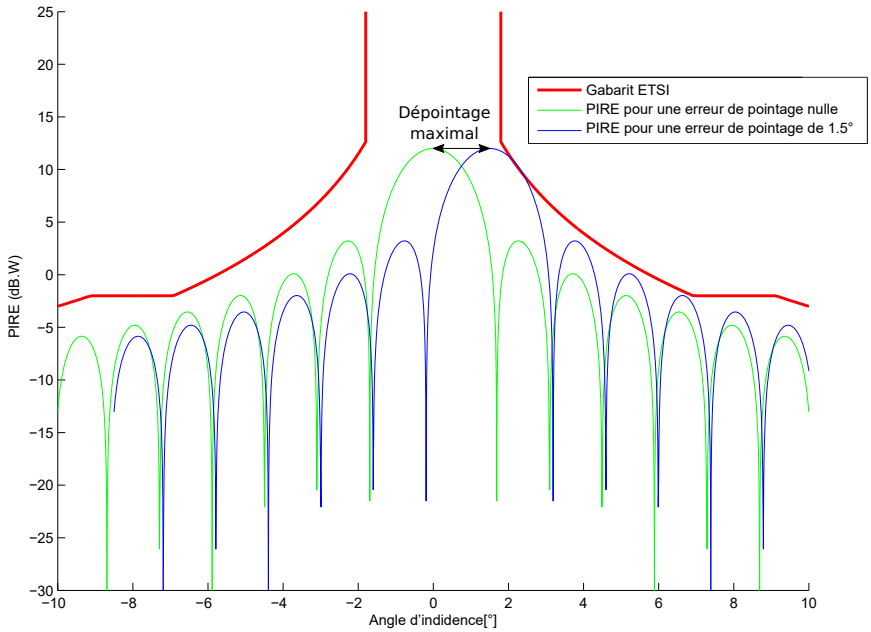

FIGURE 1.8 – Schéma des limites d'émission imposées par la norme ETSI et de leur impact sur l'erreur de pointage maximale autorisée [5].

$$PIRE = 10 \cdot log(G_{Ant} \cdot P_0) \tag{1.37}$$

avec :

- G_{Ant} : Gain de l'antenne, sans unité.
- P_0 : Puissance du signal à émettre, en entrée de l'antenne, en watt.
- $PIRE$: Puissance Isotrope Rayonnée Équivalente, en dBW

Ainsi, pour un diagramme d'antenne donné (qui dépend de la fabrication de la charge antennaire), l'erreur de pointage maximale autorisée correspond à l'erreur de pointage où le diagramme de gain croise le gabarit de la norme ETSI.

1.1.5 Stratégies de pointage

Les axes du positionneur sont contrôlés par un calculateur embarqué nommé **ACU** (Antenna Control Unit). Cette ACU communique avec tous les constituants de la station via des bus de terrain pour commander les moteurs du positionneur, de manière à minimiser l'erreur de pointage et stabiliser la ligne de visée.

Le pointage d'antenne SOTM se rapproche des problématiques de stabilisation inertielle [18], dont le but est de contrôler l'orientation ou la direction d'un système. On retrouve

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

ces problématiques dans divers domaines, notamment l'optique [19] [20] et la robotique [21].

Les stratégies de pointage d'antennes SOTM sont très variées. Cependant, il est possible de les classifier en trois grandes catégories : les stratégies en Boucle Ouverte, les stratégies en Boucle Fermée et les stratégies hybrides. Notons que ces termes ne s'appliquent que au calcul de la consigne de position : quelle que soit la stratégie employée, l'asservissement des moteurs du positionneur se fait toujours en boucle fermée, en utilisant des mesures (position angulaire, vitesse angulaire, etc) provenant des codeurs ou de l'IMU.

1.1.5.1 Stratégies en Boucle Ouverte

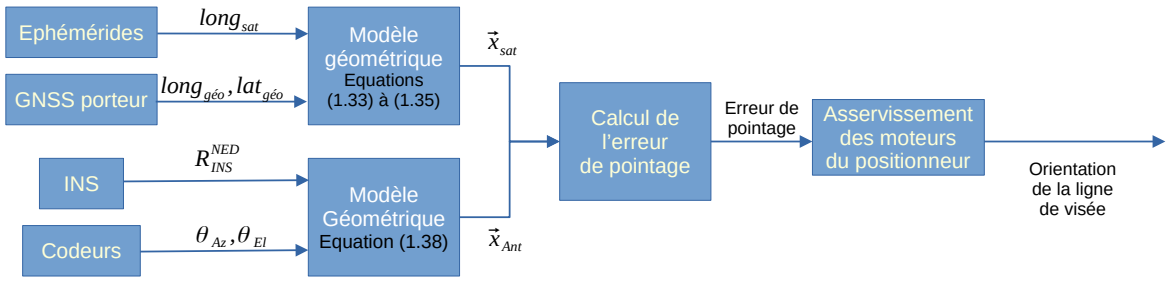

FIGURE 1.9 – Schéma fonctionnel d'une stratégie de pointage en Boucle Ouverte.

La stratégie de pointage en Boucle Ouverte (open-loop en anglais) est une stratégie n'utilisant pas de retour d'information sur la qualité du signal reçu du satellite. La direction à pointer est calculée à partir de l'orientation du porteur dans l'espace, de sa position géographique et de la position orbitale du satellite visé, comme illustré en figure 1.9. La direction à pointer est ensuite comparée à la direction actuelle de l'antenne, afin de calculer une erreur de pointage axe par axe. Le système d'asservissement a ensuite pour objectif de minimiser cette erreur [4].

La littérature donne les équations permettant de calculer la direction à pointer à partir des données inertielles [11]. L'orientation du porteur est donnée par une INS (Inertial Navigation System) embarquée.

La stratégie de pointage en Boucle Ouverte fait les hypothèses suivantes :

- Le changement de repère R_{INS}^{Pos} entre le positionneur et l'INS, c'est-à-dire l'erreur d'alignement, est connu. L'orientation du repère Positionneur $\mathcal{R}_{Pos}$ par rapport au repère INS est donc connue.
- La configuration exacte des axes du positionneur, c'est-à-dire l'erreur d'orthogonalité R_{or}, est connue. Il suffit donc de connaître les angles θ_{Az} et θ_{El} du positionneur pour connaître l'orientation exacte du repère Elévation $\mathcal{R}_{El}$.
- Les repères Antenne et Elévation sont considérés confondus (pas d'erreur d'orthogonalité). Le changement de repère R_{El}^{Ant} est donc considéré connu et égal à la matrice identité.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

La stratégie en Boucle Ouverte requiert les données suivantes :

- La position géographique du porteur, donnée soit par l'INS du porteur, soit par un système de localisation GNSS.
- La position orbitale du satellite visé. Cette donnée est considérée comme connue.
- L'orientation du porteur dans l'espace. Cela correspond à la connaissance de la matrice R_{INS}^{NED} donnée par l'INS du porteur.
- Les positions θ_{Az} et θ_{El} des axes mécaniques du positionneur. Ces positions sont données par des codeurs.

A partir des positions du porteur et du satellite, les équations (1.33) à (1.35) peuvent être appliquées pour calculer la direction du satellite $\vec{x}_{sat|NED}$ dans le repère NED. A partir de l'attitude de l'INS du porteur et des positions angulaires des axes, on peut calculer la direction de la ligne de visée $\vec{x}_{Ant|NED}$ dans ce même repère :

$$\vec{x}_{Ant|NED} = R_{INS}^{NED} R_z(\theta_{Az}) R_y(\theta_{El}) \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \tag{1.38}$$

On peut ensuite calculer l'erreur de pointage entre $\vec{x}_{Ant|NED}$ (l'orientation actuelle de la ligne de visée) et $\vec{x}_{sat|NED}$ (l'orientation désirée de la ligne de visée), et s'en servir pour asservir les moteurs du positionneur.

La stratégie de pointage en Boucle Ouverte n'étant pas dépendante d'un signal extérieur, elle peut maintenir le pointage même en cas d'obstacle entre la station SOTM et le satellite (on parle alors de masquage). Elle permet donc une reprise de la communication rapide une fois l'obstacle disparu [5].

En revanche, elle repose sur des hypothèses fortes concernant l'absence de défauts mécaniques : en pratique, les erreurs d'alignement et d'orthogonalité du système, ici négligées, peuvent engendrer une erreur de pointage de plusieurs degrés [14]. Une telle erreur empêche la communication avec le satellite. Elle peut être réduite par des opérations de calibration permettant d'estimer les différentes erreurs d'alignement et d'orthogonalité [5], mais cela induit une étape de maintenance supplémentaire pour le système.

1.1.5.2 Stratégies en Boucle Fermée

La stratégie de pointage en Boucle Fermée (closed-loop en anglais) est une stratégie reposant sur une mesure du signal en provenance du satellite. Elle est composée de deux boucles d'asservissement : un asservissement en vitesse et un asservissement en position [5].

Le satellite visé étant géostationnaire, le vecteur $\vec{x}_{sat}$ est considéré comme fixe dans le repère NED. La boucle d'asservissement en vitesse a donc pour but d'annuler tout mouvement de rotation de la ligne de visée, ce qui est fait en compensant toute vitesse de rotation captée par les gyromètres de l'IMU. Cela permet une stabilisation rapide à très court terme [4].

La boucle d'écartométrie, illustrée en figure 1.10 régule l'erreur de pointage entre la direction actuelle de la ligne de visée $\vec{x}_{Ant}$ et la direction du satellite $\vec{x}_{sat}$. Or, au niveau du lobe

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

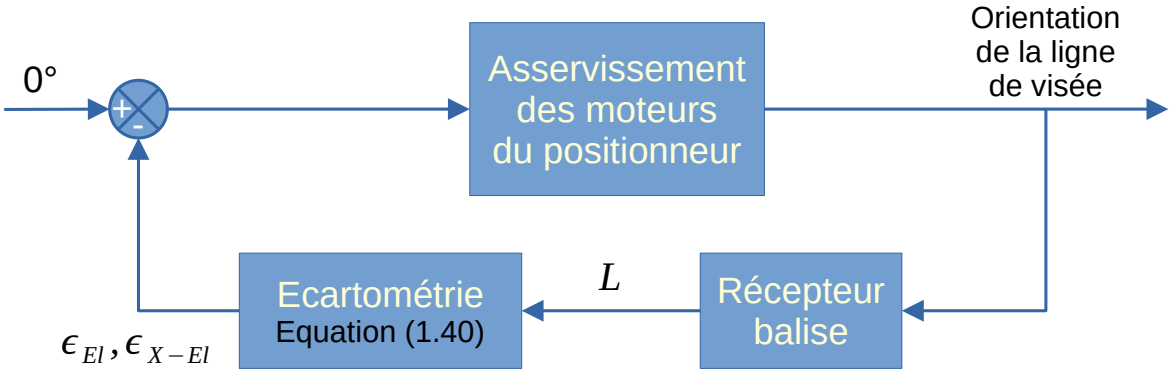

FIGURE 1.10 – Schéma fonctionnel de l'écartométrie utilisée dans une stratégie de pointage en Boucle Fermée.

principal, la puissance du signal diminue avec l'erreur de pointage Δ_{pt} selon l'équation suivante [22] :

$$L = a\Delta_{pt}^2 + L_0 \tag{1.39}$$

avec :

- L la puissance du signal mesuré, en dB
- a une constante dépendante de la structure de l'antenne, supposée connue
- L_0 la puissance du signal quand l'erreur de pointage est nulle, en dB

On peut ainsi déduire Δ_{pt} à partir du signal capté. Cependant, Δ_{pt} donne l'angle entre $\vec{x}_{Ant}$ et $\vec{x}_{sat}$, et ne permet pas de localiser la direction de $\vec{x}_{sat}$ en trois dimension. Pour ce faire, il faudrait connaître la décomposition de Δ_{pt} en deux angles : un angle Elévation ϵ_{El} autour de l'axe $\vec{y}_{sat}$, et un angle Cross-élévation ϵ_{X-El} autour de l'axe $\vec{z}_{sat}$. Les plans correspondants à ces angles sont illustrés en figure 3.14. Si le vecteur a une Elévation de 0°, les plans Azimut et Cross-élévation sont confondus ; si le vecteur a une Elévation de 90°, ils sont perpendiculaires.

Pour obtenir ϵ_{El} et ϵ_{X-El}, la ligne de visée est décalée volontairement de quelques dixièmes de degré, suivant une figure prédéfinie (cercle, carré, etc). Ce décalage par rapport à une direction optimale est appelée **dépointage induit**. L'équation (1.39) devient alors [22] :

$$L = a(\epsilon_{X-El} + \epsilon_{X-El|scan})^2 + a(\epsilon_{El} + \epsilon_{El|scan})^2 + L_0 \tag{1.40}$$

avec :

- ϵ_{X-El} l'erreur de pointage dans le plan Cross-Elévation
- $\epsilon_{X-El|scan}$ le dépointage induit dans le plan Cross-Elévation, afin d'effectuer le scan
- ϵ_{El} l'erreur de pointage dans le plan Elévation
- $\epsilon_{El|scan}$ le dépointage induit dans le plan Elévation, afin d'effectuer le scan

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

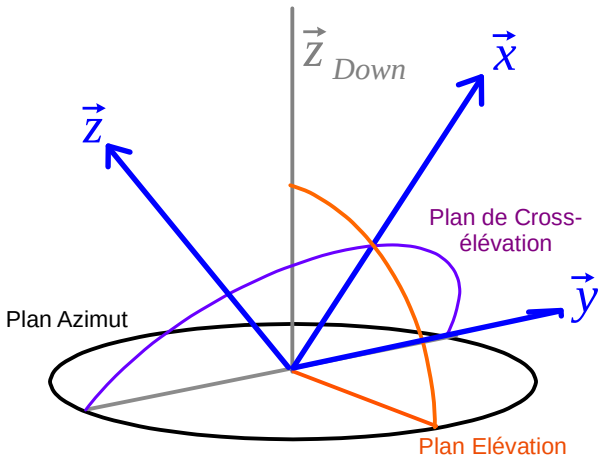

FIGURE 1.11 – Schéma des plans Azimut, Elévation et Cross-Elévation pour un vecteur $\vec{x}$ donné.

Il y a trois paramètres inconnus (ϵ_{X-El}, ϵ_{El} et L_0), ce qui signifie qu'au moins trois mesures suffisamment disparates seraient nécessaires pour les estimer. Cependant, en pratique, le signal mesuré est bruité, donc un dépointage est induit suivant une figure déterminée : cercle (Conscan), carré (Step-tracking), etc. Des mesures sont faites en continu et les erreurs de pointage sont déterminées par des méthodes telles que le filtrage par moindres carrés [23].

L'avantage principal des méthodes en boucle fermée est leur précision : elle atteint le dixième de degré. Son inconvénient est sa dépendance à la présence d'un signal captable : elle est mise en défaut si le signal balise est brouillé ou bloqué, ou encore si le satellite pointé n'est pas équipé d'une balise [5].

1.1.5.3 Stratégies hybrides

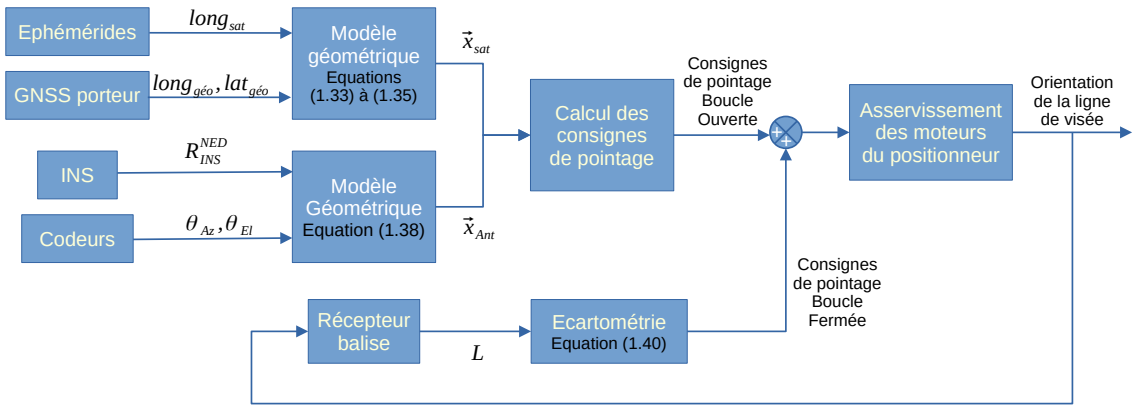

FIGURE 1.12 – Schéma fonctionnel d'une stratégie hybride.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Les stratégies hybrides combinent les stratégies en boucle ouverte et fermée afin de minimiser leurs inconvénients respectifs, comme illustré en figure 1.12. Une des stratégies les plus communes est d'effectuer le pointage initial en boucle ouverte, puis de corriger les erreurs résiduelle grâce à une méthode en boucle fermée [11] [24] [25].

Cependant, le terme de stratégie hybride regroupe une variété de méthodes. Ces stratégies ont en commun l'utilisation couplée de mesures en provenance d'une centrale inertielle et une mesure de signal externe afin d'effectuer le pointage de l'antenne [5].

1.1.6 Conclusion sur l'état de l'art sur les Satcom On-The-Move

Comme indiqué en paragraphe 1.1.5.1, les stratégies de pointage en Boucle Ouverte permettent de maintenir le pointage de l'antenne même en l'absence de signal en provenance du satellite. Avoir à sa disposition des méthodes de pointage en Boucle Ouverte robustes permettrait d'augmenter la résilience du système SOTM à des situations de perte ou d'absence de signal.

Les méthodes de pointage en Boucle Ouverte existantes ignorent certaines erreurs d'alignement et d'orthogonalité du système SOTM. Bien que ces erreurs soient de faible amplitude, elles sont suffisantes pour fausser le calcul du changement de repère R_{Ant}^{INS} entre l'INS du porteur et la ligne de visée de l'antenne. Cela rend impossible un pointage en Boucle Ouverte respectant les objectifs de qualité de liaison et les normes prévenant les interactions avec les satellites voisins.

Par conséquent, afin d'employer une technique de pointage en boucle ouverte exploitant l'INS du véhicule, le changement de repère R_{Ant}^{INS} doit être estimé avec une précision permettant la communication radio. En assimilant le repère $\mathcal{R}_{Ant}$ au repère $\mathcal{R}_{IMU}$, le problème de pointage est donc ramené à un problème d'estimation du changement de repère R_{IMU}^{INS} entre l'INS du véhicule porteur et l'IMU de la charge antennaire.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

1.2 Transfert d'alignement

La question de l'estimation d'un changement de repère entre deux plateformes inertielles n'a pas été résolue dans le cadre des applications SOTM. En revanche, une problématique similaire existe dans le domaine de la navigation inertielle et sa résolution fait appel à la méthode dite du transfert d'alignement. Elle peut ici être utilisée pour estimer le changement de repère entre l'INS et l'IMU.

La section qui suit dresse un état de l'art sur les méthodes de transfert d'alignement. Elle s'ouvre par quelques prérequis concernant les méthodes d'estimation, menant notamment au filtre de Kalman, très utilisé dans ce domaine [26] [27] [28] [29]. Ces prérequis sont suivis d'un historique du transfert d'alignement. Pour les premières versions de cette méthode, le contexte originel de son développement va beaucoup conditionner les hypothèses faites, et restreindre cette méthode à l'estimation de changements de repère de très faible amplitude. Les développements ultérieurs seront, dans leur majorité, restreints aux mêmes hypothèses, cherchant simplement à améliorer les performances de précision, de temps de convergence et de charge de calcul. Cela crée des lacunes dans les cas d'application étudiés qui justifient les travaux présentés dans cette thèse.

1.2.1 Prérequis : Filtrage de Kalman

Le filtre de Kalman et ses variantes sont extrêmement répandus pour effectuer des observations d'attitude et du transfert d'alignement [26] [27] [28] [29]. Il sera utilisé pour mettre en application les modèles développés en chapitre 2, il est donc utile de décrire ici sa structure générique.

Le filtre de Kalman s'applique à un système dynamique à temps variant en temps discret, dont les bruits de modèles sont gaussiens [30] et dont la loi de propagation du vecteur d'état est linéaire [31]. Il s'applique ainsi à un système qui, pour tout pas de temps k, est modélisé par les deux équations suivantes :

$$Y_k = H_k X_k + V_k \tag{1.41}$$

avec :

- Y_k, le vecteur de mesures à l'étape k, de dimension n. Ses termes sont notés y_1, $y_2 \dots y_n$
- X_k, le vecteur d'état à l'étape k
- V_k, le vecteur des bruits dus aux imperfections du modèle et des mesures à l'étape k
- H_k, la matrice de mesure à l'étape k

$$X_{k+1} = A_k X_k + W_k \tag{1.42}$$

avec :

- A_k la matrice de propagation à l'étape k
- W_k le vecteur des bruits dus aux imperfections du modèle à l'étape k

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

V_k et W_k sont tous deux d'espérance nulle. De plus, on note R_k et Q_k leurs matrices de covariance respectives, telles que :

$$R_k = cov(W_k) = \mathbb{E}(V_k V_k^T) \tag{1.43}$$

$$Q_k = cov(W_k) = \mathbb{E}(W_k W_k^T) \tag{1.44}$$

Le filtre de Kalman comporte deux étapes : une phase de prédiction et une phase de mise à jour. Le fonctionnement global d'un filtre de Kalman est donné en figure 1.13.

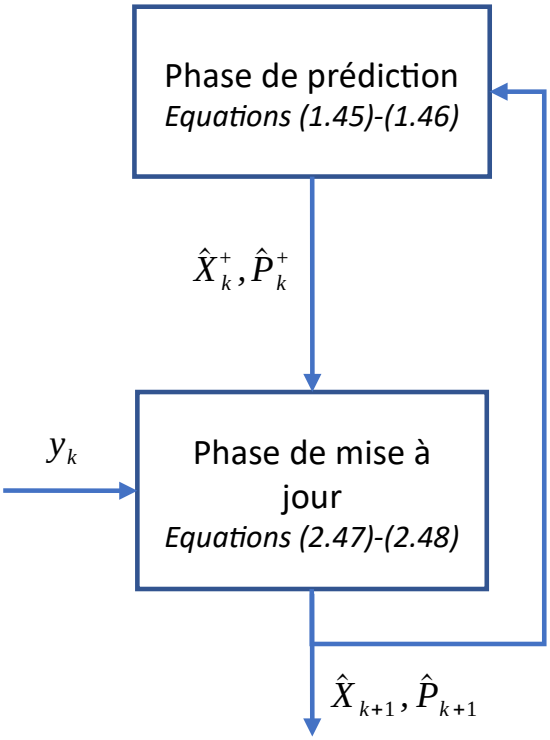

FIGURE 1.13 – Diagramme de fonctionnement d'un filtre de Kalman.

Sa phase de prédiction à l'étape k est résumée ainsi :

$$\hat{X}_{k-1}^+ = A_k \hat{X}_{k-1} \tag{1.45}$$

$$P_{k-1}^+ = A_k P_{k-1} A_k^T + Q_k \tag{1.46}$$

avec :

- $\hat{X}_{k-1}$, l'estimation du vecteur d'état à l'étape $k-1$
- $\hat{X}_{k-1}^+$, la prédiction de l'estimation du vecteur d'état à l'étape k, basée sur l'estimation à l'étape $k-1$ et du modèle représenté par la matrice A_k
- A_k, la matrice de propagation à l'étape k
- P_{k-1}, la variance de l'estimateur à l'étape $k-1$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

- P_{k-1}^{+}, la prédiction de la variance de l'estimateur à l'étape k, basée sur la variance à l'étape $k-1$
- Q_k, la matrice de covariance du bruit de modèle à l'étape k.

Sa phase de mise à jour à l'étape k est résumée ainsi :

$$K_k = P_{k-1}^{+} H_k^T (R_k + H_k P_{k-1}^{+} H_k^T)^{-1} \tag{1.47}$$

$$P_k = (I - K_k H_k) P_{k-1}^{+} \tag{1.48}$$

$$\hat{X}_k = \hat{X}_{k-1}^{+} + K_k (Y_k - H_k \hat{X}_{k-1}^{+}) \tag{1.49}$$

avec :

- K_k, le gain de Kalman à l'étape k
- H_k, la matrice de mesure à l'instant k
- R_k, la matrice de covariance du bruit de mesure à l'étape k
- $\hat{X}_k$, l'estimation du vecteur d'état à l'étape k
- Y_k, le vecteur de mesures à l'étape k
- P_k, la variance de l'estimateur à l'étape k.

Ces deux étapes, phases de prédiction et phase de mise à jour, forment le filtre de Kalman. Cette méthode a cependant certaines limites. Tout d'abord, elle nécessite un système dont le fonctionnement et l'évolution sont linéaires. De plus, cet estimateur n'est optimal qu'en présence d'un bruit gaussien, et perd en précision quand ce n'est pas le cas [31].

Le filtre de Kalman nécessite une étape d'initialisation afin de déterminer $\hat{X}_k$ et P_k pour $k = 0$. Si les conditions initiales du système sont inconnues, il faut alors initialiser l'observateur avec une valeur déterminée a priori.

1.2.2 Histoire du transfert d'alignement

Cette sous-section aborde l'historique du transfert d'alignement. En plus de décrire le principe générique de ces modèles d'estimation, elle décrit son contexte de naissance et les progrès successifs le concernant.

Le transfert d'alignement a initialement été développé pour des applications militaires. Il s'agissait d'aligner deux centrales inertielles qui n'étaient, par construction, désaxées que de quelques degrés. Cette hypothèse de faible amplitude du désalignement va fortement conditionner les modèles développés ; il est donc important de l'aborder en détail.

Les recherches ultérieures ont fortement amélioré la précision et la rapidité de convergence de l'estimation, tout en diminuant sa charge de calcul. Parmi ces progrès, le Rapid Transfer Alignment mérite d'être mentionné par l'impact qu'il a eu sur le domaine du transfert d'alignement.

Pendant longtemps, les applications autres que celles d'origine restent marginales. Cependant, il existe des modèles estimant un changement de repère de grande amplitude ; ils sont abordés en fin de cette sous-section.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

1.2.2.1 Contexte d'origine : l'alignement de centrales inertielles de projectiles

Le transfert d'alignement a émergé de la recherche militaire américaine dans les années 1970 [32] [33]. Il a été conçu afin de s'assurer que les projectiles autoportés lancés depuis un avion suivent la trajectoire désirée. Les systèmes de visée de l'avion se basent sur les informations de l'INS de bord du porteur pour calculer la trajectoire des projectiles ; or les projectiles sont équippés de leur propre centrale de navigation. Pour que le suivi de la trajectoire se fasse correctement après déploiement du projectile, il fallait donc s'assurer que les centrales inertielles du véhicule et du projectile travaillent dans le même repère inertiel, et donc estimer toute potentielle erreur d'alignement entre les deux [26].

Le transfert d'alignement fonctionne comme suit : deux centrales inertielles, une centrale maître et une centrale esclave, existent dans deux référentiels différents liés à un unique véhicule en mouvement. Cette situation est similaire à la problématique de cette thèse, où l'INS fait office de centrale maître et l'IMU fait office de centrale esclave.

Ces centrales mesurent toutes les deux une même variable, chacune dans leur référentiel propre. Cette variable doit être mesurable par les deux plateformes inertielles utilisées : il s'agit généralement de vitesse ou accélération longitudinale, de vitesse de rotation, ou d'attitude. Ces deux mesures sont comparées pour en déduire le changement de repère entre les deux référentiels. Le modèle du transfert d'alignement est utilisé dans un filtre de Kalman linéaire à temps variant afin d'effectuer l'estimation [26] [6].

Les premiers transferts d'alignement mesuraient et comparaient une variable unique, comme la vitesse angulaire, l'accélération, la vitesse ou l'attitude ; puis des méthodes utilisant plusieurs mesures à la fois sont apparues [26]. La plupart de ces méthodes, en se basant sur des mesures d'accélération ou de vitesse angulaire, demandaient une manœuvre en S de la part de l'avion, c'est-à-dire plusieurs demi-tours successifs imprimant à l'avion une forte accélération centrifuge [6]. Faire converger l'algorithme pouvait prendre plusieurs minutes, un délai pouvant être crucial lors d'une opération militaire.

Comme ces méthodes ont pour but d'aligner des centrales inertielles de projectiles sur celle du porteur, elles visent à estimer des changements de repère fixes résultant de rotations de l'ordre de quelques degrés au maximum. Elles emploient largement l'approximation des petits angles dans leurs modèles [26], et ne sont donc pas applicables à des changements de repère avec de grands angles. De même, elles ne sont pas applicables à l'estimation d'un changement de repère variable.

Ce dernier point posait problème, car dans le cas d'une application à des projectiles aéroportés, la centrale inertielle du porteur est située dans le corps de l'avion, alors que les projectiles se trouvent sur ses ailes. Celles-ci subissent des vibrations et des mouvements de flexion lors du vol de l'appareil : par conséquent, le changement de repère entre les deux centrales inertielles varie rapidement, bien que sur une faible amplitude [6].

1.2.2.2 Une méthode classique de transfert d'alignement : le Rotation Rate Matching

Le Rotation Rate Matching est une méthode de transfert d'alignement reposant sur des mesures de vitesse angulaire. Elle permet d'estimer un changement de repère de petite amplitude entre une plateforme esclave s, et une plateforme maître m. Ce changement de repère est exprimé par trois angles d'Euler α, β et γ en convention ZYX, tels que [26] :

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

$$R_m^s = R_z(\gamma)R_y(\beta)R_x(\alpha) \tag{1.50}$$

On notera $X_{RRM} = \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{pmatrix}$ le vecteur d'état du Rotation Rate Matching.

Modèle de mesure

L'équation de mesure du Rotation Rate Matching est décrite ainsi [26] :

$$\vec{\omega}_{s/i}^s - \vec{\omega}_{m/i}^m = -S(\vec{\omega}_{m/i}^m)X_{RRM} + \vec{\omega}_{m/s}^s \tag{1.51}$$

avec :

- $\vec{\omega}_{s/i}^s$ la vitesse de rotation fournie par la plateforme esclave
- $\vec{\omega}_{m/i}^m$ la vitesse de rotation fournie par la plateforme maître
- $\vec{\omega}_{m/s}^s$ la vitesse de rotation du maître par rapport à l'esclave, exprimée dans le repère esclave.
- $S(\vec{\omega}_{m/i}^m)$ la matrice antisymétrique associée au vecteur $\vec{\omega}_{m/i}^m$

En faisant une hypothèse de corps rigide, $\vec{\omega}_{m/s}^s = 0$. Si on prend en compte des vibrations, $\vec{\omega}_{m/s}^s$ est assimilé à un bruit de mesure. L'équation de mesure devient donc :

$$\vec{\omega}_{s/i}^s - \vec{\omega}_{m/i}^m = -S(\vec{\omega}_{m/i}^m)X_{RRM} \tag{1.52}$$

En notant $Y_{RRM} = \vec{\omega}_{s/i}^s - \vec{\omega}_{m/i}^m$ et $H_{RRM} = -S(\vec{\omega}_{m/i}^m)$, on revient à l'équation (1.41).

Modèle de propagation

Sous hypothèse de corps rigide, $\dot{X}_{RRM} = 0_{3\times1}$. Si on prend en compte des vibrations, l'équation de propagation du Rotation Rate Matching est décrite ainsi sous forme continue [26] :

$$\dot{X}_{RRM} = \begin{pmatrix} 0 & \omega_{m/i}^m(z) & -\omega_{s/i}^s(y) \\ \omega_{m/i}^m(z) & 0 & \omega_{s/i}^s(x) \\ \omega_{s/i}^s(y) & -\omega_{s/i}^s(x) & 0 \end{pmatrix} X_{RRM} + \vec{\omega}_{m/i}^m - \vec{\omega}_{s/i}^s \tag{1.53}$$

avec $\vec{\omega}_{m/i}^m = \begin{pmatrix} \omega_{m/i}^m(x) \\ \omega_{m/i}^m(y) \\ \omega_{m/i}^m(z) \end{pmatrix}$ et $\vec{\omega}_{s/i}^s = \begin{pmatrix} \omega_{s/i}^s(x) \\ \omega_{s/i}^s(y) \\ \omega_{s/i}^s(z) \end{pmatrix}$.

Ces modèles permettent d'estimer le changement de repère R_m^s exprimé par ses trois angles d'Euler α, β et γ. Cependant, ces deux modèles nécessitent de faire l'approximation des petits angles sur α, β et γ [26], limitant cette méthode à des changements de repère de faible amplitude. De plus, ces modèles considèrent que les plateformes maître et esclave sont reliés par un solide quasi-rigide, de telle sorte que R_m^s ne varie que sous l'effet de vibrations, ce qui permet d'assimiler $\vec{\omega}_{m/s}^s$ à un bruit de mesure [26]. Cette méthode n'est donc pas applicable aux cas où R_m^s varie de manière arbitraire.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

1.2.2.3 La méthode du Rapid Transfer Alignment

Les premiers algorithmes de transfert d'alignement ne convergeaient que si le porteur effectuait des mouvements en S, ce qui prenait plusieurs minutes et était peu pratique lors d'une mission sur le terrain. En 1989, la méthode du Rapid Transfer Alignment fut inventée [6]. Il s'agit d'une méthode utilisant une combinaison de mesures d'attitude et de vitesse.

Cette méthode devint rapidement très largement employée, car elle permettait une convergence très précise et très rapide, de l'ordre du milliradian d'erreur en une dizaine de secondes. De plus, elle ne demandait qu'une manœuvre de va-et-vient en roulis de la part de l'avion porteur, qui est beaucoup moins contraignante à réaliser qu'un mouvement en S [34].

De plus, l'article décrivant le Rapid Transfer Alignment prévoit un modèle de flexion de l'aile de l'avion porteur afin de prendre en compte les variations du changement de repère estimé [6], ce qui représente une avancée conséquente sur les publications précédentes.

Cependant, tout comme ses prédecesseurs, le Rapid Transfer Alignment repose sur une approximation des petits angles. Cela signifie qu'il n'est applicable que pour de petits changements de repère, comme c'est le cas pour son application d'origine. Si le changement de repère implique une rotation dépassant quelques degrés, la précision de l'estimation chute rapidement.

1.2.2.4 Progrès subséquents

Au cours des décennies suivantes, de nombreuses versions améliorées du Rapid Transfer Alignment ont été publiées. Certaines avaient pour but d'améliorer le modèle de flexion de l'aile de l'avion [35] [36], qui représentait toujours une source d'erreur importante.

D'autres cherchaient à prendre en compte le retard de mesure dû aux centrales de navigation utilisées [37] : en effet, ces centrales peuvent avoir un retard de mesure pouvant atteindre plusieurs dixièmes de secondes [13]. Certains porteurs étant capables de vitesses de rotation atteignant 100°/s [38], un tel retard peut rendre l'estimation du transfert d'alignement obsolète.

Enfin, certains développements cherchaient à réduire la charge de calcul que représentait le transfert d'alignement [39]. Le Rapid Transfer Alignment original demandait à chaque pas de temps l'inversion d'une matrice carrée de dimension 42 [6], ce qui représente une charge de calcul conséquente pour un système embarqué qui se veut peu volumineux et peu consommateur en énergie.

En plus de ces développements scientifiques, le transfert d'alignement a été étendu à d'autres applications que celle du projectile porté par un avion. Les nouvelles applications incluent l'alignement d'une centrale de drone porté par un bateau [40], celle de capteurs distants équipant un avion [41], ou celle d'un engin spatial lors du lancement depuis une base mobile [42].

1.2.2.5 Estimation de changements de repère de grande amplitude

En plus des progrès scientifiques mentionnés plus haut, des développements récents ont visé à estimer des changements de repère de grande amplitude. La plupart des transferts

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

d'alignement mentionnés jusqu'à présent exprimaient le changement de repère à estimer sous forme d'angles d'Euler. Comme mentionné en paragraphe 1.1.1.1, cette représentation se prête mal aux modélisations linéaires quand l'approximation des petits angles n'est pas applicable. Si un changement de repère est connu uniquement par ses angles d'Euler, l'appliquer à un vecteur $\vec{v}$ quelconque implique nécessairement des opérations non linéaires sur les angles d'Euler.

On appellera par la suite "changement de repère de grande amplitude" tout changement de repère qui, exprimé en angles d'Euler, ne peut être exprimé par les mêmes valeurs d'angle lorsque la convention utilisée change (voir paragraphe 1.1.1.1). En d'autres termes, l'approximation des petits angles n'est pas applicable aux angles d'Euler utilisés.

Plusieurs méthodes existent pour estimer des changements de repère de grande amplitude par transfert d'alignement. Certaines utilisent des filtres non-linéaires, permettant une estimation basée sur un modèle non-linéaire employant une représentation en angle d'Euler. Il s'agit par exemple du filtre de Kalman sans parfum [43] ou du filtre de Kalman étendu [34]. Certains travaux [44] [45] parviennent à estimer un changement de repère de grande amplitude par filtrage de Kalman linéaire, en exprimant le changement de repère en quaternion plutôt qu'en angles d'Euler.

Dans tous les cas mentionnés ci-dessus, le changement de repère estimé reste constant tout au long de l'estimation et les modèles employés ne sont pas construits pour prendre en compte des variations potentielles.

1.2.3 Conclusion sur l'état de l'art sur le transfert d'alignement

Le transfert d'alignement a été développé afin d'aligner des centrales inertielles de projectiles sur la centrale de leur porteur. A ce titre, ces méthodes visent à estimer un changement de repère de faible amplitude, qui serait fixe ou lentement variable.

Les développements successifs, en particulier l'avènement du Rapid Transfer Alignment, ont amélioré la précision et le temps de convergence du transfert d'alignement. Cependant, ces recherches visaient toujours un même domaine d'application, et donc une estimation d'un changement de repère de faible amplitude. Avec ces hypothèses, un modèle de mesure linéaire pouvait être développé avec une représentation d'attitude en angles d'Euler.

Si certains modèles prévoient une variation dans ce changement de repère, il s'agit uniquement d'une variation à haute fréquence due à la flexion de l'aile de l'avion portant le projectile. Il ne s'agit pas d'une variation arbitraire telle que celle que les présents travaux cherchent à prendre en compte.

L'estimation de changements de repère de grande amplitude est longtemps restée marginale, mais certains travaux ont néanmoins été effectués sur le sujet. Certains utilisent des modèles non-linéaires, dont la convergence n'est donc pas garantie. D'autres utilisent une représentation d'attitude en quaternion afin de développer un modèle de mesure linéaire. En revanche, aucun de ces travaux ne cherchait à prendre en compte une variation dans le changement de repère estimé.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

1.3 Conclusion du chapitre

Pour assurer une communication de bonne qualité et respecter les normes en vigueur, une antenne SOTM doit être pointée avec précision en direction du satellite visé, et ce malgré les mouvements que son véhicule porteur peut lui faire subir. La précision visée varie selon certains facteurs, mais elle est de l'ordre de grandeur du dixième de degrés.

Plusieurs méthodes de pointage existent déjà ; cependant, développer une méthode de pointage en Boucle Ouverte robuste améliorerait la résilience de la capacité de communication de la station. Or, développer une telle méthode revient à résoudre un problème d'estimation d'un changement de repère variable et arbitraire entre deux plateformes inertielles : l'INS du véhicule porteur et l'IMU de la charge antennaire.

Les méthodes de transfert d'alignement permettent l'estimation d'un changement de repère entre deux plateformes inertielles. Cependant, peu de méthodes existantes permettent l'estimation d'un changement de repère de grande amplitude. Parmi elles, aucune ne prévoit une possible variation du changement de repère estimé.

L'objectif de cette thèse est donc de développer une méthode d'estimation d'un changement de repère variable et d'amplitude arbitraire.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Chapitre 2

Transfert d'alignement pour de grands angles variables : description des algorithmes

Le cas d'application classique du transfert d'alignement est l'estimation de petits angles fixes. Bien que des modèles aient été développés pour de plus grands angles, et certains prennent en considération certaines variations de l'angle estimé à cause des déformations matérielles, les modèles existant dans la littérature sont inadaptés à l'application industrielle recherchée ici.

Le modèle recherché doit respecter les contraintes suivantes :

- Le changement de repère à estimer R_{IMU}^{INS} est quelconque, sans hypothèse sur son amplitude.
- Le changement de repère à estimer R_{IMU}^{INS} est variable au cours du temps, à une vitesse maximale correspondant aux capacités des positionneurs. Cette vitesse maximale est de l'ordre de $50°/s$ [5].
- Cette estimation doit être maintenue pendant de longues périodes de temps (de l'ordre de plusieurs dizaines de minutes) afin de compenser les variations dans le changement de repère.
- Cette estimation doit permettre la communication avec le satellite pointé, ce qui pose une exigence de précision qui se traduit par une erreur d'estimation maximale. Cette erreur d'estimation maximale dépend de la taille de l'antenne et de la fréquence radio utilisée, mais elle est de l'ordre du dixième de degré.

On rappelle également les données disponibles grâce aux différents capteurs du système utilisé :

- $\vec{v}_{INS/T}^{NED}$, la vitesse longitudinale fournie par l'INS maître.
- $\vec{\omega}_{INS/NED}^{INS}$, la vitesse de rotation fournie par l'INS maître.
- q_{INS}^{NED}, l'attitude du repère $\mathcal{R}_{INS}$ fournie par l'INS maître.
- $\vec{f}^{IMU}$, l'accélération subie par l'IMU fournie par l'IMU esclave. Ce terme inclut l'accélération de la gravité.
- $\vec{\omega}_{IMU/NED}^{IMU}$, la vitesse de rotation fournie par l'IMU esclave.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

- θ_{Az} et θ_{El}, les positions angulaires fournies par les codeurs des axes Azimut et Elévation.
- la longitude $long_{géo}$ et la latitude $lat_{géo}$ du véhicule porteur, fournies par un système GNSS ou une centrale inertielle.

Dans ces travaux, on a volontairement privilégié des modèles linéaires, afin d'avoir de meilleures garanties de convergence. Comme expliqué au paragraphe 1.1.1.3, exprimer l'attitude sous forme d'un quaternion permet d'estimer de grands changements de repère tout en autorisant des opérations linéaires, c'est donc cette représentation d'attitude qui est privilégiée. Le terme à estimer est donc noté q_{IMU}^{INS}, représentation en quaternion de R_{IMU}^{INS}.

Le modèle présenté par [45] est, dans la littérature, le modèle respectant le plus les contraintes présentées ci-dessus. Il s'agit d'un modèle de mesure permettant d'estimer un grand changement de repère en quaternion : il est détaillé au paragraphe 2.1.1.1. Cependant, le changement de repère estimé est alors supposé constant. La présente thèse propose un modèle de propagation qui permet à l'estimateur de suivre des variations rapides du changement de repère q_{IMU}^{INS}. Ce modèle de propagation est décrit au paragraphe 2.1.1.2.

De plus, la configuration du système et le matériel utilisé dans notre cadre d'application signifie que certains termes de ce modèle de mesure ne sont pas immédiatement disponibles, alors qu'ils l'étaient dans leur application d'origine : le calcul de ces termes est l'objet de la sous-section 2.1.2.

La section 2.2 présente une variante de cet algorithme, utilisant un nouveau modèle de mesure tout en conservant le modèle de propagation présenté au paragraphe 2.1.1.2. Cette variante, tout en ayant des inconvénients qui lui sont propres, vise à résoudre certaines des faiblesses de l'algorithme présenté en section 2.1.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

2.1 Rapid Transfer Alignment pour l'estimation de grands angles variables

L'algorithme présenté ici est composé d'un modèle de mesure et d'un modèle de propagation, utilisés ensuite pour estimer le terme q_{IMU}^{INS} par filtrage de Kalman. Un schéma global de son fonctionnement est donné en figure 2.1.

Le modèle de mesure, tiré de la littérature, s'appuie sur la comparaison des attitudes et vitesses longitudinales de l'INS maître et de l'IMU esclave. L'avantage d'utiliser une mesure d'attitude est que cette mesure est toujours non-nulle, même quand les plateformes inertielles sont immobiles. L'inconvénient de ces mesures est qu'elles ne sont pas immédiatement disponibles avec les capteurs du système exploité ici : l'IMU esclave ne fournit que des accélérations et vitesses de rotation, qu'il faudra donc intégrer pour obtenir les termes désirés.

Le modèle de propagation présenté ici est une contribution de ces travaux de thèse. Il permet de suivre les évolutions du changement de repère entre l'INS et l'IMU en se basant uniquement sur leurs vitesses de rotation respectives, données directement fournies par les capteurs disponibles.

Les contributions de cette partie ont été publiées dans la revue IEEE Control Systems Letters (L-CSS) [46], accompagnées des résultats de simulation présentés en sous-section 3.2.1.

2.1.1 Modèles pour l'estimation du changement de repère q_{IMU}^{INS}

La partie centrale de l'algorithme est le modèle permettant d'observer le changement de repère R_{IMU}^{INS} entre l'INS maître et l'IMU esclave. Pour les raisons expliquées au paragraphe 1.1.1.3, on cherchera plutôt à estimer ce changement de repère sous forme de quaternion q_{IMU}^{INS}.

Composé d'un modèle de mesure H_1 et d'un modèle de propagation A_1, ce modèle est utilisé dans un filtre de Kalman afin d'effectuer l'estimation. Des précisions sur le filtre de Kalman sont données au paragraphe 1.2.1.

Afin de décrire cet algorithme, on introduit le repère $\mathcal{R}_{NED_0}$, qui correspond au repère $\mathcal{R}_{NED}$ à l'instant $t = 0$. L'attitude de $\mathcal{R}_{NED}$ par rapport au repère inertiel peut varier au cours du temps, à cause de la courbure de la Terre lorsque le véhicule porteur se déplace sur de très longues distances : ainsi, si le véhicule se déplace, $\mathcal{R}_{NED}$ peut différer de $\mathcal{R}_{NED_0}$.

De la même manière, on introduit le repère $\mathcal{R}_{IMU_0}$, qui correspond au repère $\mathcal{R}_{IMU}$ à l'instant $t = 0$. L'attitude de $\mathcal{R}_{IMU}$ par rapport au repère inertiel varie au cours du temps à cause des mouvements du véhicule et des positionneurs : $\mathcal{R}_{IMU}$ peut donc différer de $\mathcal{R}_{IMU_0}$.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

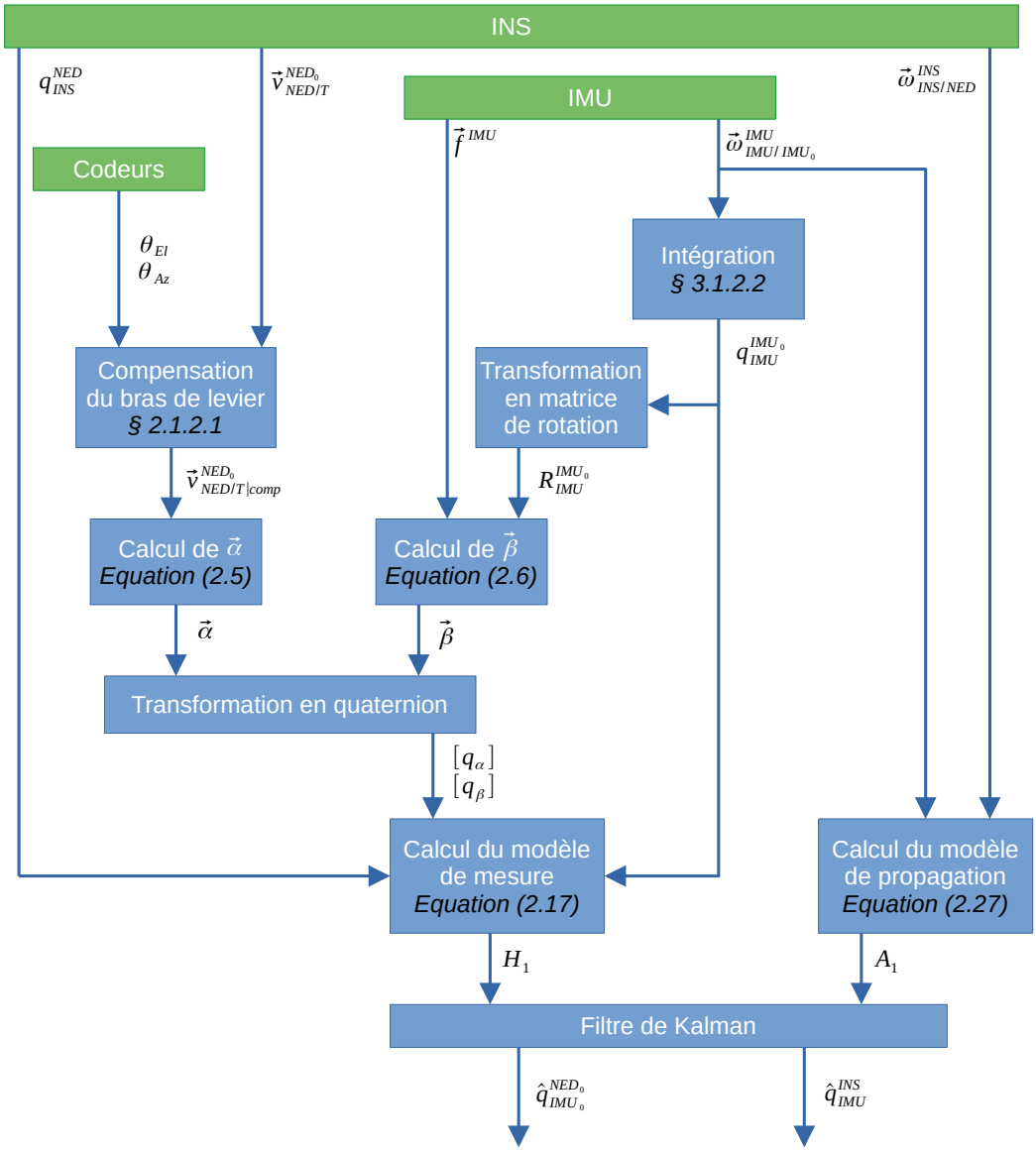

FIGURE 2.1 – Schéma d'ensemble de l'algorithme de Rapid Transfer Alignment avec une représentation en quaternions.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Le vecteur d'état X_1 à estimer est défini ainsi :

$$X_1 = \begin{bmatrix} q_{IMU_0}^{NED_0} \\ q_{IMU}^{INS} \end{bmatrix} \tag{2.1}$$

avec :

- $q_{IMU_0}^{NED_0}$ le changement de repère entre le repère NED et le repère IMU à l'instant $t = 0$
- q_{IMU}^{INS} le changement de repère entre le repère NED et le repère IMU à l'instant présent

Les sections suivantes décrivent le modèle de mesure et le modèle de propagation permettant l'estimation de X_1, et donc du terme recherché q_{IMU}^{INS}.

2.1.1.1 Un modèle de mesure tiré de l'état de l'art : Rapid Transfer Alignment avec une représentation en quaternions

On rappelle que connaissant un vecteur de mesure Y_1, le modèle de mesure H_1 doit permettre de pouvoir estimer le vecteur d'état X_1 recherché. H_1 doit satisfaire l'équation de mesure (1.41).

Le modèle de mesure présenté ici est tiré de l'article [45]. Il s'agit d'une équation de pseudo-mesure, nommée ainsi car le vecteur de mesure Y_1, de dimension 8×1, ne contient que des termes nuls. Ce modèle, représenté par la matrice H_1 de dimension 8×8, comporte deux parties : une équation de Velocity Matching, basée sur la vitesse longitudinale, et une équation d'Attitude Matching, basée sur l'attitude.

Velocity Matching

On note $\mathcal{R}_{NED_0}$ le repère NED au début de la mesure $t = 0$. Ce repère est fixe par rapport au repère terrestre. On note $\vec{v}_{IMU/T}^{NED_0}$ la vitesse de l'IMU par rapport à la Terre exprimée dans le repère NED. La dérivée de $\vec{v}_{IMU/T}^{NED_0}$ peut être exprimée ainsi :

$$\dot{\vec{v}}_{IMU/T}^{NED_0} = R_{IMU}^{NED_0} \vec{f}^{IMU} - (2\vec{\omega}_{T/i}^{NED_0} + \vec{\omega}_{NED/T}^{NED_0}) \wedge \vec{v}_{IMU/T}^{NED_0} - \vec{g}^{NED_0} \tag{2.2}$$

avec :

- $R_{IMU}^{NED_0}$ le changement de repère entre $\mathcal{R}_{NED_0}$ et $\mathcal{R}_{IMU}$
- $\vec{f}^{IMU}$ la sortie des accéléromètres de l'IMU esclave, c'est-à-dire l'accélération subie par l'IMU en incluant la gravité.
- $\vec{\omega}_{T/i}^{NED_0}$ la vitesse de rotation terrestre exprimée dans le repère NED_0.
- $\vec{\omega}_{NED/T}^{NED_0}$ la vitesse de rotation du repère NED par rapport au sol, due au déplacement du véhicule à la surface du globe terrestre, exprimée dans le repère NED_0.
- $\vec{v}_{IMU/T}^{NED_0}$ la vitesse de l'IMU par rapport au sol exprimée dans le repère NED_0.
- $\vec{g}^{NED_0}$ le vecteur gravité dans le repère NED_0.

On note $\mathcal{R}_{IMU_0}$ le repère IMU au début de la mesure $t = 0$. Ce repère est fixe par rapport au repère terrestre. En intégrant l'équation (2.2) sur le temps de la mesure, c'est-à-dire entre $t = 0$ et le moment $t = \tau$ actuel, on obtient :

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

$$\vec{v}_{IMU/T}^{NED_0}(\tau) - \vec{v}_{IMU/T}^{NED_0}(0) = R_{IMU_0}^{NED_0} \int_0^\tau R_{IMU}^{IMU_0}(t)\vec{f}^{IMU}(t)dt - \int_0^\tau R_{NED}^{NED_0}(t)((2\vec{\omega}_{T/i}^{NED}(t) + \vec{\omega}_{NED/T}^{NED}(t)) \wedge \vec{v}_{IMU/T}^{NED}(t) + \vec{g}^{NED}(t))dt \quad (2.3)$$

avec :

- $R_{IMU_0}^{NED_0}$ le changement de repère entre $\mathcal{R}_{NED_0}$ et $\mathcal{R}_{IMU_0}$
- $R_{IMU}^{IMU_0}$ le changement de repère entre $\mathcal{R}_{IMU_0}$ et $\mathcal{R}_{IMU}$
- $R_{NED}^{NED_0}$ le changement de repère entre $\mathcal{R}_{NED_0}$ et $\mathcal{R}_{NED}$
- $\vec{\omega}_{T/i}^{NED}$ la vitesse de rotation terrestre exprimée dans le repère NED.
- $\vec{\omega}_{NED/T}^{NED}$ la vitesse de rotation du repère NED par rapport au sol, due au déplacement du véhicule à la surface du globe terrestre, exprimée dans le repère NED.
- $\vec{v}_{IMU/T}^{NED}$ la vitesse de l'IMU par rapport au sol exprimée dans le repère NED.
- $\vec{g}^{NED}$ le vecteur gravité dans le repère NED.

$\vec{v}_{IMU/T}^{NED_0}$ n'est pas mesurée par les capteurs disponibles. En revanche, elle peut être approximée à partir de $\vec{v}_{INS/T}^{NED_0}$, qui est mesurée par l'INS : le détail de ce calcul, ainsi que les hypothèses posées, sont donnés au paragraphe 2.1.2.1. On note $\vec{v}_{NED/T|comp}^{NED_0}$ cette approximation.

A partir de (2.3), on définit ainsi le vecteur $\vec{\alpha}(\tau)$ exprimant la différence de vitesse de l'INS entre le début de la mesure $t = 0$ et le moment $t = \tau$ actuel :

$$\vec{\alpha}(\tau) = \vec{v}_{NED/T|comp}^{NED_0}(\tau) - \vec{v}_{NED/T|comp}^{NED_0}(0) + \int_0^\tau R_{NED}^{NED_0}(t)(2\vec{\omega}_{T/i}^{NED}(t) + \vec{\omega}_{NED/T}^{NED}(t)) \wedge \vec{v}_{NED/T|comp}^{NED_0}(t) + R_{NED}^{NED_0}(t)\vec{g}^{NED}(t)dt \quad (2.4)$$

Dans l'équation (2.4), le terme $(2\vec{\omega}_{T/i}^{NED}(t) + \vec{\omega}_{NED/T}^{NED}(t)) \wedge \vec{v}_{NED/T|comp}^{NED_0}(t)$ prend en compte les forces de Coriolis dues à la rotation terrestre et au déplacement du véhicule. En pratique, ce terme est négligeable par rapport à l'influence de la gravité à moins que le porteur ne se déplace en ligne droite à plus de 80 m/s (285 km/h). Les tests en simulation et en banc d'essai réalisés au cours de cette thèse se situent largement dans ces hypothèses.

Au-delà de ces valeurs, l'impact de ce terme dépend de la vitesse du porteur, de la distance parcourue à la surface du globe terrestre, et du temps d'utilisation de l'algorithme. Cependant, tous les termes de $(2\vec{\omega}_{T/i}^{NED}(t) + \vec{\omega}_{NED/T}^{NED}(t)) \wedge \vec{v}_{NED/T|comp}^{NED_0}(t)$ sont accessibles ; ainsi, même quand il n'est pas négligeable, ce terme peut être calculé.

En ignorant le terme dépendant des forces de Coriolis, l'équation (2.4) devient :

$$\vec{\alpha}(\tau) = \vec{v}_{NED/T|comp}^{NED_0}(\tau) - \vec{v}_{NED/T|comp}^{NED_0}(0) + \int_0^\tau R_{NED}^{NED_0}(t)\vec{g}^{NED}(t)dt \quad (2.5)$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Toujours à partir de (2.3), on définit ensuite le vecteur $\vec{\beta}(\tau)$ exprimant la différence de vitesse de l'IMU entre le début de la mesure $t = 0$ et le moment $t = \tau$ actuel :

$$\vec{\beta}(\tau) = \int_0^\tau R_{IMU}^{IMU_0}(t)\vec{f}^{IMU}(t)dt \tag{2.6}$$

Les détails du calcul en temps réel de $\vec{\beta}$, notamment la question de la méthode d'intégration, sont donnés au paragraphe 2.1.2.2.

L'équation (2.3) peut donc être écrite ainsi :

$$\vec{\alpha}(\tau) = R_{IMU_0}^{NED_0}\vec{\beta}(\tau) \tag{2.7}$$

On définit $[q_\alpha](\tau)$ et $[q_\beta](\tau)$ comme les quaternions associés respectivement aux vecteurs $\vec{\alpha}(\tau)$ et $\vec{\beta}(\tau)$, tels que $[q_\alpha](\tau) = \begin{pmatrix} 0 \\ \vec{\alpha}(\tau) \end{pmatrix}$ et $[q_\beta](\tau) = \begin{pmatrix} 0 \\ \vec{\beta}(\tau) \end{pmatrix}$. Ils permettent d'écrire sous forme de quaternions l'équation de pseudo-mesure de vitesse longitudinale :

$$[q_\alpha](\tau) = q_{IMU_0}^{NED_0} \times [q_\beta](\tau) \times q_{NED_0}^{IMU_0} \tag{2.8}$$

On peut ensuite faire une multiplication par $q_{IMU_0}^{NED_0}$ par la droite et réorganiser les termes de l'équation :

$$[q_\alpha](\tau) \times q_{IMU_0}^{NED_0} - q_{IMU_0}^{NED_0} \times [q_\beta](\tau) = (0_{4\times1}) \tag{2.9}$$

Enfin, grâce aux propriétés des quaternions données par les équations (1.7) et (1.8), on peut écrire cette équation sous forme matricielle :

$$(\gamma([q_\alpha](\tau)) - \chi([q_\beta](\tau)))\, q_{IMU_0}^{NED_0} = (0_{4\times1}) \tag{2.10}$$

L'équation (2.10) forme la partie Velocity Matching du modèle de mesure.

Attitude Matching

L'attitude de l'IMU dans le repère NED_0 peut être représentée par le quaternion $q_{IMU}^{NED_0}$. Ce quaternion peut être décomposé ainsi :

$$q_{IMU}^{NED_0} = q_{IMU_0}^{NED_0} \times q_{IMU}^{IMU_0} \tag{2.11}$$

Il peut également être décomposé ainsi :

$$q_{IMU}^{NED_0} = q_{INS}^{NED_0} \times q_{IMU}^{INS} \tag{2.12}$$

En soustrayant l'équation (2.11) à l'équation (2.12), on obtient :

$$q_{IMU_0}^{NED_0} \times q_{IMU}^{IMU_0} - q_{INS}^{NED_0} \times q_{IMU}^{INS} = (0_{4\times1}) \tag{2.13}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Grâce aux propriétés des quaternions données par les équations (1.7) et (1.8), on peut écrire cette équation sous forme matricielle :

$$\chi(q_{IMU}^{IMU_0})q_{IMU_0}^{NED_0} - \gamma(q_{INS}^{NED_0})q_{IMU}^{INS} = (0_{4\times1}) \tag{2.14}$$

D'après la définition du vecteur d'état X_1 donné en équation (2.1), on obtient ainsi l'équation d'Attitude Matching du modèle de mesure :

$$(0_{4\times1}) = \begin{pmatrix} \chi(q_{IMU}^{IMU_0}) & -\gamma(q_{INS}^{NED_0}) \end{pmatrix} X_1 \tag{2.15}$$

Modèle de mesure complet du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables

En combinant le modèle de Velocity Matching donné en équation (2.10) et le modèle d'Attitude Matching donné en équation (2.15), on obtient :

$$(0_{8\times1}) = \begin{pmatrix} \gamma([q_\alpha](\tau)) - \chi([q_\beta](\tau)) & 0_{4\times4} \\ \chi(q_{IMU}^{IMU_0}) & -\gamma(q_{INS}^{NED_0}) \end{pmatrix} X_1 \tag{2.16}$$

On rappelle que X_1 est défini par l'équation (2.1) et les opérateurs γ et χ sont définis par les équations (1.7) et (1.8), respectivement. Les détails du calcul en temps réel de $q_{IMU}^{IMU_0}$ sont donnés au paragraphe 2.1.2.2.

Pour conclure, la matrice du modèle de mesure H_1 est définie ainsi :

$$H_1 = \begin{pmatrix} \gamma([q_\alpha](\tau)) - \chi([q_\beta](\tau)) & 0_{4\times4} \\ \chi(q_{IMU}^{IMU_0}) & -\gamma(q_{INS}^{NED_0}) \end{pmatrix} \tag{2.17}$$

2.1.1.2 Un modèle de propagation original

La référence [45], d'où est tiré le modèle de mesure H_1, fait l'hypothèse que les variations de X_1 sont dues uniquement aux bruits de mesure. Pour $q_{IMU_0}^{NED_0}$, premier terme de X_1, cette hypothèse est réalisée par définition. En revanche, le second terme q_{IMU}^{INS} est variable dans le cadre de cette thèse. Il est donc nécessaire de déterminer un modèle de propagation afin que l'observateur puisse anticiper les variations de q_{IMU}^{INS}. Ce modèle de propagation, nommé A_1, doit satisfaire l'équation (1.42).

D'après l'équation (1.15), la dérivée de q_{IMU}^{INS} s'écrit ainsi :

$$\dot{q}_{IMU}^{INS} = \frac{1}{2} q_{IMU}^{INS} \times [q_\omega]_{IMU/INS}^{IMU} \tag{2.18}$$

avec :

- $[q_\omega]_{IMU/INS}^{IMU}$ le quaternion associé à $\vec{\omega}_{IMU/INS}^{IMU}$.
- $\vec{\omega}_{IMU/INS}^{IMU}$ la vitesse de rotation de l'IMU par rapport à l'INS, exprimée dans le repère IMU.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Cette vitesse angulaire n'est pas connue telle quelle, on la décompose donc ainsi :

$$\vec{\omega}^{IMU}_{IMU/INS} = \vec{\omega}^{IMU}_{IMU/NED} - \vec{\omega}^{IMU}_{INS/NED} \tag{2.19}$$

avec $\vec{\omega}^{IMU}_{IMU/NED}$ la vitesse de rotation de l'IMU par rapport au repère NED, exprimée dans le repère IMU ; c'est-à-dire la vitesse de rotation donnée par les gyromètres de l'IMU. Exprimée en quaternions, l'équation (2.19) s'écrit ainsi :

$$[q_\omega]^{IMU}_{IMU/INS} = [q_\omega]^{IMU}_{IMU/NED} - [q_\omega]^{IMU}_{INS/NED} \tag{2.20}$$

Le second terme $[q_\omega]^{IMU}_{INS/NED}$ reste inconnu tel quel. On applique donc l'équation (1.11) pour effectuer un changement de repère en quaternions :

$$[q_\omega]^{IMU}_{IMU/INS} = [q_\omega]^{IMU}_{IMU/NED} - q^{IMU}_{INS} \times [q_\omega]^{INS}_{INS/NED} \times q^{INS}_{IMU} \tag{2.21}$$

avec :

- $[q_\omega]^{INS}_{INS/NED}$ le quaternion associé à $\vec{\omega}^{INS}_{INS/NED}$
- $\vec{\omega}^{INS}_{INS/NED}$ la vitesse de rotation de l'INS par rapport au repère NED exprimée dans le repère INS, c'est-à-dire la vitesse de rotation donnée par les gyromètres de l'INS.

En utilisant l'équation (2.21) pour réécrire l'équation (2.18), on obtient :

$$\dot{q}^{INS}_{IMU} = \frac{1}{2} q^{INS}_{IMU} \times ([q_\omega]^{IMU}_{IMU/NED} - q^{IMU}_{INS} \times [q_\omega]^{INS}_{INS/NED} \times q^{INS}_{IMU}) \tag{2.22}$$

En développant l'équation précédente, on obtient :

$$\dot{q}^{INS}_{IMU} = \frac{1}{2} (q^{INS}_{IMU} \times [q_\omega]^{IMU}_{IMU/NED} - [q_\omega]^{INS}_{INS/NED} \times q^{INS}_{IMU}) \tag{2.23}$$

En utilisant les opérateurs γ et χ, définis par les équations (1.7) et (1.8), on peut exprimer l'équation précédente sous forme matricielle :

$$\dot{q}^{INS}_{IMU} = \frac{1}{2} (\chi([q_\omega]^{IMU}_{IMU/NED}) q^{INS}_{IMU} - \gamma([q_\omega]^{INS}_{INS/NED}) q^{INS}_{IMU}) \tag{2.24}$$

En factorisant cette équation, on obtient le modèle de propagation de q^{INS}_{IMU}, second terme du vecteur d'état X_1 :

$$\dot{q}^{INS}_{IMU} = \frac{1}{2} (\chi([q_\omega]^{IMU}_{IMU/NED}) - \gamma([q_\omega]^{INS}_{INS/NED})) q^{INS}_{IMU} \tag{2.25}$$

En rappelant que le premier terme de X_1 est invariant dans le temps par définition, on en déduit l'équation de propagation de X_1 :

$$\dot{X}_1 = \begin{pmatrix} 0_{4\times4} & 0_{4\times4} \\ 0_{4\times4} & \frac{1}{2}\chi([q_\omega]^{IMU}_{IMU/NED}) - \frac{1}{2}\gamma([q_\omega]^{INS}_{INS/NED}) \end{pmatrix} X_1 \tag{2.26}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Le modèle de propagation ainsi défini est nommé A_1, tel que :

$$A_1 = \begin{pmatrix} 0_{4\times4} & 0_{4\times4} \\ 0_{4\times4} & \frac{1}{2}\chi([q_\omega]^{IMU}_{IMU/NED}) - \frac{1}{2}\gamma([q_\omega]^{INS}_{INS/NED}) \end{pmatrix} \tag{2.27}$$

L'équation (2.25) est un modèle de propagation original exprimant les variations dans le temps du quaternion q^{INS}_{IMU}, représentant le changement de repère entre deux plateformes inertielles. Ce modèle de propagation étend le modèle présenté dans la référence [45] qui s'appliquait exclusivement à des changements de repère stables dans le temps.

Si q^{INS}_{IMU} est constant dans le temps, le changement de repère décrit dans l'équation (2.25) devient $\frac{1}{2}\chi([q_\omega]^{IMU}_{IMU/NED}) - \frac{1}{2}\gamma([q_\omega]^{INS}_{INS/NED})q^{INS}_{IMU} = 0$, et A_1 devient une matrice nulle.

La dynamique de cette matrice A_1 doit être discretisée avec, par exemple, une méthode d'Euler explicite, ainsi permettant d'obtenir la matrice A_k en équation (1.42) nécessaire pour l'écriture des équations du filtre de Kalman.

2.1.1.3 Cas statique

Si les plateformes inertielles sont immobiles depuis le début de l'utilisation de l'algorithme, la vitesse longitudinales $\vec{v}^{NED_0}_{IMU/T}$. Par extension, $\vec{v}^{NED_0}_{NED/T|comp}(t)$ est nulle pout tout instant t. De plus, les repères NED et NED_0 sont confondus, le changement de repère $R^{NED_0}_{NED}(t)$ est donc égal à la matrice identité. D'après l'équation (2.5), pour tout instant $t = \tau$, $\vec{\alpha}(\tau)$ devient donc :

$$\vec{\alpha}(\tau) = \int_0^\tau \vec{g}^{NED} dt = \tau \vec{g}^{NED} \tag{2.28}$$

D'autre part, les repères IMU et IMU_0 sont confondus, la matrice de rotation $R^{IMU_0}_{IMU}(t)$ est donc égale à la matrice identité. De plus, les accéléromètres ne captent que la gravité, d'où :

$$\vec{f}^{IMU} = \vec{g}^{IMU} \tag{2.29}$$

D'après l'équation (2.6), pour tout instant $t = \tau$, $\beta(\tau)$ devient ainsi :

$$\vec{\beta}(\tau) = \int_0^\tau \vec{g}^{IMU} dt = \tau \vec{g}^{IMU} \tag{2.30}$$

Notons $[q_g]^{NED}$ et $[q_g]^{IMU}$ les quaternions respectivement associés à $\vec{g}^{NED}$ et $\vec{g}^{IMU}$. D'après les équations (2.28) et (2.30), les quaternions associés à $\vec{\alpha}(\tau)$ et $\vec{\beta}(\tau)$ deviennent alors :

$$[q_\alpha](\tau) = \tau [q_g]^{NED} \tag{2.31}$$

$$[q_\beta](\tau) = \tau [q_g]^{IMU} \tag{2.32}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

D'après les définitions données en équations (1.7) et (1.8), le modèle de Velocity Matching donné en équation (2.10) devient alors :

$$\left(\gamma(\tau[q_g]^{NED}) - \chi(\tau[q_g]^{IMU})\right) q_{IMU_0}^{NED_0} = (0_{4\times1}) \tag{2.33}$$

En factorisant, on obtient :

$$\tau\left(\gamma([q_g]^{NED}) - \chi([q_g]^{IMU})\right) q_{IMU_0}^{NED_0} = (0_{4\times1}) \tag{2.34}$$

D'autre part, les repères IMU, IMU_0, NED_0 et INS étant tous immobiles, la partie Attitude Matching du modèle de mesure donné en équation (2.17) est fixe dans le temps. Ainsi, pour tout instant $t = \tau$, la matrice de mesure en statique, notée $H_{1|stat}$, devient :

$$H_{1|stat}(\tau) = \begin{pmatrix} \tau\left(\gamma([q_g]^{NED}) - \chi([q_g]^{IMU})\right) & 0_{4\times4} \\ \chi(q_{IMU}^{IMU_0}) & -\gamma(q_{INS}^{NED_0}) \end{pmatrix} \tag{2.35}$$

X_1 étant un quaternion d'attitude, il n'est pas égal au vecteur nul. De plus, en l'absence de mouvement, X_2 est constant. Pour tout instant $t = \tau$, les vecteurs colonnes de $H_{1|stat}(\tau)$ forment donc une famille linéairement dépendante, et $H_{1|stat}(\tau)$ n'est donc pas de rang 8.

On considère ensuite un pas de temps $\tau+1$. D'après l'équation (2.35), les quatre premières lignes de $H_{1|stat}(\tau+1)$ sont un multiple des quatres premières lignes de $H_{1|stat}(\tau)$, et les quatre dernières lignes de $H_{1|stat}(\tau+1)$ sont égales à celles de $H_{1|stat}(\tau)$. Par conséquent, la matrice $\begin{pmatrix} H_{1|stat}(\tau) \\ H_{1|stat}(\tau+1) \end{pmatrix}$ est de rang inférieur à 8. Par récursion, il en découle :

$$rang \begin{pmatrix} H_{1|stat}(\tau) \\ H_{1|stat}(\tau+1) \\ H_{1|stat}(\tau+2) \\ H_{1|stat}(\tau+3) \\ H_{1|stat}(\tau+4) \\ H_{1|stat}(\tau+5) \\ H_{1|stat}(\tau+6) \\ H_{1|stat}(\tau+7) \end{pmatrix} < 8 \tag{2.36}$$

De plus, en l'absence de mouvements, pour tout instant $t = \tau$ la matrice de propagation discrète $A_{1|stat}(\tau)$ est égale à la matrice identité. Par conséquent :

$$rang \begin{pmatrix} H_{1|stat}(\tau) \\ H_{1|stat}(\tau+1)A_{1|stat}(\tau) \\ H_{1|stat}(\tau+2)A_{1|stat}(\tau+1) \\ H_{1|stat}(\tau+3)A_{1|stat}(\tau+2) \\ H_{1|stat}(\tau+4)A_{1|stat}(\tau+3) \\ H_{1|stat}(\tau+5)A_{1|stat}(\tau+4) \\ H_{1|stat}(\tau+6)A_{1|stat}(\tau+5) \\ H_{1|stat}(\tau+7)A_{1|stat}(\tau+6) \end{pmatrix} < 8 \tag{2.37}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Le critère d'observabilité donné dans [47] n'est donc pas respecté : X_1 n'est donc pas totalement observable dans le cas statique, c'est à dire si les plateformes sont immobiles depuis le début de la mesure.

2.1.2 Préparation des entrées du filtre de Kalman

Le calcul du modèle de mesure décrit au paragraphe 2.1.1.1 requiert deux termes qui ne sont pas immédiatement délivrés par les capteurs disponibles. Ces termes sont $\vec{v}^{NED_0}_{NED/T|comp}$, utilisé dans le calcul du terme $\vec{\alpha}$ par l'équation (2.4), et $q^{IMU_0}_{IMU}$, utilisé dans le calcul du modèle de mesure dans l'équation (2.16). Les paragraphes ci-dessous détaillent les calculs de ces termes, ainsi que la méthode d'intégration utilisée dans l'équation (2.6), donnant le terme $\vec{\beta}$.

2.1.2.1 Compensation du bras de levier et des mouvements du positionneur

Le paragraphe ci-dessous précise le calcul du terme $\vec{v}^{NED_0}_{NED/T|comp}$, utilisé dans l'équation (2.4).

Pour expliquer la nécessité de ce calcul de manière intuitive, on rappelle que le transfert d'alignement compare deux mêmes variables exprimées dans deux repères différents, afin d'estimer le changement entre ces deux repères. Pour que le transfert d'alignement fonctionne, il faut donc que le terme issu de l'INS ($\vec{v}^{NED_0}_{NED/T|comp}$) et celui issu de l'IMU (inclus dans $\vec{\beta}(t)$) expriment la même variable.

A cause des mouvements de rotation du véhicule et de la distance entre l'INS et l'IMU (le bras de levier), une différence de vitesse apparaît entre les deux repères, qui doit être compensée pour que le transfert d'alignement fonctionne correctement. En plus de cela, dans le cas d'application actuel, l'INS et l'IMU sont séparés par les axes du positionneur, lesquels peuvent induire des rotations supplémentaires, et donc un différentiel de vitesse qui devra également être compensé.

$\vec{v}^{NED_0}_{NED/T|comp}$ décrit donc la vitesse longitudinale de l'INS maître par rapport au repère géocentrique, exprimée dans le repère NED_0, à laquelle on a ajouté la vitesse induite par les rotations et le bras de levier. Ce terme est donc également une estimation de $\vec{v}^{NED_0}_{IMU/T}$, la vitesse de l'IMU par rapport au repère terrestre exprimée dans le repère NED_0.

En décomposant $\vec{v}^{NED_0}_{IMU/T}$, on obtient :

$$\vec{v}^{NED_0}_{IMU/T} = R^{NED_0}_{NED}(\vec{v}^{NED}_{IMU/INS} + \vec{v}^{NED}_{INS/T}) \tag{2.38}$$

avec :

- $R^{NED_0}_{NED}$ le changement de repère entre le repère NED à l'instant $t = 0$ et le repère NED à l'instant présent. Si le véhicule s'est peu déplacé depuis le début de l'utilisation de l'algorithme, ce terme vaut la matrice identité. Dans le cas contraire, il peut être calculé en connaissant les positions successives du véhicule et la courbure terrestre.
- $\vec{v}^{NED}_{IMU/INS}$ la vitesse de l'IMU par rapport à l'INS, exprimée dans le repère NED.
- $\vec{v}^{NED}_{INS/T}$ la vitesse de l'INS maître exprimée dans le repère NED, c'est-à-dire la vitesse longitudinale donnée en sortie de l'INS maître.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Le dernier terme $\vec{v}^{NED}_{IMU/INS}$ est inconnu et doit être calculé. Il s'agit d'un calcul de composition utilisant les sorties des codeurs des axes du positionneur, les dimensions des différentes parties du positionneur et la distance INS-pied du positionneur. Ce calcul dépend donc de la configuration de la station SOTM considérée.

Le calcul suivant correspond à un positionneur à deux axes mécaniques : un axe Azimut et un axe Elévation.

On rappelle la définition des termes suivants :

- $R^{El}_{Az} = R_{or}R_y(\theta_{El})$, comme explicité au paragraphe 1.1.3.8. Dans le cadre du calcul du bras de levier, le terme R_{or}, inconnu, est négligé et considéré comme égal à l'identité. θ_{El} est fourni par le codeur de l'axe Elévation.
- $R^{Az}_{Pos} = R_z(\theta_{Az})$, comme explicité au paragraphe 1.1.3.7. θ_{Az} est fourni par le codeur de l'axe Azimut.
- $S(\vec{v}) = \begin{pmatrix} 0 & -v_3 & v_2 \\ v_3 & 0 & -v_1 \\ -v_2 & v_1 & 0 \end{pmatrix}$ la matrice antisymétrique associée au vecteur $\vec{v} = \begin{pmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{pmatrix}$.

On définit également les termes suivants :

- $\vec{MA}$ est le vecteur pointant de l'INS maître à l'axe Azimut, au niveau du pied du positionneur.
- $\vec{AE}$ est le vecteur pointant de l'axe Azimut à l'axe Elévation.
- $\vec{ES}$ est le vecteur pointant de l'axe Elévation à l'IMU esclave.
- $\vec{\omega}_{Az} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta}_{Az} \end{pmatrix}$, $\dot{\theta}_{Az}$ étant obtenu en dérivant les mesures du codeur Azimut.
- $\vec{\omega}_{El} = \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\theta}_{El} \\ 0 \end{pmatrix}$, $\dot{\theta}_{El}$ étant obtenu en dérivant les mesures du codeur Elévation.

Par composition des vitesses, en négligeant les erreurs d'orthogonalité et d'alignement, on obtient :

$$\begin{aligned}\vec{v}^{NED}_{IMU/INS} = {} & R^{NED}_{INS}(S(\vec{\omega}^{NED}_{INS/NED})(\vec{MA} + R^{Az}_{Pos}(\vec{AE} + R^{El}_{Az}\vec{ES}))) \\ & + R^{NED}_{INS}R^{Az}_{Pos}(S(\vec{\omega}_{Az})(\vec{AE} + R^{El}_{Az}\vec{ES})) + R^{NED}_{INS}R^{Az}_{Pos}R^{El}_{Az}S(\vec{\omega}_{El})\vec{ES} \quad (2.39)\end{aligned}$$

En utilisant les équations (2.39) et (2.38), on obtient donc une estimation de $\vec{v}^{NED_0}_{IMU/T}$. Cette estimation, obtenue en partant de la vitesse INS maître et en la compensant des vitesses liées aux différents bras de levier, constitue le terme $\vec{v}^{NED_0}_{NED/T|comp}$. Le calcul de cette estimation requiert de connaître les dimensions du système, les positions successives du véhicule, et les positions et vitesses angulaires sur les différents axes du positionneur.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

2.1.2.2 Intégration de la vitesse de rotation et de l'accélération

Dans les transferts d'alignement modernes, la vitesse et l'attitude de la plateforme inertielle esclave sont des variables directement fournies par les capteurs, bien qu'elles contiennent des erreurs de mesures liées à la qualité desdits capteurs [48] [49] [50]. En revanche, dans le présent cas d'application, l'IMU esclave ne fournit que des mesures de vitesse de rotation et d'accélération. Afin de calculer $q_{IMU}^{IMU_0}$ dans l'équation (2.16) et $\int_0^t R_{IMU}^{IMU_0} \vec{f}^{IMU} dt$ dans l'équation (2.6), ces mesures doivent être intégrées en temps réel.

On applique à $q_{IMU}^{IMU_0}$ la formule (1.15) de dérivée d'un quaternion d'attitude :

$$\dot{q}_{IMU}^{IMU_0} = \frac{1}{2} q_{IMU}^{IMU_0} \times \vec{\omega}_{IMU/IMU_0}^{IMU}. \tag{2.40}$$

Comme le repère $\mathcal{R}_{IMU_0}$ est immobile par rapport au repère inertiel, $\vec{\omega}_{IMU/IMU_0}^{IMU}$ correspond à la mesure fournie par les gyromètres esclaves. L'équation (2.40) peut donc être intégrée en utilisant $q_{IMU}^{IMU_0}$ à l'instant t pour calculer $q_{IMU}^{IMU_0}$ à l'instant $t+1$.

Il reste la question de l'initialisation. Les méthodes traditionnelles de Rapid Transfer Alignment, comme celle présentée en [6], s'appuient sur l'attitude de la plateforme esclave par rapport au repère inertiel. Ces méthodes requièrent donc d'approximer l'attitude esclave initiale par l'attitude maître. Dans la méthode utilisée ici, le terme $q_{IMU}^{IMU_0}$ désigne le changement de repère entre l'attitude initiale de l'IMU esclave et son attitude actuelle. A $t = 0$, les repères $\mathcal{R}_{IMU}$ et $\mathcal{R}_{IMU_0}$ sont alignés ; par conséquent, $q_{IMU}^{IMU_0} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}^T$.

$R_{IMU}^{IMU_0}$ peut être calculé à partir de $q_{IMU}^{IMU_0}$. Cela permet l'intégration de la mesure accéléromètre esclave dans l'équation (2.6). Cette intégration est initialisée par $\vec{\beta}(0) = 0$.

Il est à noter que les mesures $\vec{\omega}_{IMU/IMU_0}^{IMU}$ et $\vec{f}^{IMU}$ comportent des erreurs dues aux imperfections de l'IMU esclave. Ces erreurs vont s'accumuler avec le temps lors du processus d'intégration et vont progressivement faire dériver $q_{IMU}^{IMU_0}$ et $\vec{\beta}(t)$ de leur valeurs réelles.

Les algorithmes de transfert d'alignement sont traditionnellement utilisés sur de courtes périodes de temps, et donc la dérive due aux erreurs d'intégration peut généralement être négligée. Ce n'est pas le cas ici, où l'estimation doit être maintenue continuellement pour des périodes de temps dépassant les dizaines de minutes. La question de la dérive est étudiée aux paragraphes 3.2.1.2 et 3.2.1.5.

2.1.3 Conclusion sur le modèle de Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables

Cet algorithme est composé d'un modèle de mesure, adapté de la littérature, et d'un modèle de propagation, développé au cours de cette thèse. Ces deux modèles, exploités par filtrage de Kalman, permettent l'estimation de q_{IMU}^{INS} à partir de mesures d'attitude, de vitesse longitudinale et de vitesse de rotation en provenance de l'INS et de l'IMU.

L'avantage de la combinason attitude-vitesse est que ces mesures sont d'une variabilité moindre que l'accélération ou la vitesse angulaire. De plus, l'attitude est toujours non-nulle et cette mesure fournit donc des informations même quand le porteur est immobile.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Cependant, l'IMU fournit uniquement des mesures d'accélération et de vitesse angulaire. Ces mesures doivent donc être intégrées au cours du temps pour obtenir les mesures utilisables par le modèle. Cela introduit un risque d'accumulation d'erreurs.

De plus, les mouvements des axes du positionneur et la présence d'une distance entre l'INS et l'IMU perturbent la comparaison des variables en provenance de chaque plateforme. Le problème n'est pas que le changement de repère est variable, mais que le mouvement capté par l'IMU est différent de celui capté par l'INS. Ces différences doivent être compensées dans la mesure du possible en utilisant les mesures des codeurs du positionneur.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

2.2 Rotation Rate-Acceleration Matching pour l'estimation de grands angles variables

L'algorithme de transfert d'alignement présenté en section précédente s'appuie sur la comparaison des attitudes et vitesses longitudinales de l'INS maître et de l'IMU esclave, afin de calculer le changement de repère entre ces deux plateformes inertielles. La présente section expose une variante de cet algorithme, utilisant cette fois-ci des mesures de vitesse angulaire et d'accélération. Sa structure globale est présentée en figure 2.2.

L'avantage d'utiliser ces mesures est qu'elles sont directement données par les capteurs disponibles, sans avoir besoin de passer par les étapes d'intégration décrites au paragraphe 2.1.2.2, qui sont des sources potentielles de dérive. Leur inconvénient est qu'elles ne sont que partiellement disponibles quand les plateformes inertielles sont immobiles : dans ce cas de figure, la vitesse angulaire est nulle et la seule accélération subie par le système est celle de la pesanteur.

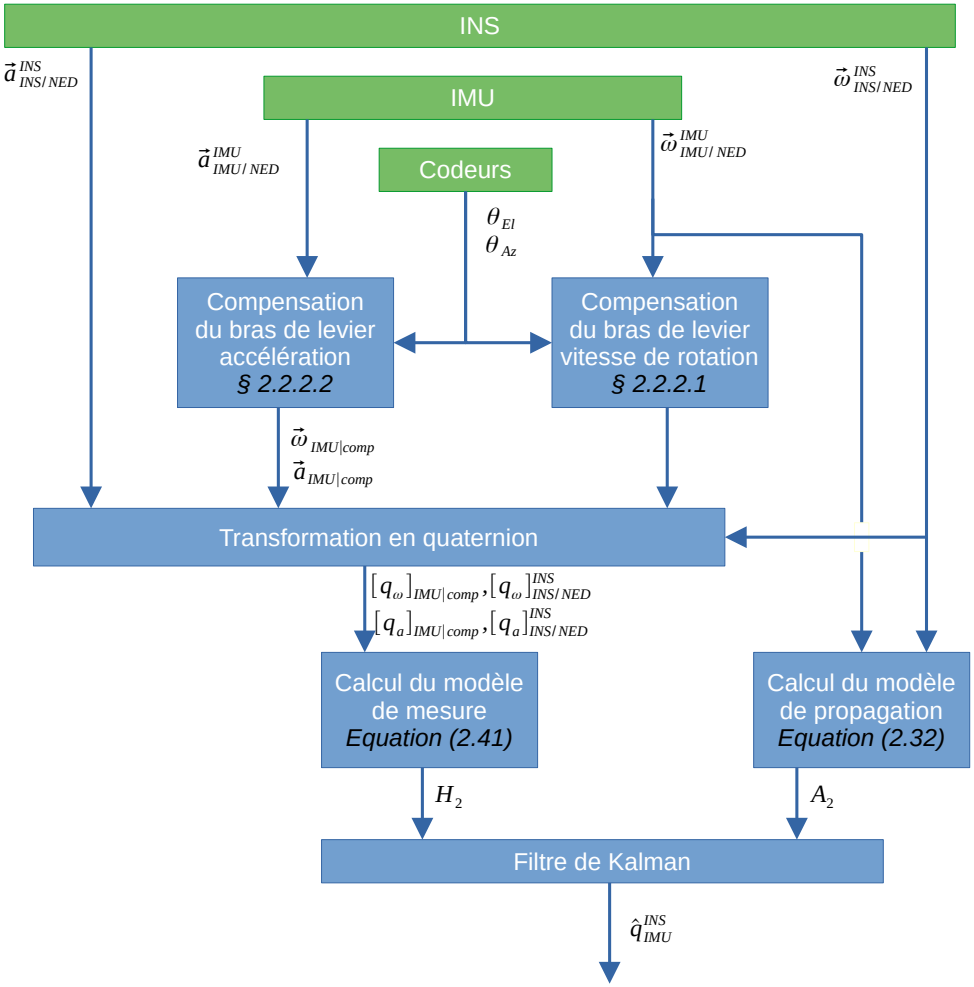

FIGURE 2.2 – Schéma d'ensemble de l'algorithme de Rotation Rate-Acceleration Matching avec une représentation en quaternion.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

2.2.1 Modèles pour l'estimation du changement de repère q_{IMU}^{INS}

La partie centrale de l'algorithme est le modèle permettant d'observer le changement de repère q_{IMU}^{INS} entre l'INS maître et l'IMU esclave. Composé d'un modèle de mesure H_2 et d'un modèle de propagation A_2, ce modèle est utilisé dans un filtre de Kalman afin d'effectuer l'estimation.

Le vecteur d'état X_2 à estimer est composé uniquement du terme recherché q_{IMU}^{INS} :

$$X_2 = q_{IMU}^{INS} \tag{2.41}$$

Le modèle de propagation utilisé sera le même que celui décrit en équation (2.25) : il est donc exprimé par une matrice A_2 définie ainsi :

$$A_2 = \frac{1}{2}(\chi([q_\omega]_{IMU/NED}^{IMU}) - \gamma([q_\omega]_{INS/NED}^{INS})) \tag{2.42}$$

Le paragraphe suivant décrit le modèle de mesure H_2 permettant l'estimation de X_2.

2.2.1.1 Modèle de mesure

Tout comme le modèle présenté au paragraphe 2.1.1.1, le modèle développé ici est une équation de pseudo-mesure, car le vecteur de mesure Y_2, de dimension 8×1, ne contient que des termes nuls.

Le modèle complet utilise des mesures d'accélération et de vitesse angulaire. La démonstration ci-dessous utilise des accélérations, cependant, l'équation finale s'applique aux vitesses angulaires de manière parfaitement équivalente.

Pour obtenir l'équation de pseudo-mesure, on commence par décomposer l'accélération IMU $\vec{a}_{IMU/NED}^{IMU}$:

$$\vec{a}_{IMU/NED}^{IMU} = \vec{a}_{IMU/INS}^{IMU} + \vec{a}_{INS/NED}^{IMU} \tag{2.43}$$

avec :

- $\vec{a}_{IMU/NED}^{IMU}$ l'accélération de l'IMU par rapport au repère NED, exprimée dans le repère IMU, c'est-à-dire la mesure fournie par les accéléromètres de l'IMU.
- $\vec{a}_{IMU/INS}^{IMU}$ l'accélération de l'IMU par rapport à l'INS exprimée dans le repère IMU. Ce terme, inconnu tel quel, est dû aux effets de bras de levier et aux mouvements du positionneur.
- $\vec{a}_{INS/NED}^{IMU}$, l'accélération de l'INS par rapport au repère NED, exprimée dans le repère IMU. Ce terme est inconnu.

On réorganise l'équation et on l'exprime en quaternions :

$$[q_a]_{IMU/NED}^{IMU} - [q_a]_{IMU/INS}^{IMU} - [q_a]_{INS/NED}^{IMU} = 0_{8\times1} \tag{2.44}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

On rassemble les deux premiers termes en un unique terme $[q_a]_{IMU|comp} = [q_a]^{IMU}_{IMU/NED} - [q_a]^{IMU}_{IMU/INS}$. Son calcul est explicité au paragraphe 2.2.2.2.

$$[q_a]_{IMU|comp} - [q_a]^{IMU}_{INS/NED} = 0_{8\times1} \tag{2.45}$$

On applique ensuite la formule (1.11) pour appliquer un changement de repère au second terme.

$$[q_a]_{IMU|comp} - q^{IMU}_{INS} \times [q_a]^{INS}_{INS/NED} \times q^{INS}_{IMU} = 0_{8\times1} \tag{2.46}$$

$[q_a]^{INS}_{INS/NED} = \begin{pmatrix} 0 \\ \vec{a}^{INS}_{INS/NED} \end{pmatrix}$ est l'expression en quaternions de l'accélération de l'INS par rapport au repère NED, exprimée dans le repère INS. Il s'agit de la mesure fournie par les accéléromètres de l'INS maître, cette mesure est donc directement disponible.

En multipliant cette équation par q^{INS}_{IMU} à gauche, on obtient :

$$q^{INS}_{IMU} \times [q_a]_{IMU|comp} - [q_a]^{INS}_{INS/NED} \times q^{INS}_{IMU} = 0_{8\times1} \tag{2.47}$$

avec $0_{8\times1}$ le vecteur colonne ayant huit termes nuls.

Cette équation peut être mise sous forme matricielle en appliquant les opérateurs γ et χ, décrits respectivement par les équations (1.7) et (1.8) :

$$\chi([q_a]_{IMU|comp})q^{INS}_{IMU} - \gamma([q_a]^{INS}_{INS/NED})q^{INS}_{IMU} = 0_{8\times1} \tag{2.48}$$

En factorisant, on obtient l'équation de pseudo-mesure linéaire par rapport au terme recherché q^{INS}_{IMU} :

$$(\chi([q_a]_{IMU|comp}) - \gamma([q_a]^{INS}_{INS/NED}))q^{INS}_{IMU} = 0_{8\times1} \tag{2.49}$$

En appliquant le même raisonnement aux mesures de vitesse angulaire, on obtient le modèle de mesure complet :

$$(0_{8\times1}) = \begin{pmatrix} \chi([q_\omega]_{IMU|comp}) - \gamma([q_\omega]^{INS}_{INS/NED}) \\ \chi([q_a]_{IMU|comp}) - \gamma([q_a]^{INS}_{INS/NED}) \end{pmatrix} X_2 \tag{2.50}$$

Le calcul du terme $\vec{\omega}_{IMU|comp}$, vitesse angulaire esclave compensée des mouvements du positionneur, est explicité au paragraphe 2.2.2.1.

Pour conclure, la matrice du modèle de mesure H_2, utilisée dans le filtre de Kalman, est définie ainsi :

$$H_2 = \begin{pmatrix} \chi([q_\omega]_{IMU|comp}) - \gamma([q_\omega]^{INS}_{INS/NED}) \\ \chi([q_a]_{IMU|comp}) - \gamma([q_a]^{INS}_{INS/NED}) \end{pmatrix} \tag{2.51}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

2.2.1.2 Cas statique

Si les plateformes inertielles sont immobiles, $\vec{\omega}^{INS}_{INS/NED}$ et $\vec{\omega}_{IMU|comp}$ sont toutes les deux nulles. De plus, les accéléromètres ne captent que la gravité. La matrice de mesure H_2 présentée en équation (2.51) devient :

$$H_2 = \begin{pmatrix} 0_{4\times4} \\ \chi([q_a]_{IMU|comp}) - \gamma([q_a]^{INS}_{INS/NED}) \end{pmatrix} \tag{2.52}$$

Le modèle de mesure utile devient donc :

$$(0_{4\times1}) = \begin{pmatrix} \chi([q_a]_{IMU|comp}) - \gamma([q_a]^{INS}_{INS/NED}) \end{pmatrix} X_2 \tag{2.53}$$

On notera $H_{2|stat} = \begin{pmatrix} \chi([q_a]_{IMU|comp}) - \gamma([q_a]^{INS}_{INS/NED}) \end{pmatrix}$ la matrice de mesure utile en l'absence de mouvement.

X_2 étant un quaternion d'attitude, il n'est pas égal au vecteur nul. De plus, en l'absence de mouvement, X_2 est constant. Les vecteurs colonnes de $H_{2|stat}$ forment donc une famille linéairement dépendante, et $H_{2|stat}$ n'est donc pas de rang 4. De plus, en l'absence de mouvements, la matrice de propagation discrète $A_{2|stat} = I_4$. Par conséquent :

$$rang \begin{pmatrix} H_{2|stat} \\ H_{2|stat}A_2 \\ H_{2|stat}A_2^2 \\ H_{2|stat}A_2^3 \end{pmatrix} = rang \begin{pmatrix} H_{2|stat} \\ H_{2|stat} \\ H_{2|stat} \\ H_{2|stat} \end{pmatrix} < 4 \tag{2.54}$$

Le critère de Kalman pour l'observabilité n'est donc pas respecté : X_2 n'est donc pas totalement observable en l'absence de mouvements. En pratique, l'estimation du cap est impossible en l'absence de mouvements, car la seule accélération captée est la gravité, colinéaire à $\vec{z}_{Down}$.

2.2.2 Préparation des entrées du filtre de Kalman

Le calcul du modèle de mesure décrit au paragraphe 2.2.1.1 requiert deux termes qui ne sont pas immédiatement délivrés par les capteurs disponibles. Ces termes sont $\vec{\omega}_{IMU|comp}$ et $\vec{a}_{IMU|comp}$, utilisés sous leurs formes quaternioniques dans le calcul du terme H_2 par l'équation (2.51). Les paragraphes ci-dessous détaillent les calculs de ces termes.

Ces compensations existent pour les mêmes raisons que celles décrites au paragraphe 2.1.2.1 : le transfert d'alignement fonctionne en effectuant deux mesures d'une même variable dans deux repères différents. L'IMU et l'INS étant mobiles l'une par rapport à l'autre, il est nécessaire d'éliminer les différentiels d'accélération et de vitesse de rotation de ces mesures.

Théoriquement, appliquer la compensation à la mesure INS ou à la mesure IMU produit des résultats équivalents. Cependant, dans le cas d'application actuel, l'IMU est situé au niveau de la ligne de visée de l'antenne Satcom, qui a vocation à rester aussi immobile que possible. Or, comme expliqué au paragraphe 2.2.1.2, le vecteur d'état n'est complètement observable que quand les plateformes subissent des mouvements. Compenser le bras de

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

levier sur la mesure INS serait donc contre-productif, puisque les mesures se rapprocheraient alors de 0 en fonctionnement nominal. On préférera donc compenser le bras de levier sur la mesure IMU.

2.2.2.1 Compensation des mouvements du positionneur pour la vitesse de rotation

La vitesse de rotation IMU doit être corrigée des mouvements du positionneur. En revanche, contrairement à l'accélération, elle n'est pas affectée par le bras de levier.

Ce paragraphe décrit le calcul du terme $\vec{\omega}_{IMU/comp}$. On rappelle que ce terme est défini ainsi :

$$\vec{\omega}_{IMU|comp} = \vec{\omega}^{IMU}_{IMU/NED} - \vec{\omega}^{IMU}_{IMU/INS} \tag{2.55}$$

Le terme $\vec{\omega}^{IMU}_{IMU/NED}$ est connu : il s'agit de la vitesse de rotation de l'IMU par rapport au repère NED exprimée dans le repère IMU. Il s'agit donc de la mesure fournie par les gyromètres de l'IMU.

Le terme $\vec{\omega}^{IMU}_{IMU/INS}$ est à calculer. Il s'agit de la vitesse de rotation de l'IMU par rapport à l'INS, exprimée dans le repère IMU. Cette vitesse de rotation est causée par les mouvements positionneurs.

Cette compensation est un calcul cinématique. La formule exacte dépend donc de la configuration de la station SOTM utilisée, notamment le nombre et l'orientation des axes. Le calcul donné ci-dessous est valable pour une configuration à deux axes mécaniques Azimut-Elévation, utilisant les notations données au paragraphe 2.1.2.1.

Ce calcul requiert les mesures des codeurs Elévation θ_{El} et Azimut θ_{Az}, ainsi que leurs dérivées $\dot{\theta}_{El}$ et $\dot{\theta}_{Az}$. Les dérivées sont obtenues en dérivant numériquement les mesures θ_{El} et θ_{Az}.

Comme défini au paragraphe 1.1.3.8, la rotation en Elévation a lieu sur l'axe y du repère Elévation. Par conséquent, la vitesse angulaire $\vec{\omega}^{El}_{El/Az}$ du repère Elévation par rapport au repère Azimut, exprimée dans le repère Elévation, s'écrit ainsi :

$$\vec{\omega}^{El}_{El/Az} = \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\theta}_{El} \\ 0 \end{pmatrix} \tag{2.56}$$

De même, la rotation en Azimut a lieu sur l'axe z du repère Azimut. Par conséquent, la vitesse angulaire $\vec{\omega}^{Az}_{Az/pos}$ du repère Azimut par rapport au repère Positionneur, exprimée dans le repère Azimut, s'écrit ainsi :

$$\vec{\omega}^{Az}_{Az/pos} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta}_{Az} \end{pmatrix} \tag{2.57}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Une fois ces termes définis, déterminer $\vec{\omega}_{IMU/comp}$ résulte de la composition des vitesses angulaires :

$$\vec{\omega}_{IMU|comp} = \vec{\omega}^{IMU}_{IMU/NED} - R^{IMU}_{El} R_y(\theta_{El}) R_{or} \vec{\omega}^{Az}_{Az/pos} - R^{IMU}_{El} \vec{\omega}^{El}_{El/Az} \tag{2.58}$$

Lors de ce calcul, on négligera les erreurs d'alignement et d'orthogonalité dans les changements de repère. Par conséquent, R^{IMU}_{Ant}, R^{Ant}_{El} et R_{or} sont supposées égales à la matrice identité I_3. Il en résulte que $R^{IMU}_{Az} = R_y(\theta_{El})$, et donc :

$$\vec{\omega}_{IMU|comp} = \vec{\omega}^{IMU}_{IMU/NED} - R_y(\theta_{El}) \vec{\omega}^{Az}_{Az/pos} - \vec{\omega}^{El}_{El/Az} \tag{2.59}$$

2.2.2.2 Compensation du bras de levier et des mouvements du positionneur pour l'accélération

Ce paragraphe décrit le calcul du terme $\vec{a}_{IMU|comp}$. On rappelle que ce terme est défini ainsi :

$$\vec{a}_{IMU|comp} = \vec{a}^{IMU}_{IMU/NED} - \vec{a}^{IMU}_{IMU/INS} \tag{2.60}$$

Le terme $\vec{a}^{IMU}_{IMU/NED}$ est connu : il s'agit de l'accélération de l'IMU par rapport au repère NED exprimée dans le repère IMU. Il s'agit donc de la mesure fournie par les accéléromètres de l'IMU.

Le terme $\vec{a}^{IMU}_{IMU/INS}$ est à calculer. Il s'agit de l'accélération de l'IMU par rapport à l'INS, exprimée dans le repère IMU. Cette accélération est causée par les rotations du véhicule et du positionneur, couplées à la distance entre l'INS et l'IMU générant un effet de bras de levier, et donc une accélération centripète.

Tout comme pour la vitesse de rotation traitée au paragraphe précédent, la formule de la compensation de l'accélération dépend de la configuration de la station SOTM utilisée, et le calcul donné ci-dessous est valable pour une configuration à deux axes mécaniques Azimut-Elévation.

Ce calcul requiert les données suivantes :

- les dimensions des bras de levier $\vec{MA}$, $\vec{AE}$ et $\vec{ES}$
- les mesures des codeurs Elévation θ_{El} et Azimut θ_{Az}, leurs dérivées $\dot{\theta}_{El}$ et $\dot{\theta}_{Az}$, et leurs dérivées secondes $\ddot{\theta}_{El}$ et $\ddot{\theta}_{Az}$. Les dérivées successives sont obtenues en dérivant numériquement les mesures θ_{El} et θ_{Az} par différence divisée du premier ordre.
- la vitesse de rotation maître $\omega^{INS}_{INS/NED}$ et sa dérivée $\dot{\omega}^{INS}_{INS/NED}$.

On note $\vec{\dot{\omega}}^{El}_{El/Az}$ la dérivée de $\vec{\omega}^{El}_{El/Az}$ et $\vec{\dot{\omega}}^{Az}_{Az/pos}$ la dérivée de $\vec{\omega}^{Az}_{Az/pos}$:

$$\vec{\dot{\omega}}^{El}_{El/Az} = \begin{pmatrix} 0 \\ \ddot{\theta}_{El} \\ 0 \end{pmatrix} \tag{2.61}$$

$$\vec{\dot{\omega}}^{Az}_{Az/pos} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \ddot{\theta}_{Az} \end{pmatrix} \tag{2.62}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Les approximations faites au paragraphe précédent concernant les erreurs d'alignement et d'orthogonalité sont maintenues ici ; ainsi :

- R_{Ant}^{IMU}, R_{El}^{Ant}, R_{or} et R_{INS}^{Pos} sont supposées égales à la matrice identité I_3.
- Il en résulte que $R_{Az}^{IMU} = R_y(\theta_{El})$.
- On rapelle que $R_{Pos}^{Az} = R_z(\theta_{Az})$.
- Sous ces hypothèses, $R_{INS}^{IMU} = R_y(\theta_{El})R_z(\theta_{Az})$.

Ce calcul se fait en trois temps. Il faut d'abord compenser l'effet du bras de levier entre l'INS maître et le pied du positionneur, noté $\vec{MA}$. Puis il faut compenser le bras de levier entre l'axe Azimut et l'axe Elévation, noté $\vec{AE}$. Enfin, il faut compenser le bras de levier entre l'axe Elévation et l'IMU esclave, noté $\vec{ES}$.

Par composition des accélérations, l'accélération $\vec{a}_{MA}$ due à $\vec{MA}$ est exprimée ainsi :

$$\vec{a}_{MA} = R_{INS}^{IMU}(\vec{\omega}_{INS/NED}^{INS} \wedge \vec{MA} + \vec{\omega}_{INS/NED}^{INS} \wedge (\vec{\omega}_{INS/NED}^{INS} \wedge \vec{MA})) \tag{2.63}$$

Par composition des accélérations, l'accélération $\vec{a}_{AE}$ due à $\vec{AE}$ est exprimée ainsi :

$$\vec{\omega}_{AE} = R_{INS}^{IMU}\vec{\omega}_{INS/NED}^{INS} + R_{Az}^{IMU}\vec{\omega}_{Az/pos}^{Az} \tag{2.64}$$

$$\vec{\dot{\omega}}_{AE} = R_{INS}^{IMU}\vec{\dot{\omega}}_{INS/NED}^{INS} + R_{Az}^{IMU}\vec{\dot{\omega}}_{Az/pos}^{Az} + R_{INS}^{IMU}\vec{\omega}_{INS/NED}^{INS} \wedge R_{Az}^{IMU}\vec{\omega}_{Az/pos}^{Az} \tag{2.65}$$

$$\vec{a}_{AE} = \vec{\dot{\omega}}_{AE} \wedge \vec{AE} + \vec{\omega}_{AE} \wedge (\vec{\omega}_{AE} \wedge \vec{AE}) \tag{2.66}$$

Par composition des accélérations, l'accélération $\vec{a}_{ES}$ due à $\vec{ES}$ est exprimée ainsi :

$$\vec{\omega}_{ES} = \vec{\omega}_{AE} + \vec{\omega}_{El/Az}^{El} \tag{2.67}$$

$$\vec{\dot{\omega}}_{ES} = \vec{\dot{\omega}}_{AE} + \vec{\dot{\omega}}_{El/Az}^{El} + \vec{\omega}_{AE} \wedge \vec{\omega}_{El/Az}^{El} \tag{2.68}$$

$$\vec{a}_{ES} = \vec{\dot{\omega}}_{ES} \wedge \vec{ES} + \vec{\omega}_{ES} \wedge (\vec{\omega}_{ES} \wedge \vec{ES}) \tag{2.69}$$

Le terme de compensation du bras de levier $\vec{a}_{IMU/INS}^{IMU}$ est donc exprimé ainsi :

$$\vec{a}_{IMU/INS}^{IMU} = \vec{a}_{MA} + \vec{a}_{AE} + \vec{a}_{ES} \tag{2.70}$$

Ce qui, combiné à l'équation (2.60), donne le terme $\vec{a}_{IMU|comp}$ pour l'accélération IMU compensée du bras de levier.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

2.2.3 Conclusion sur le modèle de Rotation Rate-Acceleration Matching pour de grands angles variables

Cet algorithme est composé d'un modèle de mesure et d'un modèle de propagation tous deux développés au cours de cette thèse. Il partage ce modèle de propagation avec le premier algorithme décrit en section 2.1. Ces deux modèles, exploités par filtrage de Kalman, permettent l'estimation de q_{IMU}^{INS} à partir de mesures d'accélération longitudinale et de vitesse de rotation en provenance de l'INS et de l'IMU.

Les mesures d'accélération et de vitesse angulaire présentent des variations à plus haute fréquence que la vitesse longitudinale ou l'attitude, ce qui peut perturber l'estimation. De plus, si les plateformes inertielles sont immobiles, la seule mesure captée est l'accélération de la gravité : dans ces conditions, l'estimation de l'orientation autour de l'axe $\vec{z}_{Down}$, colinéaire à la gravité, est impossible.

Cependant, toutes les mesures nécessaires à l'emploi de cet algorithme sont directement fournies par les capteurs disponibles. Aucun processus d'intégration n'est nécessaire, ce qui élimine le risque d'une accumulation progressive des erreurs.

Tout comme pour le premier algorithme présenté, les mouvements des axes du positionneur et la présence d'une distance entre l'INS et l'IMU peuvent perturber l'estimation. Ils doivent être compensés dans la mesure du possible en utilisant les mesures des codeurs du positionneur.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

2.3 Conclusion du chapitre

Au cours de cette thèse, deux algorithmes ont été développés. Leurs caractéristiques distinctives sont résumées par le tableau 2.1.

TABLE 2.1 – Tableau comparatif des caractéristiques des deux algorithmes développés

	Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables (section 2.1)	Rotation Rate-Acceleration Matching pour de grands angles variables (section 2.2)
Modèle de mesure	Equation (2.17), adaptée de la littérature	Equation (2.51), développée au cours de la thèse
Entrées du modèle de mesure	Attitudes et vitesses longitudinales	Vitesses de rotation et accélérations
Modèle de propagation	Equation (2.25), développée au cours de la thèse	
Entrées du modèle de propagation	Vitesses de rotation	
Risque théorique de dérive	Oui	Non

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Chapitre 3

Validation des algorithmes

Ce chapitre vise à étudier et à valider les performances des deux algorithmes présentés au chapitre 2. On cherche ici à confronter les performances de ces algorithmes aux besoins de précision décrits à la sous-section 1.1.4 et s'assurer qu'ils respectent bien les contraintes décrites en introduction du chapitre 2. Cela inclut :

- la capacité de l'algorithme à estimer correctement le changement de repère R_{IMU}^{INS} ;
- la capacité de l'algorithme à maintenir cette estimation dans la durée ;
- l'exploitation de l'algorithme dans son contexte industriel, c'est-à-dire la capacité du système SOTM complet à pointer correctement en direction du satellite en utilisant l'algorithme d'estimation.

Ce chapitre commence par une description de la méthodologie de test, qui comprend des essais en simulation et en banc de test. Les tests en simulation sont plus rapides à mettre en œuvre et donnent accès à plus de données, ce qui facilite l'évaluation des performances. En revanche, le banc de test se rapproche plus des conditions réelles d'utilisation, et peut donc révéler l'influence de facteurs non prévus par la simulation.

Les conditions de test sont décrites pour la simulation comme pour le banc d'essai, ainsi que les métriques utilisées pour évaluer les performances. Le protocole expérimental est détaillé à la fin de cette première section.

Les résultats de simulation sont donnés et analysés pour chacun des deux algorithmes. Pour les essais en banc de test, seul le second algorithme a été évalué, pour des raisons développées plus bas. Dans les deux cas, le temps de convergence et la précision de l'estimation sur le long terme sont particulièrement étudiées.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

3.1 Organisation des tests

Cette section est découpée en trois parties. La première décrit les dispositifs de test, à savoir l'environnement de simulation et le banc de test expérimental. Ces descriptions fournissent le contexte nécessaire à la compréhension du protocole expérimental, et permettent la reproductibilité des essais.

La sous-section suivante détaille les métriques d'évaluation utilisées pour qualifier les perfomances des algorithmes testés. Certaines métriques sont sélectionnées pour leur pertinence dans l'évaluation de la performance, d'autres sont développées pour faciliter l'analyse des résultats et comprendre certains comportements de l'algorithme, notamment une différence de résultat selon l'axe considéré.

Une fois ces descriptions données, les protocoles de test sont décrits en sous-section 3.1.3. Cette dernière explicite le déroulé des tests en simulation comme sur banc de test, et la façon dont ils s'articulent entre eux.

3.1.1 Description des dispositifs de validation

Les algorithmes présentés dans le cadre de cette thèse sont testés en simulation et en banc de test. La présente sous-section décrit les conditions de test dans ces deux dispositifs.

Dans le cas de la simulation, il s'agit d'une description de l'environnement de simulation, faite sous Matlab Simulink. Le premier paragraphe décrit la modélisation du véhicule porteur et de ses mouvements, celle du positionneur avec sa géométrie et ses caractéristiques physiques, ainsi que celle des capteurs (IMU, INS et codeurs) avec leurs défauts.

Dans le cas du banc de test, il s'agit d'une description du système SOTM utilisé, précisant le modèle et les caractéristiques techniques des différents composants. Le paragraphe 3.1.1.3 précise les interactions entre les différents éléments du banc, ainsi que les données transmises à l'ordinateur enregistrant les mesures.

Entre les deux, un paragraphe décrit l'algorithme d'asservissement des positionneurs. L'entrée de cet algorithme est R_{IMU}^{INS}, donné par l'estimateur testé ici. La sortie de cette algorithme est une consigne de courant destinée aux moteurs des positionneurs. Cet algorithme d'asservissement est présent dans la simulation tout comme dans l'ACU du banc d'essai.

3.1.1.1 Environnement de simulation

Le modèle de simulation complet est représenté en figure 3.1. Ce schéma illustre tous les éléments qui composent le modèle de simulation utilisé. Ci-dessous sont détaillés les différents éléments de l'environnement de simulation, ainsi que le calcul de la consigne de courant. L'algorithme testé sera l'un des deux algorithmes présentés au chapitre 2.

La modélisation du porteur et du positionneur utilise la bibliothèque Simscape Multibody de Matlab Simulink. Ce module permet de définir un système mécanique par des blocs connectés, pouvant représenter [51] :

- des contraintes entre deux repères, telles qu'un changement de repère ou une distance entre leurs origines

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

- des liaisons ayant un nombre déterminé de degrés de liberté, telles que des liaisons pivot ou glissière
- des forces appliquées au système, comme une force extérieure ou un frottement
- des capteurs fournissant les valeurs de variables mécaniques, comme la vitesse de rotation ou l'accélération entre deux repères

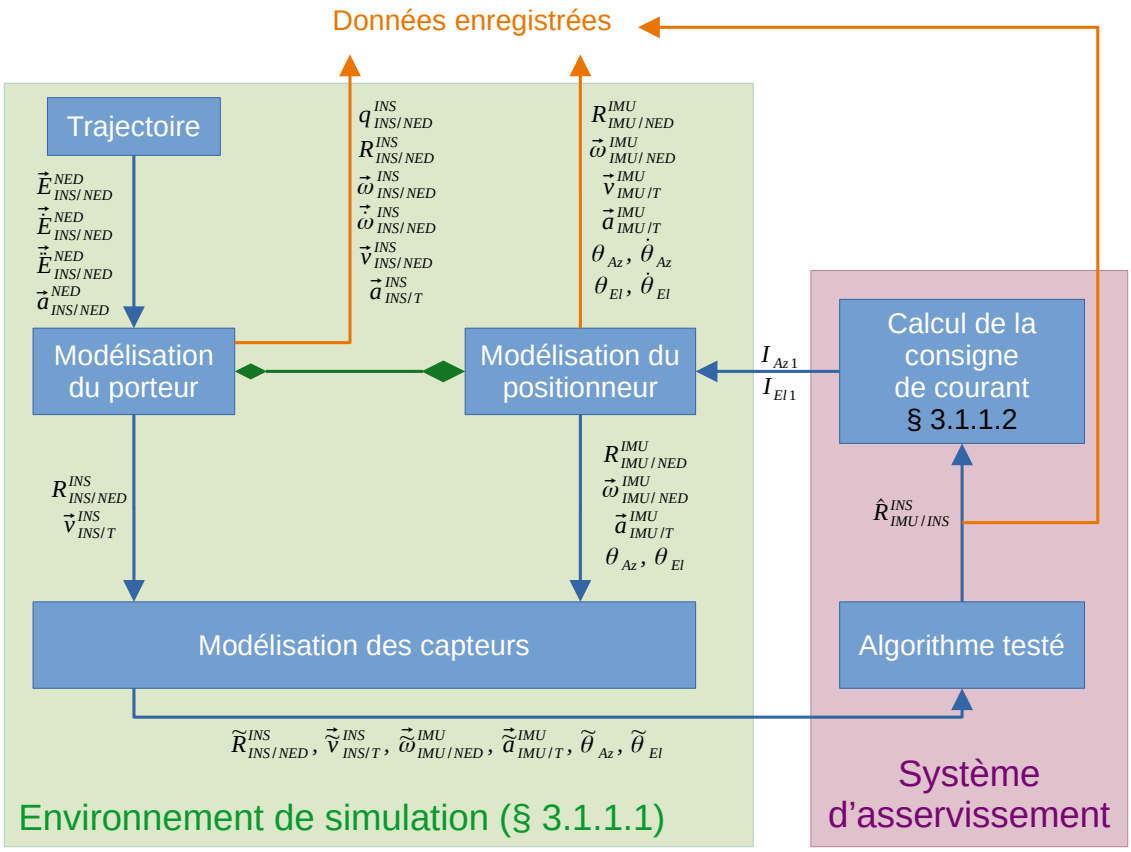

FIGURE 3.1 – Schéma d'ensemble de la simulation permettant de tester les algorithmes décrits au chapitre 2.

Dans le cadre de cette simulation, on se place dans les conditions permettant d'ignorer les forces de Coriolis, comme décrit à l'équation (2.5) : la rotation terrestre et la rotation de NED par rapport au repère terrestre sont ignorées. Le repère NED est donc considéré comme étant en translation pure par rapport au repère terrestre, et le repère INS est en rotation pure par rapport au repère NED. Ainsi, les rotations par rapport au repère NED_0 sont assimilables aux rotations et attitudes par rapport au repère NED ; et les translations par rapport au repère NED_0 sont assimilables aux rotations et attitudes par rapport au repère terrestre. Par conséquent, pour tout repère $\mathcal{R}_A$:

- $R^A_{NED_0} = R^A_{NED}$
- $q^A_{NED_0} = q^A_{NED}$
- $\vec{\omega}^A_{A/NED_0} = \vec{\omega}^A_{A/NED}$
- $\vec{\omega}^A_{A/NED_0} = \vec{\omega}^A_{A/NED}$
- $\vec{v}^A_{A/NED_0} = \vec{v}^A_{A/T}$
- $\vec{a}^A_{A/NED_0} = \vec{a}^A_{A/T}$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Modélisation du porteur

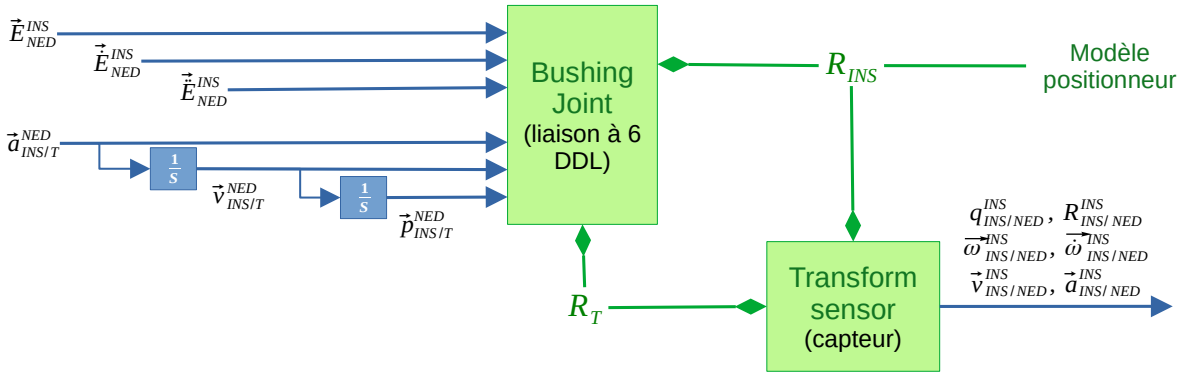

FIGURE 3.2 – Schéma d'ensemble du modèle du porteur.

La modélisation du porteur est représentée en figure 3.2. Le porteur est modélisé sur simscape par un bloc "Bushing Joint", un bloc représentant une liaison à six degrés de liberté entre le repère NED_0 et le repère INS. En ignorant les forces de Coriolis, ce bloc est assimilable à deux liaisons successives : une liaison à trois degrés de liberté en translation entre le repère terrestre et le repère NED, suivi d'une liaison à trois degrés de liberté en rotation entre le repère NED et le repère INS. Le repère INS est lui-même connecté au modèle Simscape du positionneur, présenté plus bas.

Ce bloc Bushing Joint prend en entrée des données de trajectoire : l'attitude $\vec{E}^{INS}_{NED}$ en angles d'Euler et la position $\vec{p}^{NED}_{INS/T}$, ainsi que leurs dérivées premières et secondes. Ces données déterminent les translations entre le repère terrestre et le repère NED, et les rotations du repère INS par par rapport au repère NED ; elles varient selon le test et sont développées au paragraphe 3.1.3.1.

Le bloc "Transform Sensor" est un bloc de type capteur donnant les mouvements d'un repère par rapport à un autre, exprimé dans un repère donné. Ici, un tel bloc est utilisé pour fournir les données de rotation du repère INS par rapport au repère NED, et les données de translation du repère INS par rapport au repère terrestre, le tout donné dans le repère INS. On obtient ainsi les données suivantes :

- R^{INS}_{NED}, la matrice de passage du repère NED vers le repère INS, et q^{INS}_{NED}, son équivalent en quaternion
- $\vec{\omega}^{INS}_{INS/NED}$, la vitesse de rotation de l'INS par rapport à NED exprimée dans le repère INS.
- $\dot{\vec{\omega}}^{INS}_{INS/NED}$, l'accélération angulaire de l'INS par rapport à NED exprimée dans le repère INS.
- $\vec{v}^{INS}_{INS/T}$, la vitesse longitudinale de l'INS par rapport au repère terrestre exprimée dans le repère INS.
- $\vec{a}^{INS}_{INS/T}$, l'accélération longitudinale de l'INS par rapport au repère terrestre exprimée dans le repère INS.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Modélisation du positionneur

Le positionneur simulé ici est un système à deux axes : un premier axe Azimut et un second axe Elévation. Le modèle simulé est basé sur un des positionneurs développés par l'entreprise Thales. Les repères successifs sont similaires à ceux décrits à la sous-section 1.1.3. Un schéma global du modèle du positionneur est donné en figure 3.3.

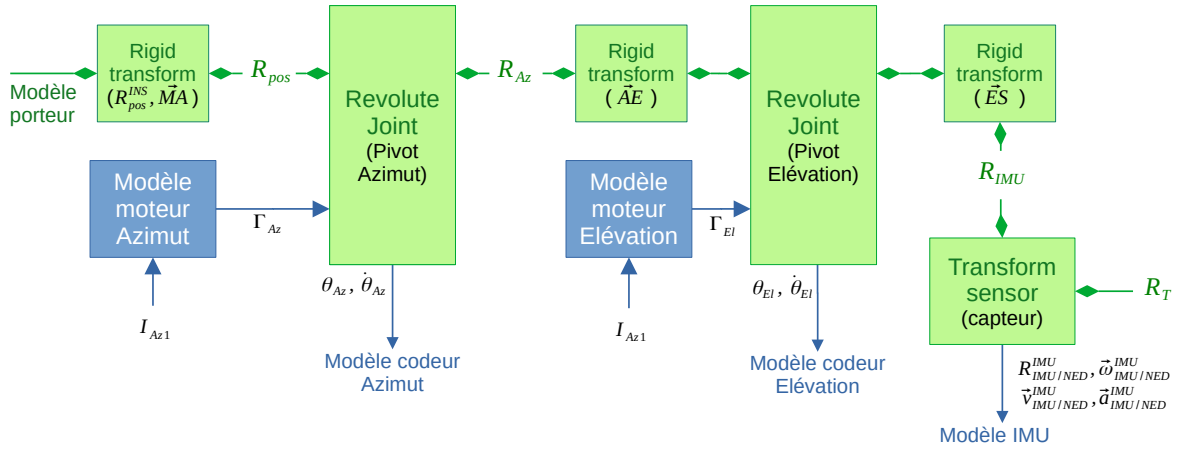

FIGURE 3.3 – Schéma d'ensemble du modèle des positionneurs.

Le pied du positionneur est séparé de l'INS par une translation $\vec{MA}$ et un changement de repère R^{Pos}_{INS} lié à l'erreur d'alignement. Ici, $\alpha_{al} = 1°$, $\beta_{al} = 2°$, $\gamma_{al} = 3°$ et $\vec{MA} = \begin{pmatrix} -1.55m \\ 0.5m \\ -1.2775m \end{pmatrix}$. Cette translation et ce changement de repère sont modélisés par un bloc "Rigid Transform" : il s'agit d'un blocs de contrainte, représentant une rotation fixe entre deux repère et/ou une translation fixe entre leurs origines.

L'axe Azimut est colinéaire à l'axe $\vec{z}$ du repère $\mathcal{R}_{Pos}$. Il est modélisé par un bloc "Revolute Joint", représentant une liaison à un degré de liberté en rotation (ou liaison pivot) ; ici, il s'agit d'une rotation autour de l'axe $\vec{z}_{Pos}$ entre le repère $\mathcal{R}_{Pos}$ et le repère $\mathcal{R}_{Az}$.

La rotation de cette liaison pivot est contrôlée par un modèle de moteur, illustré en figure 3.4, prennant en entrée une consigne de courant et donnant en sortie le couple Γ_{Az} appliqué à l'axe Azimut. Le bloc Revolute Joint calcule ensuite l'angle θ_{Az}, la vitesse angulaire $\dot{\theta}_{Az}$ et l'accélération angulaire $\ddot{\theta}_{Az}$ entre les repères $\mathcal{R}_{Pos}$ et $\mathcal{R}_{Az}$ en appliquant le modèle dynamique direct [52].

Les paramètres du moteur Azimut sont les suivants :

- $K_{conv} = 0.001$
- $S_{Az} = 9.2A$
- $K_{Az} = 2.62Nm/A$

Les origines des repères Azimut et Elévation sont séparées par une translation $\vec{AE} = \begin{pmatrix} 0m \\ 0m \\ -0.243m \end{pmatrix}$, modélisée par un bloc "Rigid Transform". L'axe Elévation est colinéaire à

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

l'axe $\vec{y}$ du repère $\mathcal{R}_{Az}$, les erreurs d'orthogonalité R_{or} étant ignorées. Il est modélisé par un bloc "Revolute Joint", représentant une rotation autour de l'axe $\vec{y}_{Az}$ entre le repère $\mathcal{R}_{Az}$ et le repère $\mathcal{R}_{El}$.

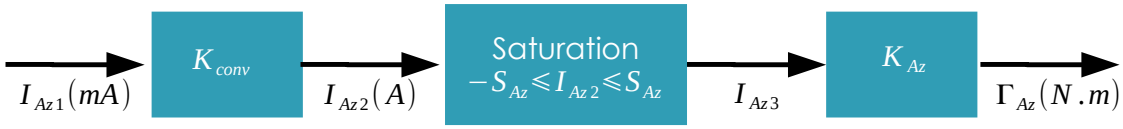

FIGURE 3.4 – Schéma-bloc du moteur Azimut.

La rotation de cette liaison pivot est contrôlée par un modèle de moteur, illustré en figure 3.5, prennant en entrée une consigne de courant et donnant en sortie le couple Γ_{El} appliqué à l'axe Elévation. Le bloc Revolute Joint calcule ensuite l'angle l'angle θ_{El}, la vitesse angulaire $\dot{\theta}_{El}$ et l'accélération angulaire $\ddot{\theta}_{El}$ entre les repères $\mathcal{R}_{Az}$ et $\mathcal{R}_{El}$ en appliquant le modèle dynamique direct [52].

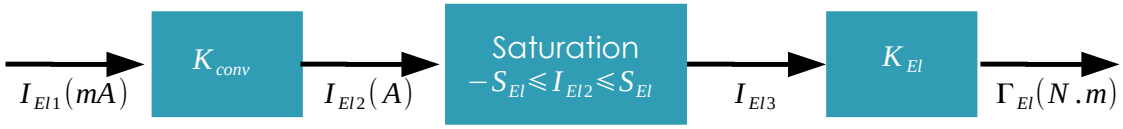

FIGURE 3.5 – Schéma-bloc du moteur Elévation.

Les paramètres du moteur Elévation sont les suivants :

- $K_{conv} = 0.001$
- $S_{El} = 3.2A$
- $K_{El} = 1.29Nm/A$

Le repère Elévation est séparé du repère IMU par une translation $\vec{ES} = \begin{pmatrix} 0.15m \\ 0m \\ 0m \end{pmatrix}$ modélisée par un bloc Rigid Transform. On considère dans le cadre de cette simulation que les repères $\mathcal{R}_{IMU}$ et $\mathcal{R}_{Ant}$ sont confondus (pas d'erreur d'harmonisation).

Un bloc Transform Sensor est utilisé pour fournir les données de rotation du repère IMU par rapport au repère NED, et les données de translation du repère IMU par rapport au repère terrestre, le tout donné dans le repère IMU. On obtient ainsi les données suivantes :

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

- R_{NED}^{IMU}, la matrice de passage du repère NED vers le repère IMU.
- $\vec{\omega}_{IMU/NED}^{IMU}$, la vitesse de rotation de l'IMU par rapport à NED exprimée dans le repère IMU.
- $\vec{v}_{IMU/T}^{IMU}$, la vitesse longitudinale de l'INS par rapport à NED exprimée dans le repère INS.
- $\vec{a}_{IMU/T}^{IMU}$, l'accélération longitudinale de l'INS par rapport à NED exprimée dans le repère INS.

Le calcul des consignes de courant I_{Az1} et I_{El1}, données en entrée des moteurs Azimut et Elévation, est précisé plus bas.

Modélisation des capteurs

Le système modélisé utilise trois types de capteurs différents : une INS sur le porteur, une IMU faisant partie de la charge antennaire, et un codeur sur chaque axe du positionneur.

L'IMU modélisée est basée sur un modèle ADIS16485 de Analog Device. Elle est simulée par un bloc "IMU" de la Navigation Toolbox de Matlab auquel s'ajoute un bloc "Delay" permettant de simuler le retard de mesure. La figure 3.6 représente son modèle de gyromètre, tandis que la figure 3.7 représente son modèle d'accéléromètre. Les erreurs modélisées, basées sur la fiche technique de l'ADIS16485 [53], sont résumées dans le tableau 3.1.

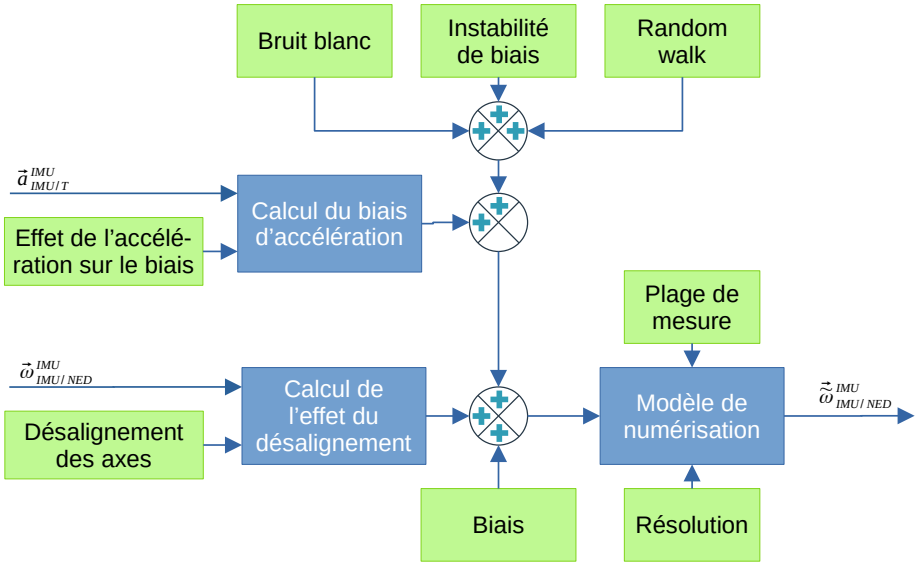

FIGURE 3.6 – Schéma-bloc du modèle de gyromètre de l'IMU.

L'INS modélisée est basée sur une Octans III. Ses erreurs de biais et bruits sont négligeables par rapport à ceux de l'IMU [13]. Par conséquent, seul son retard de mesure, pouvant atteindre 100 ms, [13] est modélisé grâce à un bloc "Delay".

Les modèles de codeurs sont basé sur des codeurs Zettlex à 18 bits. Ils ont une précision de 1.4×10^{-3}°, modélisée par un bloc "Quantizer", et comportent un retard de 1.5 ms, modélisé par un bloc "Delay" [54].

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

TABLE 3.1 – Erreurs de l'IMU modélisées en simulation

Accéléromètre	Plage de mesure		$\pm 18\,g$
	Résolution		$3.815 \times 10^{-9}\,g/LSB$
	Biais	X	$3\,mg$
		Y	$-3\,mg$
		Z	$3\,mg$
	Velocity Random Walk		$0.023\,m/sec/\sqrt{hr}$
	Instabilité de biais		$32 \times 10^{-6}\,g$
Gyromètre	Plage de mesure		$\pm 480\ °/s$
	Résolution		$3.052 \times 10^{-7}\ °/s/LSB$
	Biais	X	$0.2\ °/s$
		Y	$-0.2\ °/s$
		Z	$0.15\ °/s$
	Effet de l'accélération sur le biais		$0.009\ °/s/g$
	Angular Random Walk		$0.3\ °/\sqrt{hr}$
	Instabilité de biais		$6.25\ °/hr$
Désalignement des axes		X	$0.035°$
		Y	$0.035°$
		Z	$-0.035°$
Retard de mesure			$3\,ms$

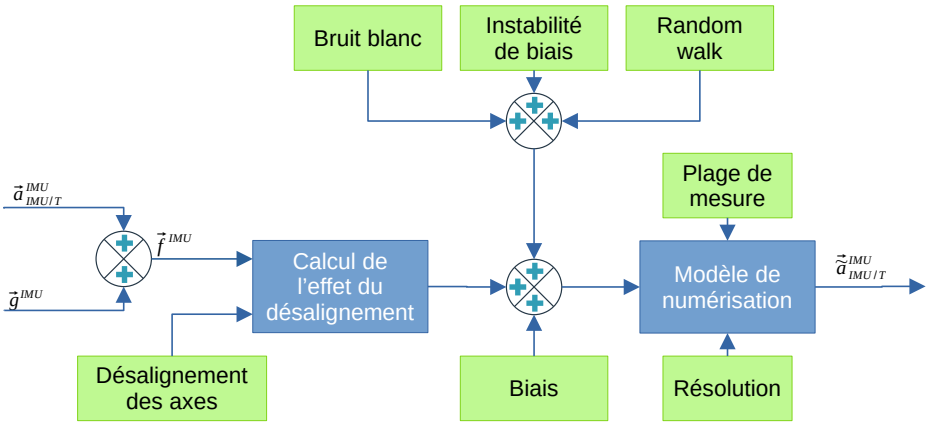

FIGURE 3.7 – Schéma-bloc du modèle d'accéléromètre de l'IMU.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

3.1.1.2 Calcul de la consigne de courant

Le calcul de la consigne de courant prend en entrée l'estimation de R_{IMU}^{INS} fournie par l'algorithme testé, et l'utilise pour calculer une consigne qui sera envoyée aux moteurs des positionneurs. Ce sous-système fait partie du code embarqué sur l'ACU lors de l'utilisation pratique du SOTM. Il est utilisé lors des essais en banc de test, et est intégré à la simulation afin d'obtenir une rétroaction réaliste sur les mouvements d'antenne.

Le calcul de la consigne de courant se fait en plusieurs étapes. Tout d'abord, à partir de la position géographique du porteur et des éphémérides du satellite visé, on calcule la direction à pointer $\vec{x}_{sat|NED}$ dans le repère NED. Ce calcul est détaillé au paragraphe 1.1.3.11.

Ensuite, à partir de ce vecteur, de l'attitude du porteur R_{INS}^{NED} fournie par l'INS, et de la matrice R_{IMU}^{INS} estimée par l'algorithme testé, on calcule la direction à pointer $\vec{x}_{sat|Ant}$ dans le repère Antenne. Ici, les erreurs d'orthogonalité entre le repère IMU et le repère Antenne sont ignorées ($R_{Ant}^{IMU} = I_3$), on considère donc ces deux repères comme confondus.

$$\vec{x}_{sat|Ant} = (R_{INS}^{NED} R_{IMU}^{INS})^T \vec{x}_{sat|NED} \tag{3.1}$$

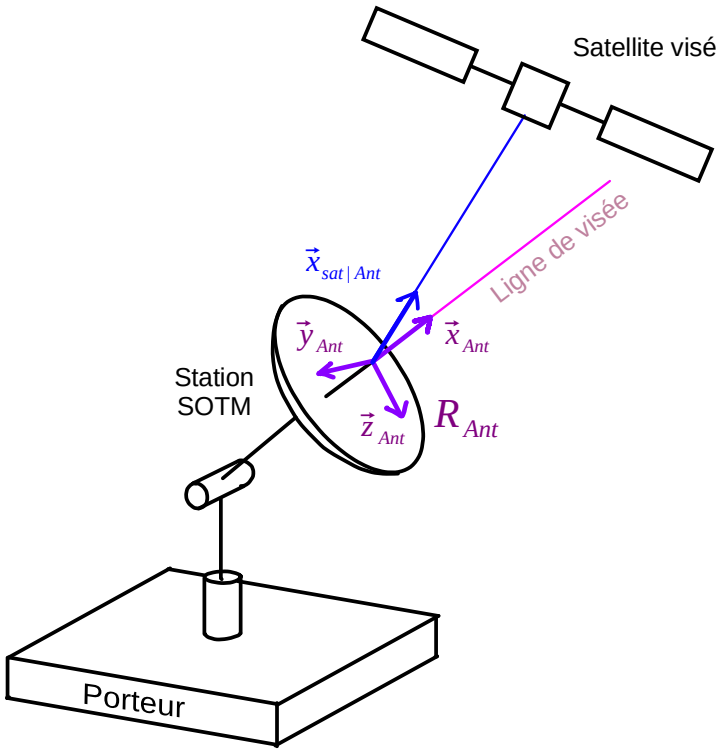

FIGURE 3.8 – Illustration du vecteur $\vec{x}_{sat|Ant}$.

On peut ensuite calculer l'angle séparant la direction actuelle de la ligne de visée $\vec{x}_{Ant}$ à sa position idéale $\vec{x}_{sat|Ant}$. On exprime cet angle en le décomposant en un angle en Cross-Elévation ϵ_{X-El} et un angle en Elévation ϵ_{El}, qui servent ensuite de consigne de position.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

En décomposant le vecteur $\vec{x}_{sat|Ant} = \begin{pmatrix} x_{sat|Ant} \\ y_{sat|Ant} \\ z_{sat|Ant} \end{pmatrix}$:

$$\epsilon_{X-El} = -atan2(y_{sat|Ant}, x_{sat|Ant}) \tag{3.2}$$

$$\epsilon_{El} = atan2(-z_{sat|Ant}, \sqrt{x^2_{sat|Ant} + y^2_{sat|Ant}}) \tag{3.3}$$

sachant que la fonction atan2 est la fonction arctangente sur quatre quadrants, définie ainsi :

$$\text{atan2}(y,x) = \begin{cases} 2\arctan\frac{y}{\sqrt{x^2+y^2}+x} & y \neq 0 \\ 0 & y = 0, x > 0 \\ \text{non défini} & y = 0, x = 0 \\ \pi & y = 0, x < 0 \end{cases} \tag{3.4}$$

Une fois les consignes en position calculées, elles sont utilisées pour calculer les consignes de courant. Ce calcul est le fruit d'un asservissement par deux boucles de rétroaction imbriquées similaire à celui décrit au paragraphe 1.1.5.2. Cet asservissement est le même pour les axes Azimut et Elévation : seuls les paramètres des correcteurs changent. Il est représenté en figure 3.9.

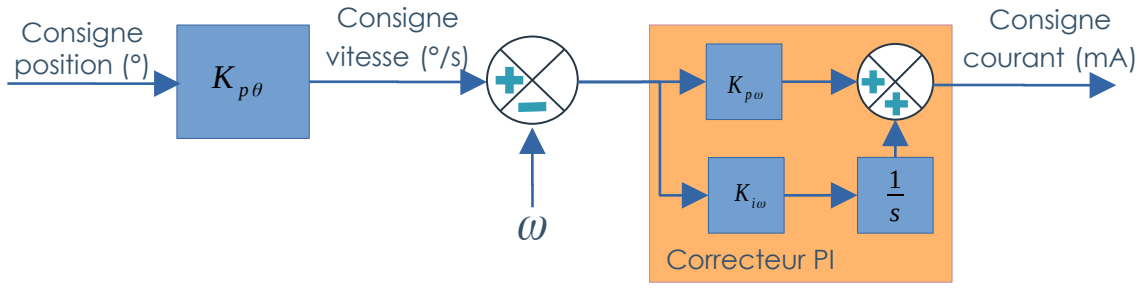

FIGURE 3.9 – Schéma-bloc de l'asservissement des axes Azimut et Elévation.

Pour l'asservissement en Elévation, les paramètres et les différents signaux sont les suivants :

- Consigne position : ϵ_{El}
- Consigne vitesse : Consigne $\dot{El}$
- ω : seconde composante de $\vec{\omega}^{IMU}_{IMU/NED}$
- Consigne courant : I_{El1}
- $K_{p\theta}$: $K_{pEl} = 20$
- $K_{p\omega}$: $K_{p\dot{El}} = 0.5$
- $K_{i\omega}$: $K_{i\dot{El}} = 0.8$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Pour l'asservissement en Azimut, les paramètres et les différents signaux sont les suivants :

- Consigne position : ϵ_{Az}
- Consigne vitesse : Consigne $\dot{Az}$
- ω : troisième composante de $\vec{\omega}^{IMU}_{IMU/NED}$
- Consigne courant : I_{Az1}
- $K_{p\theta}$: $K_{pAz} = 10$
- $K_{p\omega}$: $K_{p\dot{Az}} = 0.8$
- $K_{i\omega}$: $K_{i\dot{Az}} = 1$

Le calcul de la consigne de courant est composé de deux boucles de rétroaction imbriquées : une rétroaction en position et une rétroaction en vitesse.

La rétroaction en vitesse permet une stabilisation inertielle sur le court terme : en effet, en régime nominal, l'antenne est pointée vers le satellite visé et est donc immobile dans le repère inertiel. Idéalement, la vitesse de rotation captée par l'IMU est donc nulle. Cette rétroaction en vitesse est réglée par un correcteur PI. Elle permet une stabilisation de l'antenne à très court terme sur des variations de position à hautes fréquences. Cependant, à long terme, les erreurs d'asservissement causeraient une dérive de la position de l'antenne, un seul asservissement en vitesse est donc insuffisant.

La rétroaction en position utilise les consigne en position calculées précédemment. Elle est réglée par un correcteur proportionnel. En plus de soutenir l'asservissement en vitesse, l'asservissement en position permet des déplacements hors de la simple stabilisation, notamment la phase de ralliement et les mouvements circulaires (Conscan) nécessaires à l'écartométrie.

3.1.1.3 Description du banc d'essai

Ce paragraphe décrit le banc d'essai utilisé pour les tests expérimentaux dans le cadre de cette thèse. Son schéma fonctionnel est donné en figure 3.10.

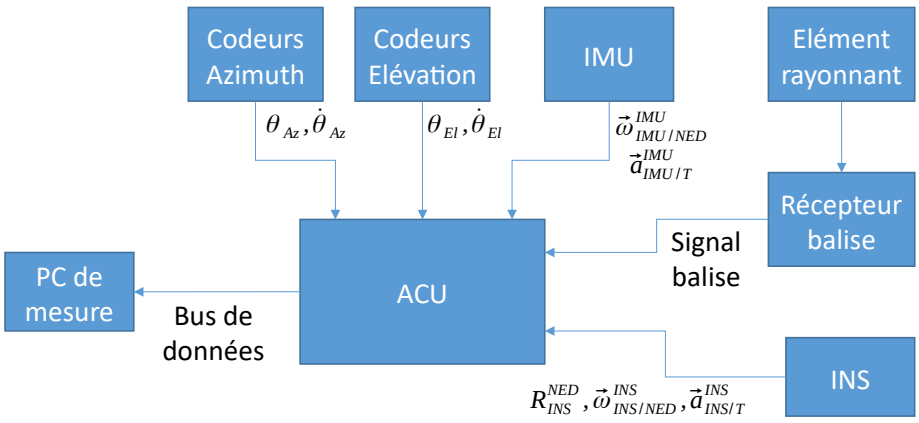

FIGURE 3.10 – Schéma fonctionnel du banc de test.

Physiquement, le banc de test est constitué d'une table à roulettes faisant office de véhicule porteur. Cette table porte une plaque d'aluminium (le support) sur laquelle est vissée une INS Octans III d'une part, et une station SOTM Antares d'autre part. L'INS est liée au repère $\mathcal{R}_{INS}$.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

La station Antares comporte un positionneur à trois axes mécaniques : Azimut, axe X, et Elévation. Dans le cadre de ces essais, l'axe X est bloqué et le positionneur est donc ramené à une configuration Azimut-Elévation. Les axes Azimut et Elévation sont équipés de codeurs, et ils sont associés aux repères $\mathcal{R}_{Az}$ et $\mathcal{R}_{El}$ respectivement. La charge utile est une antenne parabolique de 40 cm de diamètre utilisant la bande de fréquences Ka, dont la ligne de visée est liée au repère $\mathcal{R}_{Ant}$. A l'arrière de la parabole, en aval de l'axe Elévation, se trouve une IMU ADIS16488A liée au repère $\mathcal{R}_{IMU}$.

Les caractéristiques techniques de l'INS Octans III sont données en Annexe B, celles de l'IMU ADIS16488A sont données en Annexe A, et celles des codeurs Azimut et Elévation sont données en Annexe C. De plus, une représentation des repères $\mathcal{R}_{INS}$, $\mathcal{R}_{Az}$, $\mathcal{R}_{El}$, $\mathcal{R}_{Ant}$, $\mathcal{R}_{IMU}$ est donnée en figure 3.11.

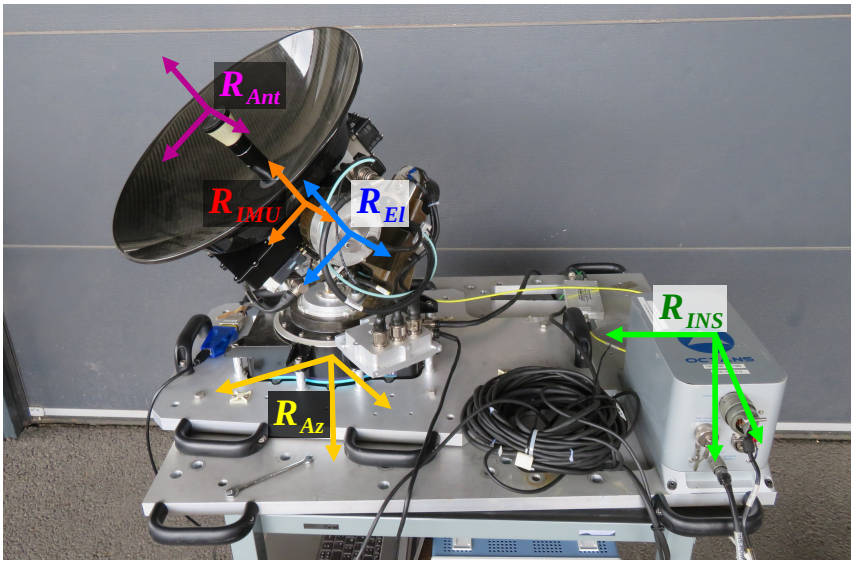

FIGURE 3.11 – Schéma des repères utilisés dans le cadre du banc de test utilisé.

La charge antennaire est connectée à un récepteur balise qui analyse le signal reçu par l'antenne. L'INS, l'IMU, les codeurs et le récepteur balise sont connectés à une ACU qui réceptionne les données des différents capteurs, gère les algorithmes de pointage et envoie les commandes aux moteurs du positionneur.

L'ACU est également connectée à un ordinateur, à qui elle envoie les données à enregistrer dans le cadre du test effectué. Un message contenant 64 octets de données est transmis toutes les millisecondes par un bus CAN. Dans le cadre des tests présentés ici, chaque message contient les données suivantes :

- L'accélération de l'INS $\vec{a}^{INS}_{INS/T}$ dans le repère $\mathcal{R}_{INS}$
- La vitesse de rotation de l'INS $\vec{\omega}^{INS}_{INS/NED}$ dans le repère $\mathcal{R}_{INS}$
- Le quaternion d'attitude INS q^{NED}_{INS}
- L'accélération IMU $\vec{a}^{IMU}_{IMU/T}$ dans le repère $\mathcal{R}_{IMU}$
- La vitesse de rotation de l'IMU $\vec{\omega}^{IMU}_{IMU/NED}$ dans le repère $\mathcal{R}_{IMU}$
- L'angle θ_{Az} mesuré par le codeur Azimut
- L'angle θ_{El} mesuré par le codeur Elévation
- La vitesse de rotation $\dot{\theta}_{Az}$ mesurée par le codeur Azimut
- La vitesse de rotation $\dot{\theta}_{El}$ mesurée par le codeur Elévation

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

- L'erreur Elévation ϵ_{El} donnée par l'écartométrie
- L'erreur Cross-élévation ϵ_{X-El} donnée par l'écartométrie
- Le quaternion de changement de repère entre l'INS et l'IMU estimé par le transfert d'alignement $\hat{q}_{IMU}^{INS}$
- Le niveau du signal balise mesuré par l'antenne

Les allocations mémoire pour chaque variable sont données dans le tableau 3.2.

TABLE 3.2 – Allocation mémoire pour chaque variable transmise de l'ACU à l'ordinateur.

Variable	Allocation mémoire (octets)
$\vec{a}_{INS/T}^{INS}$	6
$\vec{\omega}_{INS/NED}^{INS}$	6
q_{INS}^{NED}	8
$\vec{a}_{IMU/T}^{IMU}$	6
$\vec{\omega}_{IMU/NED}^{IMU}$	6
θ_{Az}	2
θ_{El}	2
$\dot{\theta}_{Az}$	2
$\dot{\theta}_{El}$	2
ϵ_{El}	2
ϵ_{X-El}	2
$\hat{q}_{IMU}^{INS}$	8
Niveau du signal balise	2

Estimation préliminaire des biais

Avant de commencer les essais, les biais de l'IMU ont été estimés et corrigés afin de réduire leur impact sur l'algorithme testé et sur le système d'asservissement de l'antenne.

Les vitesses de rotation mesurées par l'IMU ont été enregistrées pendant une minute alors que l'antenne était parfaitement statique. Les biais des gyromètres ont été déterminés en faisant la moyenne de ces mesures.

Les biais d'accéléromètres ont été plus complexes à estimer. Le test habituel pour déterminer les biais d'un accéléromètre consiste à poser l'IMU sur une surface plane et faire la moyenne des mesures non-verticales, puis à reproduire le processus avec l'IMU sur le flanc pour effectuer l'estimation sur le troisième axe. Ici, l'IMU était déjà montée à l'intérieur de l'antenne : la difficulté a donc été de s'assurer que l'IMU était bien à l'horizontale au moment des mesures. Les biais des axes $\vec{y}_{IMU}$ et $\vec{z}_{IMU}$ ont été estimés en orientant l'antenne à la verticale, orientation qui était contrôlée grâce à un niveau à bulle posé sur la ligne de visée, comme illustré à gauche de la figure 3.12. L'estimation du biais sur l'axe $\vec{x}_{IMU}$ a été effectué en mettant l'antenne à l'horizontale, en contrôlant l'orientation avec

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

un niveau à bulle posé cette fois-ci sur le bloc ventilateur de l'antenne, comme illustré à droite de la figure 3.12.

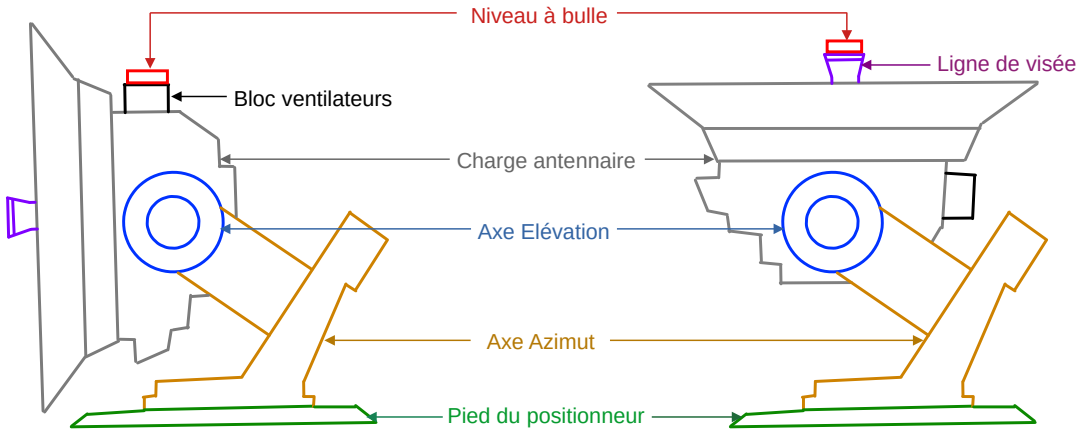

FIGURE 3.12 – Schéma de la position du niveau à bulle lors de l'estimation préliminaire des biais : à gauche, pour les biais sur les axes $\vec{y}_{IMU}$ et $\vec{z}_{IMU}$, à droite, pour le biais sur l'axe $\vec{x}_{IMU}$.

Ces estimations ont été refaites deux fois au cours de la phase d'expérimentation, afin de corriger une potentielle variation des biais au cours du temps. Les biais estimés pour les gyromètres et accéléromètres lors de la dernière mesure en date sont donnés dans le tableau 3.3.

TABLE 3.3 – Estimation des biais d'accéléromètres et gyromètres de l'IMU

Biais d'accéléromètres (m/s^2)	X	-0.77
	Y	1.52
	Z	-0.53
Biais de gyromètres ($°/s$)	X	-0.3265
	Y	0.0063
	Z	0.2381

Il est à noter que cette méthode d'estimation des biais d'accéléromètres n'est pas extrêmement fiable, à cause de l'inexactitude du niveau à bulle et des mésalignements entre l'accéléromètre IMU et l'extérieur de l'antenne. Une méthode pour tenter de remédier à ce problème est décrite à la sous-section 3.3.3.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

3.1.2 Métriques utilisées

Deux métriques sont utilisées dans ces phases de test. La première, l'erreur d'estimation, évalue la capacité de l'algorithme à estimer correctement le changement de repère R_{IMU}^{INS}. La seconde, l'erreur de pointage, évalue la capacité d'un système SOTM à pointer en direction en satellite visé quand l'asservissement de son positionneur utilise l'algorithme testé.

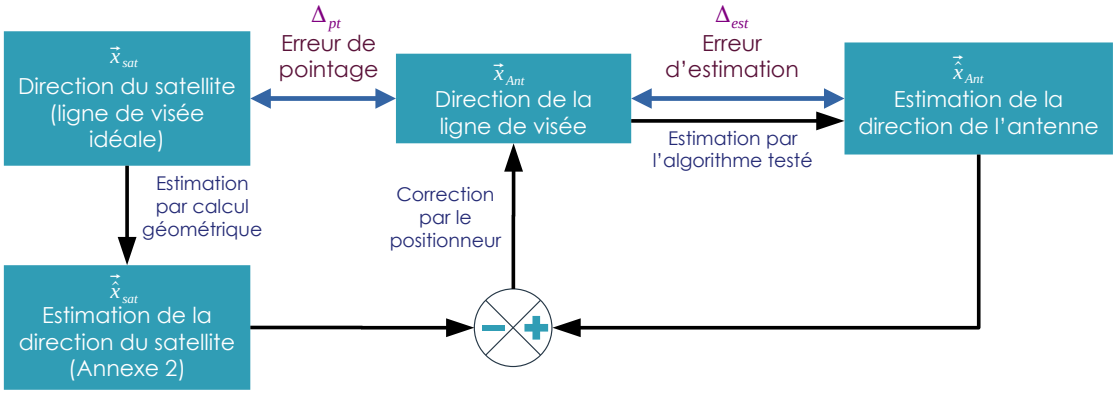

FIGURE 3.13 – Schéma illustrant le concept de l'erreur de pointage et de l'erreur d'estimation.

Les définitions précises et calculs de ces deux métriques sont donnés dans les parties suivantes. L'erreur d'estimation peut également être séparée en deux composantes, une composante verticale et une composante parallèle au sol. Cette décomposition permet d'étudier une potentielle différence de performance des algorithmes selon l'axe considéré (colinéaire ou non à l'accélération gravitationnelle $\vec{g}$).

3.1.2.1 Erreur d'estimation

L'erreur d'estimation évalue les performances d'estimation de l'algorithme testé. Comme illustré en figure 3.13, il s'agit de l'angle entre le vecteur direction de la ligne de visée $\vec{x}_{Ant}$ et son estimation $\vec{\hat{x}}_{Ant}$, calculée grâce à l'algorithme testé.

L'algorithme testé fournit une estimation $\hat{R}_{IMU}^{INS}$ du changement de repère. En simulation, l'environnement de simulation fournit la valeur réelle de R_{IMU}^{INS}. Comme précisé au paragraphe 3.1.1.1, les repères $\mathcal{R}_{IMU}$ et $\mathcal{R}_{Ant}$ sont considérés comme confondus ; par conséquent, $\vec{x}_{Ant|NED} = \vec{x}_{IMU|NED}$. La possibilité d'un désalignement entre ces deux vecteurs, qui viendrait donc perturber la métrique, est discutée à la sous-partie 3.3.3.

Les vecteurs $\vec{x}_{Ant|NED}$ et $\vec{\hat{x}}_{Ant|NED}$ sont donc calculés ainsi :

$$\vec{x}_{Ant|NED} = R_{IMU}^{NED} \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \tag{3.5}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

$$\vec{\hat{x}}_{Ant|NED} = \hat{R}_{IMU}^{NED} \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \tag{3.6}$$

En simulation, la matrice R_{IMU}^{NED} est tirée directement de l'environnement de simulation. Lors des essais en banc de test, la valeur de référence $\vec{x}_{Ant|NED}$ est calculée par un procédé détaillé au paragraphe 3.1.2.3.

$$\vec{\hat{x}}_{Ant|NED} = R_{INS}^{NED} \hat{R}_{IMU}^{INS} \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \tag{3.7}$$

En simulation, R_{INS}^{NED} est tirée directement de l'environnement de simulation. Lors des essais en banc de test, cette valeur est fournie par l'INS.

L'erreur d'estimation est donc l'angle entre les vecteurs $\vec{x}_{Ant|NED}$ et $\vec{\hat{x}}_{Ant|NED}$. Il existe plusieurs manières d'exprimer cette erreur. La plus simple est de calculer la valeur de l'angle Δ_{est} entre ces deux vecteurs :

$$\Delta_{est} = arccos(\vec{x}_{Ant|NED} \cdot \vec{\hat{x}}_{Ant|NED}) \tag{3.8}$$

Δ_{est} représente l'erreur absolue de l'algorithme d'estimation. Idéalement, elle doit tendre vers 0°.

Cette représentation peut également être décomposée en deux angles : une erreur en Cross-élévation $\Delta_{est|X-el}$ et une erreur en Elévation $\Delta_{est|El}$ perpendiculaire à cette première erreur.

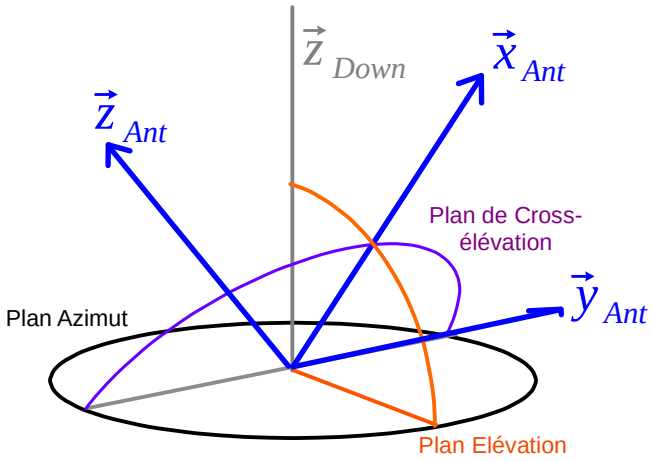

FIGURE 3.14 – Schéma des plans Azimut, Elévation et Cross-Elévation pour le vecteur $\vec{x}_{Ant}$.

Cette décomposition est pertinente car les mécanismes d'estimation du vecteur $\vec{\hat{x}}_{Ant|NED}$ ne sont pas les mêmes sur tous les axes. L'estimation des rotations autour de $\vec{x}_{North}$ et

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

$\vec{y}_{East}$, évaluée par l'erreur $\Delta_{est|El}$, bénéficient de l'accélération de la gravité. L'estimation de la rotation autour de $\vec{z}_{Down}$, colinéaire à la gravité et évaluée par l'erreur $\Delta_{est|X-el}$, ne bénéficie pas de ces informations. Il est donc intéressant de dissocier ces deux composantes de l'erreur d'estimation.

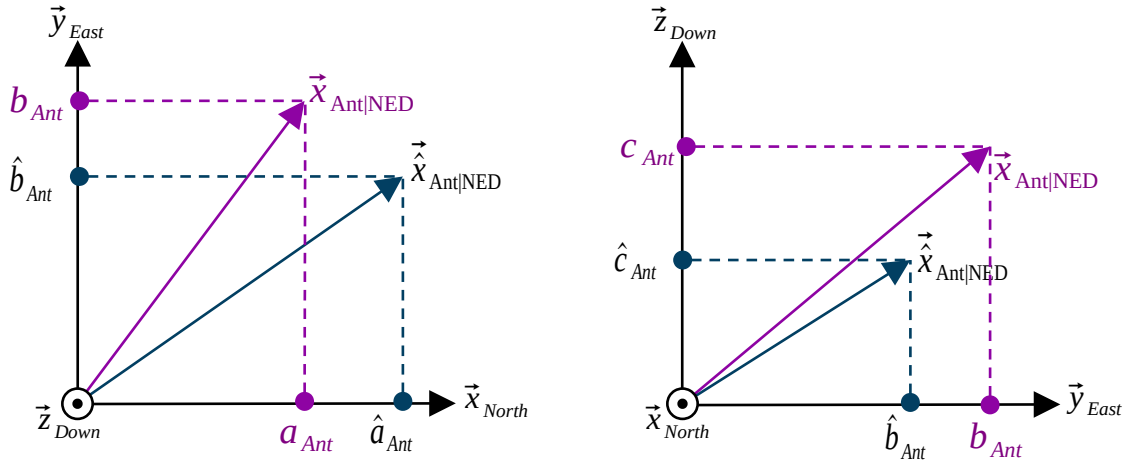

FIGURE 3.15 – Projection des vecteur $\vec{x}_{Ant|INS}$ et $\hat{\vec{x}}_{Ant|INS}$ dans le repère NED.

Notons les coordonnées de $\hat{\vec{x}}_{Ant|NED} = \begin{pmatrix} \hat{a}_{Ant} \\ \hat{b}_{Ant} \\ \hat{c}_{Ant} \end{pmatrix}$ et $\vec{x}_{Ant|NED} = \begin{pmatrix} a_{Ant} \\ b_{Ant} \\ c_{Ant} \end{pmatrix}$. Ces coordonnées sont illustrées en figure 3.15. $\Delta_{est|El} \in [-\pi; \pi]$, on peut donc la calculer ainsi :

$$\Delta_{est|El} = \arcsin(c_{Ant}) - \arcsin(\hat{c}_{Ant}) \tag{3.9}$$

$\Delta_{est|X-el}$ se calcule ainsi :

$$\Delta_{est|X-el} = (\text{atan2}(b_{Ant}, a_{Ant}) - \text{atan2}(\hat{b}_{Ant}, \hat{a}_{Ant}))\cos(\arcsin(c_{Ant})) \tag{3.10}$$

Dans l'erreur d'estimation Δ_{est}, seules les composantes autour de l'axe vertical $\vec{z}_{Down}$ affectent le terme $\text{atan2}(b_{Ant}, a_{Ant}) - \text{atan2}(\hat{b}_{Ant}, \hat{a}_{Ant})$. Le terme $\cos(\arcsin(c_{Ant}))$, quand à lui, ne dépend que de la position du vecteur de référence $\hat{\vec{x}}_{Ant|NED}$, et est donc indépendant des performances de l'algorithme. Par conséquent, bien que le plan de Cross-élévation ne soit pas horizontal, l'erreur $\Delta_{est|X-el}$ ne prends en compte que les composantes de l'erreur d'estimation autour de l'axe vertical.

On s'intéressera à trois aspects de cette erreur. Tout d'abord, dans la phase de convergence de l'algorithme, l'erreur atteinte et la vitesse à laquelle la phase de convergence se termine. Ensuite, on s'intéressera à l'évolution de cette erreur sur le long terme, pour détecter une éventuelle variation. Enfin, on s'intéressera à la répartition des valeurs de cette erreur sur une mesure donnée.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

3.1.2.2 Erreur de pointage

Dans le cadre d'un système SOTM utilisant l'algorithme testé dans son système de pointage, l'erreur de pointage mesure la capacité du système à pointer dans la direction désirée. L'erreur de pointage est donc utile pour estimer l'utilité potentielle de l'algorithme quand il est intégré à un système SOTM. Comme illustré en figure 3.13, l'erreur de pointage Δ_{pt} est l'angle entre le vecteur direction ligne de visée $\vec{x}_{Ant}$ et le vecteur direction du satellite $\vec{x}_{sat}$.

L'erreur de pointage doit être minimisée conformément aux critères définis à la sous-section 1.1.4. Idéalement, elle doit tendre vers 0°. Selon la forme du diagramme d'antenne de l'antenne utilisée, la direction de l'angle peut avoir un intérêt, cependant, il ne s'agit pas directement du sujet de la présente thèse. On s'intéressera donc ici uniquement à la valeur absolue de l'angle Δ_{pt}.

L'environnement de simulation donne directement accès à la matrice R_{IMU}^{NED}, qui est ici assimilée à la matrice R_{Ant}^{NED} (les repères Antenne et IMU sont considérés comme confondus). Le calcul du vecteur direction du satellite $\vec{x}_{sat|NED}$ est donné au paragraphe 1.1.3.11. L'erreur de pointage Δ_{pt} est calculée ainsi :

$$\Delta_{pt} = arccos(\vec{x}_{sat|NED} \cdot \vec{x}_{Ant|NED}) \tag{3.11}$$

Lors des tests sur banc d'essai, $\vec{x}_{Ant|NED}$ n'est pas directement accessible. Son calcul est développé au paragraphe suivant.

Tout comme pour l'erreur d'estimation, on s'intéressera à l'erreur de pointage sous plusieurs aspects : son évolution lors de la phase de convergence, puis sur le long terme, ainsi que la répartition de l'erreur de pointage sur l'ensemble d'une session de mesure.

3.1.2.3 Calcul de la référence lors des essais en banc de test

L'objectif des tests expérimentaux est de déterminer les performances de l'algorithme de transfert d'alignement en application pratique. Cependant, en pratique, le vecteur ligne de visée $\vec{x}_{Ant|NED}$, indispensable dans le calcul de l'erreur d'estimation comme de l'erreur de pointage, n'est pas directement accessible. Pour le calculer, on utilise l'écartométrie, d'ordinaire utilisée dans les stratégies de pointage en Boucle Fermée. Elle est décrite au paragraphe 1.1.5.2.

Tant que l'écartométrie est active, on dispose des erreurs de pointage en Elévation ϵ_{El} et en Cross-élévation ϵ_{X-El}, qui permettent de situer la ligne de visée par rapport à la direction du satellite. On peut ainsi calculer le vecteur ligne de visée dans le repère NED $\vec{x}_{Ant|NED}$:

$$R_{ant}^{NED} = R_{sat}^{NED} R_z(\epsilon_{X-El}) R_y(-\epsilon_{El}) \tag{3.12}$$

$$\vec{x}_{Ant|NED} = R_{ant}^{NED} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \tag{3.13}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Cette mesure de $\vec{x}_{Ant|NED}$ peut ensuite être utilisée dans le calcul des deux métriques décrites dans les paragraphes précédents.

3.1.3 Méthodologie de validation des algorithmes

Les algorithmes sont d'abord testés en simulation sous Matlab Simulink. La simulation offre certains avantages, tels que l'accès à toutes les données de l'environnement comme de l'algorithme en temps réel, ainsi qu'un coût et temps de mise en œuvre réduits. Elle ne peut en revanche pas représenter l'entière complexité d'essais expérimentaux.

Une fois des résultats en simulation obtenus, des tests expérimentaux sont effectués. Ces tests offrent un réalisme supplémentaire et permettent de dégager des perturbations qui n'avaient pas été prévues en simulation.

Pour des raisons de disponibilité du matériel, il n'a pas été possible de réaliser des tests sur véhicule terrestre. En revanche, des essais sur banc de test ont été effectués, donnant des relevés dans un environnement plus réalistes que la simulation.

3.1.3.1 Validation des algorithmes en simulation

La simulation permet de jouer sur les paramètres de l'environnement, que l'on peut simplifier ou complexifier à loisir.

Les premières simulations utilisent des conditions simples afin d'observer le comportement de l'algorithme dans une situation idéale. Les capteurs sont modélisés comme étant idéaux. Les erreurs de l'IMU, INS et codeurs décrites à la fin du paragraphe 3.1.1.1 ne sont pas encore intégrées au modèle.

Les mouvements porteurs sont sinusoidaux. Les premiers tests consistent à faire varier la nature des mouvements : leurs fréquences, leurs amplitudes, et les axes mobilisés. Ces paramètres sont choisis dans les plages indiquées dans le tableau 3.4. Ces simulations simples sont idéales pour étudier l'impact des mouvements porteurs sur les métriques choisies. L'usage de trajectoires simples permet de contrôler indépendamment les différents paramètres. Cela permet également d'étudier la différence entre les effets des mouvements longitudinaux et les mouvements de rotation.

TABLE 3.4 – Paramètres des trajectoires sinusoidales utilisées dans les tests en simluation

	Amplitude			Fréquence (Hz)		
	X	Y	Z	X	Y	Z
Attitude	0-20°	0-20°	0°	0.2 Hz	0.1 Hz	/
Vitesse longitudinale	0-5 m/s	0-5 m/s	0 m/s	0.2-0.8 Hz	0.1-0.7 Hz	/

Les simulations sont ensuites complexifiées, tout d'abord par l'ajout d'erreurs de capteurs : biais, bruits, retards de mesure, etc. Les détails des erreurs de capteur modélisées sont données au paragraphe 3.1.1.1. L'ajout progressif et indépendant des erreurs permet de déterminer l'influence de chaque erreur sur les performances de l'algorithme.

Une fois les effets de ces paramètres étudiés, une deuxième phase de test vise à vérifier l'influence des différentes erreurs de capteurs sur les performances de l'algorithme. Les

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

différentes erreurs de capteurs, décrites en détail au paragraphe 3.1.1.1, sont implémentées indépendamment et un test est réalisé pour chaque nouvelle source d'erreur.

Enfin, une troisième phase de test vise à évaluer les performances de l'algorithme en conditions plus réalistes. Les erreurs de capteurs sont toutes intégrées aux modèles de capteurs. La trajectoire utilisée est tirée des travaux présentés par [38]. Ces travaux visent à établir des standards de test pour les SOTM, afin de rendre les résultats de test comparables entre eux. Ce faisant, [38] propose des profils de mouvements représentatifs des terrains séléctionnés.

La présente thèse avait comme ambition de tester ses algorithmes sur un véhicule terrestre, bien que ces tests n'aient pas pu être réalisés pour des questions de disponibilité du matériel. Ainsi, les tests en simulation ont utilisé les deux types de trajectoire terrestre décrits par [38] : celle de Classe A, réalisée hors-route et que l'on qualifiera ici de mouvements tout-terrain, et celle de Classe B, réalisée sur route de terre et de gravier et que l'on qualifiera ici de mouvements tout-chemin. A titre de comparaison, les mouvements terrestres de Classe B sont assimilables à des mouvements de type Churchville B [38].

3.1.3.2 Réglage des matrices R et Q en simulation

Les matrices R et Q, définies par les équations (1.43) et (1.44), représentent la covariance des bruits de mesure V et de modèle W. Les valeurs de ces matrices affectent le fonctionnement du filtrage de Kalman, leur choix est donc crucial pour améliorer les performances du filtre.

Les termes de V et W sont considérés comme étant indépendants. Ces matrices étant des matrices de covariance, R et Q sont donc des matrices diagonales. De plus, on considère qu'elles sont fixes dans le temps.

Covariance des bruits de mesure R

Dans le cas du Rapid Transfer Alignement présenté dans cette thèse, R est une matrice carrée de dimension 8 que l'on peut exprimer comme une matrice R_1 composée de quatre blocs :

$$R_1 = \begin{pmatrix} R_{1,1} & 0_{4\times4} \\ 0_{4\times4} & R_{1,2} \end{pmatrix} \tag{3.14}$$

avec $R_{1,1}$ et $R_{1,2}$ des matrices diagonales de dimension 4. D'après le modèle de mesure de cet algorithme défini par l'équation (2.17), $R_{1,1}$ est la covariance du bruit de mesure lié au Velocity Matching, et $R_{1,2}$ est la covariance du bruit de mesure lié à l'Attitude Matching. On considère que les termes de $R_{1,1}$ sont de même ordres de grandeur, et de même pour $R_{1,2}$. Par conséquent :

$$R_1 = \begin{pmatrix} r_{1,1}I_4 & 0_{4\times4} \\ 0_{4\times4} & r_{1,2}I_4 \end{pmatrix} \tag{3.15}$$

avec $r_{1,1}$ et $r_{1,2}$ des constantes à déterminer.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Dans le cas de l'algorithme de Rotation Rate-Acceleration Matching, la matrice de bruit de mesure est notée R_2. Pour les mêmes raisons que l'algorithme précédent, on la considère come composée de quatre matrices blocs, dont deux diagonales, telles que :

$$R_2 = \begin{pmatrix} r_{2,1} I_4 & 0_{4\times4} \\ 0_{4\times4} & r_{2,2} I_4 \end{pmatrix} \tag{3.16}$$

avec $r_{2,1}$ et $r_{2,2}$ des constantes à déterminer, $r_{2,1}$ étant liée au Rotation Rate Matching et étant liée à l'Acceleration Matching, d'après le modèle de mesure donné par l'équation (2.51).

Covariance des bruits de modèle Q

Dans le cas du Rapid Transfer Alignement présenté dans cette thèse, Q est une matrice carrée de dimension 8 que l'on peut exprimer comme une matrice Q_1 composée de quatre blocs :

$$Q_1 = \begin{pmatrix} Q_{1,1} & 0_{4\times4} \\ 0_{4\times4} & Q_{1,2} \end{pmatrix} \tag{3.17}$$

avec $Q_{1,1}$ et $Q_{1,2}$ des matrices diagonales de dimension 4. D'après le modèle de propagation de cet algorithme défini par l'équation (2.27), $Q_{1,1}$ est la covariance du bruit de modèle lié au terme $q_{IMU_0}^{NED_0}$, et $Q_{1,2}$ est la covariance du bruit de modèle lié au terme q_{IMU}^{INS}. On considère que les termes de $Q_{1,1}$ sont de même ordres de grandeur, et de même pour les termes de $Q_{1,2}$. On a donc :

$$Q_1 = \begin{pmatrix} q_{1,1} I_4 & 0_{4\times4} \\ 0_{4\times4} & q_{1,2} I_4 \end{pmatrix} \tag{3.18}$$

avec $q_{1,1}$ et $q_{1,2}$ des constantes à déterminer, $q_{1,1}$ étant liée au terme $q_{IMU_0}^{NED_0}$, et $q_{1,2}$ étant liée au terme q_{IMU}^{INS}.

Dans le cas de l'algorithme de Rotation Rate-Acceleration Matching, la matrice de bruit de modèle Q_2 est une matrice carrée de dimension 4. On considère que ses termes sont de même ordres de grandeur, tels que :

$$Q_2 = q_2 I_4 \tag{3.19}$$

avec q_2 une constante à déterminer.

Réglage

Régler les matrices de covariance de chanque algorithme revient donc dans chaque cas à déterminer trois ou quatre constantes : $r_{1,1}$, $r_{1,2}$, $q_{1,1}$ et $q_{1,2}$ pour le Rapid Transfer Alignment, et $r_{2,1}$, $r_{2,2}$ et q_2 pour le Rotation Rate-Acceleration Matching. Ces constantes doivent être choisies de manière à obtenir les meilleures performances possible, c'est-à-dire minimiser l'erreur d'estimation tout en gardant un temps de convergence de l'ordre de la seconde.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Ces constantes sont choisies de manière empirique : une série de simulations est lancée en ne faisant varier que ces trois constantes. La combinaison de valeurs retenue est celle minimisant l'erreur d'estimation sur la durée de la simulation tout en gardant un temps de convergence acceptable.

Il est important de noter que la combinaison de valeur maximisant les performances de l'algorithme dépend des conditions de simulation, notamment des profils de mouvements. Les réglages déterminés pour un profil de mouvement tout-chemin, tel que défini paragraphe précédent, sont donnés dans le tableau 3.5. Dans le cas du Rotation Rate-Acceleration Matching, ce sont ces valeurs qui seront utilisées pour les tests en banc d'essai.

TABLE 3.5 – Valeurs retenues pour les matrices de covariance R et Q de chaque algorithme, dans le cas de mouvements tout-chemin.

Rapid Transfer Alignment	
$r_{1,1}$	1
$r_{1,2}$	1
$q_{1,1}$	0.5
$q_{1,2}$	10^5

Rotation Rate-Acceleration Matching	
$r_{2,1}$	10^{-5}
$r_{2,2}$	10^{-2}
q_2	0.5×10^{-11}

3.1.3.3 Valisation des algorithmes sur banc de test

Les essais sur le banc de test décrit au paragraphe 3.1.1.3 visent à étudier et à valider les performances des algorithmes testés.

Comme expliqué au paragraphe 3.1.2.3, afin d'avoir la référence nécessaire au calcul des métriques, l'antenne doit être en mesure de capter un signal satellite pour effectuer une mesure par écartométrie. Pour la grande majorité de ces tests, le satellite visé est Astra 3B, satellite géostationnaire de longitude 23.5° E. La seule exception sera lors des mesures décrites en sous-section 3.3.3, qui visent à corriger unn potentiel erreur dite d'harmonisation, à savoir un changement de repère de faible amplitude entre l'IMU et la ligne de visée de l'antenne.

Les tests sont effectués depuis la ville de Gennevilliers en Ile-de-France, entre novembre 2023 et mars 2024. Les objectifs initiaux étaient d'embarquer le banc de test sur un véhicule terrestre et d'effectuer divers parcours. Cependant, pour des raisons de disponibilité du matériel, les tests sur véhicule n'ont pas pu être réalisés et les mouvements ont été simulés en déplaçant manuellement le chariot porteur. Les tests ont été réalisés sur un terrain goudronné plat, avec accès à un ciel sans obstacles.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Deux types de test ont été réalisés. La première série visait à étudier les propriétés de convergence de l'algorithme, notamment les différences de convergence entre les axes, visibles sur les différences de convergence entre les composantes $\Delta_{est|El}$ et $\Delta_{est|X-el}$ de l'erreur d'estimation.

La deuxième série de tests a pour but d'examiner la capacité de l'algorithme à maintenir une estimation précise après la phase de convergence initiale, alors même que la valeur q_s^m qu'il cherche à estimer continue à varier. Les essais commencent de la même manière que les tests en convergence, mais on s'intéresse ici aux erreurs d'estimation dans la minute qui suit la phase de convergence initiale.

Dans un premier temps, la sortie de l'algorithme n'est pas utilisée pour le pointage de l'antenne. Seule l'étude de l'erreur d'estimation est donc pertinente lors de ces essais. L'antenne utilise une méthode en Boucle Ouverte pour effectuer un pointage grossier vers le satellite visé. Passée cette étape, le pointage bascule sur une méthode en Boucle Fermée car le récepteur balise est capable de capter un signal suffisant pour effectuer une écartométrie. Cela permet d'une part de maintenir le pointage de l'antenne en direction du satellite, et d'autre part d'utiliser la direction du satellite comme référence pendant les tests, comme décrit au paragraphe 3.1.2.3.

Le support est initialement statique, sans rotation ni accélération en dehors de la gravité ; puis le support est mobilisé en rotation manuellement. Les mouvements exacts diffèrent selon le test : certains essais ne mobilisent qu'un seul axe, d'autres mobilisent les trois axes à la fois, et les rotations peuvent être plus ou moins rapides.

Les mouvements sont classés en deux catégories de vitesse : rapides ou lents ; les mouvements rapides ayant une vitesse angulaire moyenne deux fois plus élevée que les mouvements lents. Les détails de la catégorisation sont donnés dans le tableau 3.6. Les répartitions des vitesses angulaires pour des essais sous chacune des quatre configurations différentes sont données en figure 3.16. Une description détaillée des mouvements porteurs lors des essais expérimentaux figure en Annexe D.

TABLE 3.6 – Caractéristiques de la répartition des catégories de mouvements lents et rapides, en valeur absolue des vitesses angulaires

	Vitesse angulaire des mouvements lents	Vitesse angulaire des mouvements rapides
Médiane	<5 °/s	>7 °/s
Seuil du 10ème décile	<10 °/s	>15 °/s
Maximum	<20 °/s	>25 °/s

Trois paramètres ont été étudiés pour leur effet sur la convergence initiale de l'algorithme : le type de mouvement imprimé, la vitesse desdits mouvements, et la durée de fonctionnement de l'algorithme.

Une autre série de tests avait été envisagée, où la sortie de l'algorithme testé était utilisée dans une méthode de pointage en boucle ouverte permettant le pointage de l'antenne. Dans le cadre de ces tests, c'est l'erreur de pointage qu'il aurait été pertinent d'observer.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

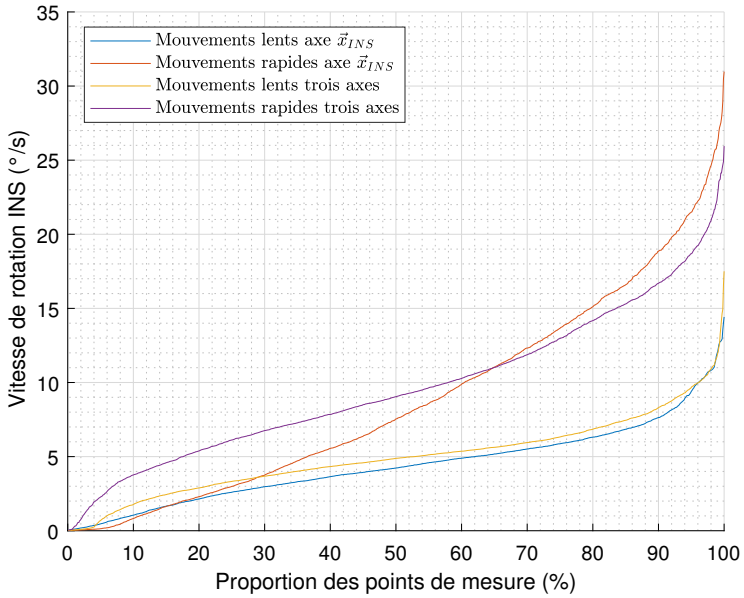

FIGURE 3.16 – Histogramme cumulatif des valeurs absolues des vitesses angulaires pour les quatre configurations d'essais expérimentaux.

Cependant, au vu des résultats des deux premières séries de test, cette dernière série n'a pas été réalisée ; ce point est discuté plus en détail en section 3.4.

3.1.4 Conclusion de la méthodologie de validation des algorithmes

Cette section donne toutes les informations concernant le déroulé des tests, en simulation comme en banc d'essai. L'environnement de simulation et le banc de test sont décrits de manière à pouvoir reproduire les expériences si nécessaire. Les choix des paramètres inclus dans l'environnement de simulation ont été explicités.

Compte tenu du caractère expérimental de la validation, il faut choisir des métriques pertinentes pour évaluer les performances des algorithmes, à savoir l'erreur d'estimation Δ_{est} et l'erreur de pointage Δ_{pt}. L'erreur d'estimation a été décomposée en une composante Elévation $\Delta_{est|El}$, verticale, et une composante Cross-élévation $\Delta_{est|X-el}$, perpendiculaire à cette-dernière. Cette décomposition facilitera les analyses concernant l'impact de l'accélération de la gravité sur l'estimation. Le calcul de ces différentes métriques a été précisé pour la simulation comme pour les tests en banc d'essai.

Cette section a également décrit les protocoles expérimentaux mis en oeuvre.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

3.2 Résultats de simulation

Les simulations ont lieu dans l'environnement décrit au paragraphe 3.1.1.1, et les métriques utilisées pour évaluer les performances sont données en sous-section 3.1.2.

Le protocole complet est donné au paragraphe 3.1.3.1 ; cependant, les résultats de simulation ont révélé des comportements très différents entre les deux algorithmes. Par conséquent, certaines gammes de tests ont été beaucoup plus développées pour un algorithme que pour l'autre. D'autres mesures, en revanche, ont été réalisées dans les mêmes conditions pour les deux algorithmes, et permettent donc une comparaison rigoureuse des résultats.

3.2.1 Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables

L'algorithme testé ici est celui décrit en section 2.1. Le modèle d'estimation se base sur des données d'attitude et de vitesse. Contrairement à une mesure de mouvement, l'attitude des plateformes inertielles n'est jamais nulle : en théorie, cet algorithme n'a pas besoin de mouvements des plateformes inertielles pour converger.

L'entrée en vitesse inclut l'intégration de l'accélération gravitationnelle ; de plus, le roulis et le tangage découlent des irrégularités du terrain, alors que le cap découle de changements de direction volontaires du véhicule. On peut donc s'attendre à une différence de comportement entre les deux composantes $\Delta_{est|El}$ et $\Delta_{est|X-el}$ de l'erreur d'estimation.

Deux aspects sont étudiés : la phase de convergence et la phase de régime permanent. La phase de convergence révèle la précision que l'algorithme est capable d'atteindre, et dans quel délai. La phase de régime permanent montre si l'algorithme est capable de maintenir une estimation précise sur la durée.

Le protocole initialement prévu correspondait à celui décrit au paragraphe 3.1.3.1, et incluait notamment des études indépendantes sur l'influence des divers paramètres d'erreurs de capteurs et des mouvements porteurs. Cependant, il s'est rapidement avéré que l'intégration numérique, nécessaire pour obtenir les entrées du modèle de mesure, cause une dérive de l'estimation de cet algorithme : elle est analysée en détail au paragraphe 3.2.1.2. Par conséquent, peu de tests faisant varier les mouvements porteurs ont été effectués, et les efforts se sont concentrés sur le développement de variantes du modèle corrigeant ces complications.

3.2.1.1 Analyse du régime transitoire

La convergence de l'erreur d'estimation est à la fois rapide et précise : elle passe de 62° à moins de 0.2° en moins de 0.8 secondes. Le graphe à gauche de la figure 3.17 montre cette phase sur une échelle de 75°, permettant de faire figurer l'erreur d'estimation initiale. Le graphe à droite de cette même figure montre cette phase sur une échelle de 2°. Ce comportement est similaire pour les deux composantes Cross-élévation et Elévation, comme illustré en figure 3.18.

3.2.1.2 Analyse du régime permanent

Après une phase de convergence initiale, l'erreur d'estimation commence une dérive linéaire, visible en figure 3.19. En une minute, l'erreur d'estimation Δ_{est} passe de moins

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

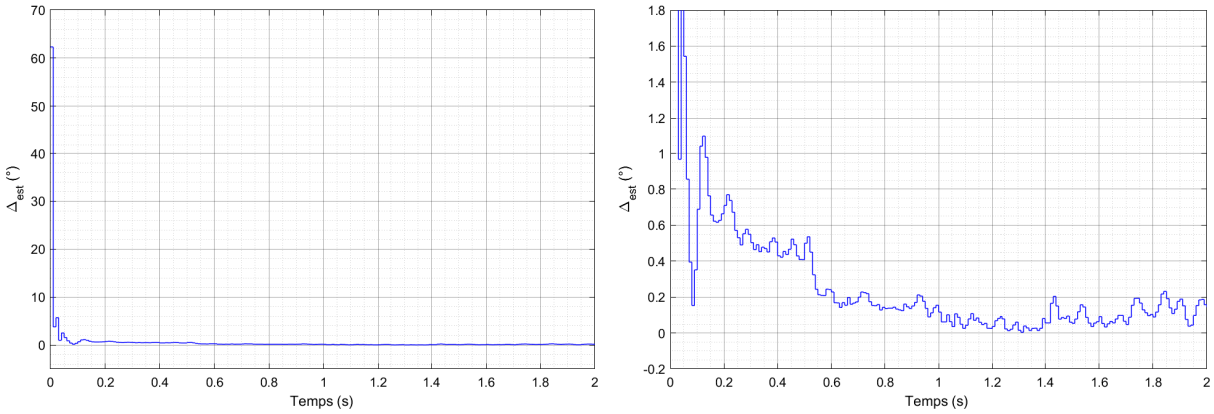

FIGURE 3.17 – Phase de convergence de l'erreur d'estimation Δ_{est} du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables

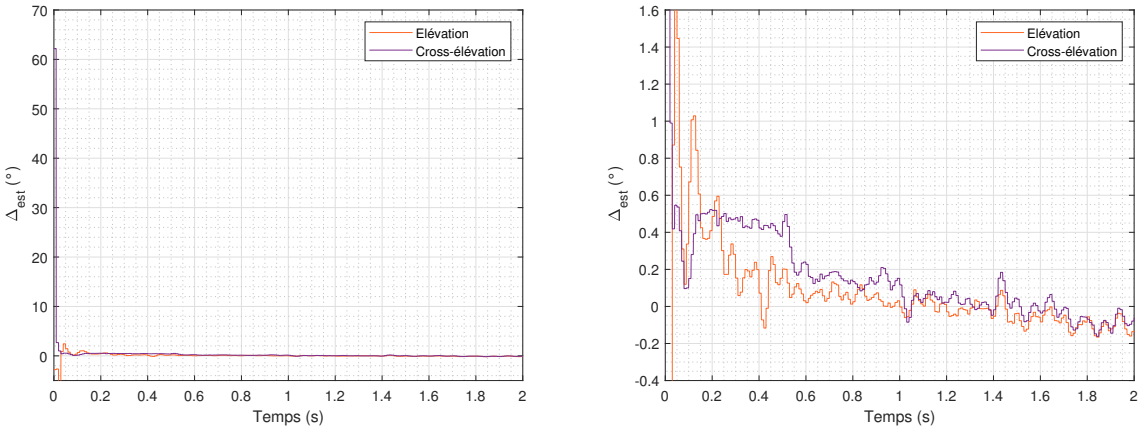

FIGURE 3.18 – Phase de convergence des composantes $\Delta_{est|X-el}$ et $\Delta_{est|El}$ de l'erreur d'estimation du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables

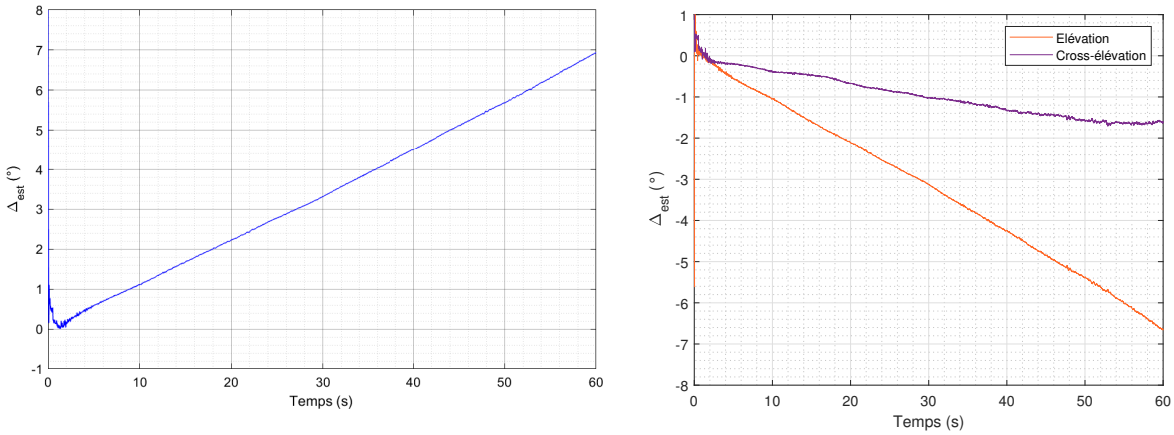

FIGURE 3.19 – Phase de régime permanent de l'erreur d'estimation Δ_{est} et sa décomposition en composantes Cross-élévation $\Delta_{est|X-el}$ et Elévation $\Delta_{est|El}$, pour le Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

d'un dixième de degré à 6.9°. La décomposition en composantes montre que la majorité de cette dérive se fait à la verticale : $\Delta_{est|El}$ atteint -6.6° en une minute, alors que $\Delta_{est|X-el}$ n'atteint que que -1.6°.

L'algorithme testé ici se base sur l'intégration de mesures de gyromètres esclaves, détaillée au paragraphe 2.1.2.2. Les diverses erreurs de gyromètres (cf tableau 3.1), notamment les biais de mesure, sont également intégrées, ce qui accumule les erreurs. Cela cause une dérive rapide et linéaire de l'estimation d'attitude après une convergence initiale.

La différence de dérive entre les composantes Elévation et Cross-élévation s'explique par la répartition des biais sur les différents axes de l'IMU. On rappelle que d'après la définition des différents repères en sous-section 1.1.3, le changement de repère R_{NED}^{IMU} est défini ainsi :

$$R_{NED}^{IMU} = R_{Ant}^{IMU} R_{El}^{Ant} R_y(\theta_{El}) R_{or} R_z(\theta_{Az}) R_{INS}^{Pos} R_x(\alpha_{INS}) R_y(\beta_{INS}) R_z(\gamma_{INS}) \tag{3.20}$$

Les changements de repère R_{Ant}^{IMU}, R_{El}^{Ant}, R_{or} et R_{INS}^{Pos} représentent des rotations de faible amplitude, causées par des erreurs d'alignement dues aux imprécisions de montage et aux déformations mécaniques, et leurs valeurs exactes sont données au paragraphe 3.1.1.1. $R_x(\alpha_{INS})$ et $R_y(\beta_{INS})$ représentent le roulis et tangage du véhicule porteur dûs au terrain, lesquels ne dépassent pas 4°. Seules les rotations $R_y(\theta_{El})$, $R_z(\theta_{Az})$ et $R_z(\gamma_{INS})$ sont d'amplitude importante ; au cours du scénario simulé, l'Elévation de l'antenne θ_{El} varie entre 66 et 70°, son Azimut θ_{Az} varie entre 37 et 120°, et le cap du véhicule γ_{INS} varie entre 119 et 147°. L'axe $\vec{y}_{IMU}$ n'est donc éloigné du plan horizontal que de quelques degrés.

Par conséquent, la composante $\Delta_{est|El}$ de l'erreur d'estimation est principalement affectée par le biais de 0.2°/s sur l'axe $\vec{y}_{IMU}$. En revanche, la composante $\Delta_{est|X-el}$ est principalement affectée par les biais de -0.2°/s sur l'axe $\vec{x}_{IMU}$ et 0.15°/s sur l'axe $\vec{z}_{IMU}$. Ces biais étant de signes opposés, ils se compensent lors de l'intégration et la dérive de $\Delta_{est|X-el}$ est moins importante.

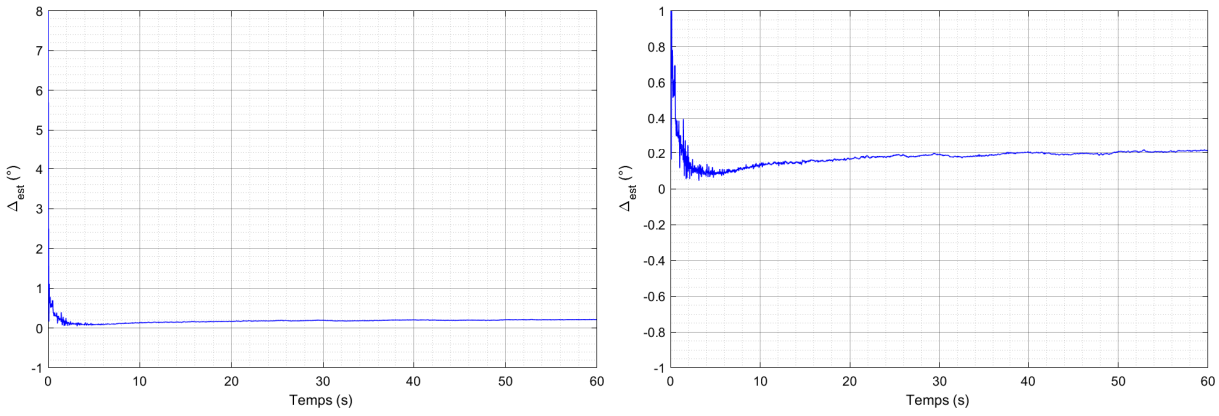

FIGURE 3.20 – Phase de régime permanent de l'erreur d'estimation Δ_{est} du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables, dans le cas d'un biais de gyromètre nul

Le modèle de mesure décrit au paragraphe 2.1.1.1 est basé sur les travaux de [45]. Ces derniers visent des conditions d'applications différentes de celles des présents tests. Tout d'abord, le matériel utilisé dans [45] est de qualité supérieure, avec des biais de mesure négligeables comparés à ceux utilisés ici. D'autre part, le cas d'application mentionné dans [45] est l'alignement de centrales inertielles préalable au lancement d'une munition.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

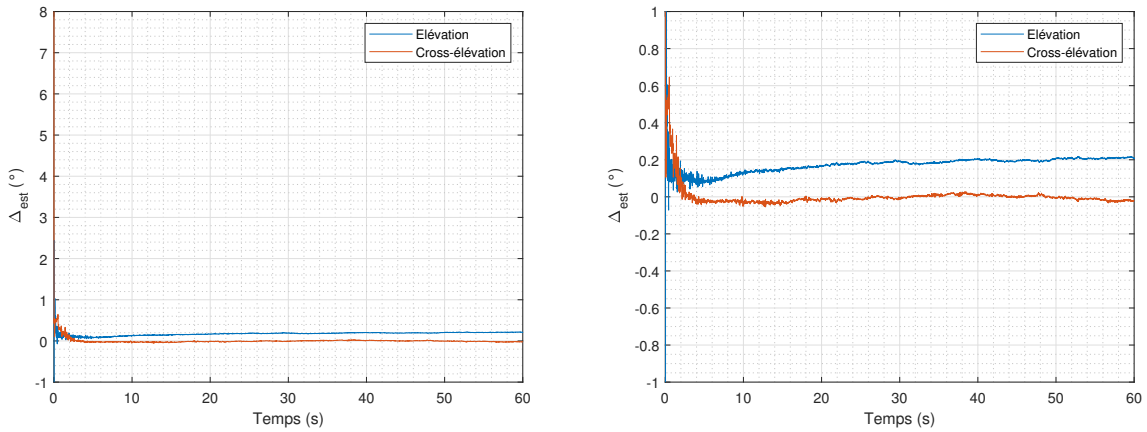

FIGURE 3.21 – Phase de régime permanent des composantes $\Delta_{est|X-el}$ et $\Delta_{est|El}$ de l'erreur d'estimation du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables, dans le cas d'un biais de gyromètre nul

Dans ce cas d'application, maintenir une estimation précise sur plusieurs minutes n'est pas nécessaire.

Un test reproduisant les même conditions mais retirant entièrement le biais de gyromètre est présenté en figure 3.20. On constate que l'erreur d'estimation Δ_{est} se maintient sous 0.3° même pendant 60 secondes. La figure 3.21 montre que cette stabilité est présente sur les deux composantes de l'erreur. Des tests ultérieurs, dans les mêmes conditions de simulation mais de plus longue durée, ont également montré que Δ_{est} restait sous cette limite pendant 150 secondes. La dérive visible en figure 3.19 est donc bien due à l'intégration continue de cette mesure biaisée.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

3.2.1.3 Analyse de l'erreur de pointage

L'erreur d'estimation reflète la capacité de l'algorithme à estimer le changement de repère q_{INS}^{IMU}. Cette estimation est ensuite utilisée pour asservir les positionneurs, comme décrit en sous-section 3.1.1.2. En revanche, la qualité de la communication dépend de l'erreur de pointage, laquelle est déterminée non seulement par les performances de l'algorithme, mais aussi par le calcul de la consigne de courant à partir de q_{INS}^{IMU}.

Si le calcul de la consigne de courant à partir de q_{INS}^{IMU} sort du cadre de cette thèse, il reste intéressant de regarder les résultats de l'erreur de pointage, exposée en figure 3.22.

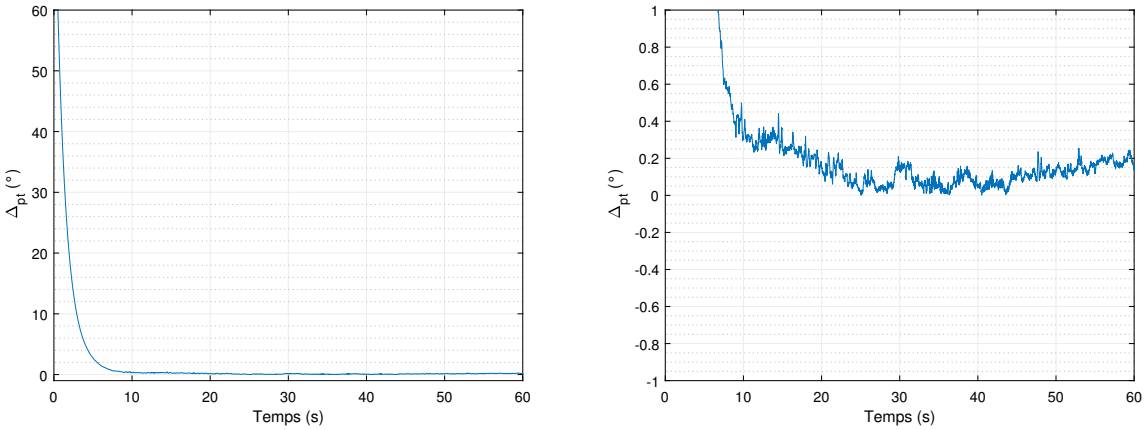

FIGURE 3.22 – Evolution de l'erreur de pointage Δ_{pt} du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables, dans le cas d'un biais de gyromètre nul

La première observation est la durée de convergence. Δ_{est}, représentant l'erreur sur l'estimation de q_{IMU}^{INS}, converge en moins d'une seconde. L'erreur de pointage Δ_{pt}, en revanche, met près de 10 secondes à converger. Ce temps de convergence est donc largement dû à l'asservissement des moteurs situé en amont de l'algorithme testé, comme illustré dans le schéma 3.23. Cela signifie que le temps de convergence de l'algorithme ne pèse que de manière négligeable sur le temps de convergence de l'erreur de pointage, et donc sur la capacité du système SOTM à établir rapidement un lien de communication.

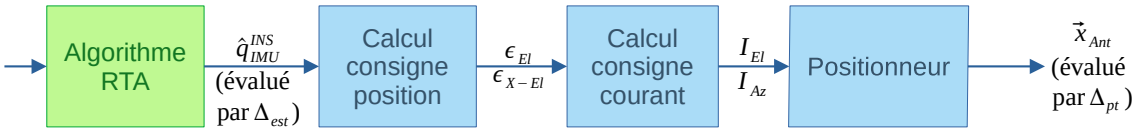

FIGURE 3.23 – Schéma-bloc de l'asservissement de la direction ligne de visée $\vec{x}_{Ant}$ à partir des résultats du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables.

La seconde observation est la précision en régime permanent, soit après une phase de convergence de 10 secondes : Δ_{pt} a une moyenne de 0.14° entre la 10ème et la 60ème seconde de simulation, et reste en-dessous de 0.45°. D'après les normes MIL-STD-188-164 [55] et les formules de calcul données dans [22], de telles performances en pratique permettraient une communication satellite pour des antennes allant jusqu'à 66 cm de

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

diamètre. A titre de comparaison, l'antenne utilisée dans le banc de test dans le cadre de cette thèse a un diamètre de 40 cm.

3.2.1.4 Comparaison à l'état de l'art

Les résultats de l'algorithme testé sont confrontés au modèle donné par [45], qui présente un algorithme pour l'estimation de grands angles utilisant les mêmes données d'entrée que l'algorithme testé. Ces résultats ont fait l'objet d'une publication [46].

Quelques commentaires doivent être faits au préalable. Tout d'abord, [45] fait des hypothèses très différentes des nôtres concernant la qualité des gyromètres esclaves : les biais de gyromètre sont de 2.8×10^{-4} °/s, contre 0.2 °/s dans notre application. Cela explique que les auteurs n'aient pas rencontré le problème de dérive auquel nous sommes confrontés. Les bruits des gyromètres dans [45], agrégés dans un seul bruit blanc, sont également inférieurs de deux ordres de grandeur à ceux de nos conditions de simulation. En revanche, les caractéristiques des accéléromètres sont similaires à celles de notre simulation. Par conséquent, dans cette comparaison, il a été décidé de se rapprocher des conditions de simulation de [45] en éliminant le biais de gyromètre, se ramenant ainsi au cas représenté dans les figures 3.20 et 3.21.

D'autre part, le modèle de [45] est destiné à l'estimation d'angles fixes. Le progrès que propose l'algorithme testé réside dans son modèle de propagation, permettant de s'adapter à des variations d'angle. Les tests présentés ci-dessous représentent donc un cas d'application hors de celui prévu par l'algorithme de [45], mais ils permettent de mettre en valeur les apports du modèle de propagation développé par cette présente thèse.

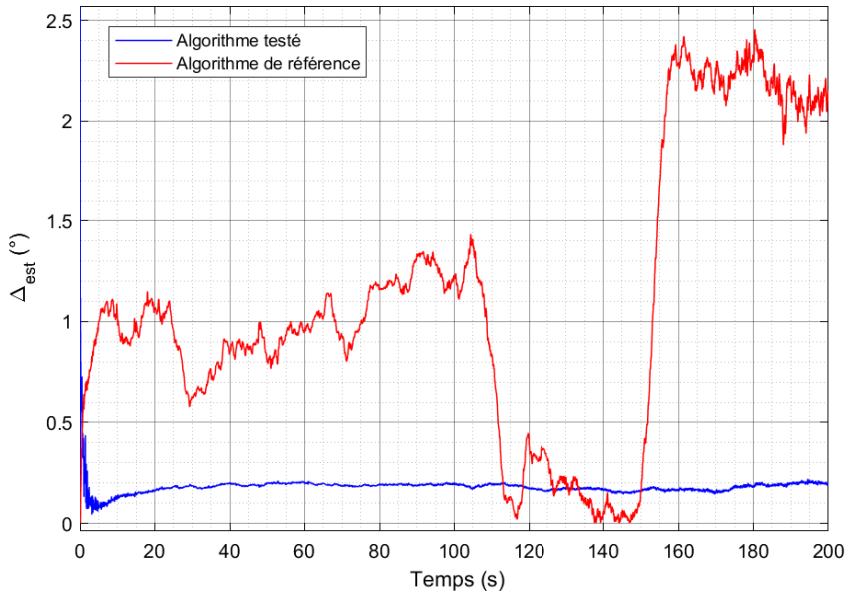

FIGURE 3.24 – Evolution de Δ_{est} de l'algorithme de Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables, comparé à la méthode de référence présentée dans [45], dans un cas sans biais de gyromètres.

Enfin, dans le cadre de cette thèse, nous nous intéressons à une précision de l'ordre du degré. Or, l'échelle des axes des graphiques présentés dans [45] ne permettent pas d'analyser les résultats avec la précision désirée ici. Par conséquent, les résultats de l'algorithme de [45], qui sert de référence, ont dû être regénérés par simulation.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

On peut observer en figure 3.24 que la méthode proposée surpasse la méthode de référence dans ces conditions de simulation. Il est important de relever que les résultats de ces algorithmes dépendent fortement du réglage choisi pour les matrices de covariance R et Q, définies dans les équations (1.43) et (1.44). Outre les meilleures performances de l'algorithme proposé, les résultats de la méthode de référence ne sont obtenus que par un réglage très fin, et les résultats se dégradent encore si l'on s'éloigne de ce point optimal. En comparaison, l'algorithme testé garde les performances présentées en figure 3.24 pour de plus larges plages de valeurs dans les poids des matrices R et Q.

3.2.1.5 Dérive due à l'intégration des gyromètres : pistes de correction explorées

La dérive constatée au paragraphe 3.2.1.2 rend l'algorithme de Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables inutilisable dans l'application visée. Par conséquent, les recherches suivantes ont été consacrées à la recherche d'une solution, parfois au détriment d'analyses de l'impact d'autres paramètres.

Diverses possibilités, décrites ci-dessous, ont été explorées pour tenter de remédier à cette dérive. Le manque de performance et/ou de fiabilité de ces solutions potentielles a mené à la remise en question de l'utilisation du modèle de Rapid Transfer Alignment. En effet, si ce modèle est consacré par la littérature (cf paragraphe 1.2.2.3), le matériel et les conditions d'utilisation dans le cas d'application de cette thèse diffèrent fortement du cas classique d'application du Rapid Transfer Alignment.

Ces raisons ont mené au développement de l'algorithme présenté en section 2.2, qui exploite des mesures habituellement délaissées, mais qui ne nécessitent pas d'intégration numérique, même avec le matériel utilisé dans le cas d'application des SOTM.

Estimation préalable des biais par Rotation Rate Matching

Un correcteur de biais, situé en amont du Rapid Transfer Alignment, estime les biais de gyromètre IMU. Cette estimation est utilisée pour corriger la vitesse de rotation $\vec{\omega}^{IMU}_{IMU/NED}$ L'objectif est d'éliminer la dérive lors de l'intégration de cette variable.

Ce correcteur de biais utilise un transfert d'alignement par Rotation Rate Matching, similaire à celui décrit par [26]. Il n'est par conséquent adapté ni à des grands angles ni à des angles variables, ce qui a nécessité quelques adaptations pour se ramener à une situation proche du cas classique. En revanche, il est ici utilisé uniquement pour l'estimation des biais des gyromètres IMU ; la qualité de l'estimation de l'erreur d'alignement entre les plateformes est donc sans intérêt.

Les entrées sont une vitesse de rotation maître et une vitesse de rotation esclave. La vitesse de rotation maître $\vec{\omega}^{IMU}_{INS/NED}$ est calculée à partir de $\vec{\omega}^{INS}_{INS/NED}$, tirée des gyromètres de l'INS, et d'un calcul cinématique impliquant θ_{El} et θ_{Az}, tirés des codeurs du positionneur. Les erreurs d'alignement R^{Pos}_{INS} et d'orthogonalité R_{or} sont ignorées. La vitesse de rotation esclave correspond à $\vec{\omega}^{IMU}_{IMU/NED}$, tirée des gyromètres IMU, à qui on a soustrait les vitesses de rotation du positionneur $\dot{\theta}_{El}$ et $\dot{\theta}_{Az}$.

On constate sur la figure 3.25 que la correction des biais diminue fortement la dérive : elle n'est plus que de 0.5° sur 120 secondes (entre les instants $t = 40s$ et $t = 160s$). Pour autant, ce n'est pas suffisant pour l'éliminer entièrement. Une telle dérive est toujours trop importante pour l'application pratique visée, où l'estimation doit rester stable sur plusieurs minutes.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

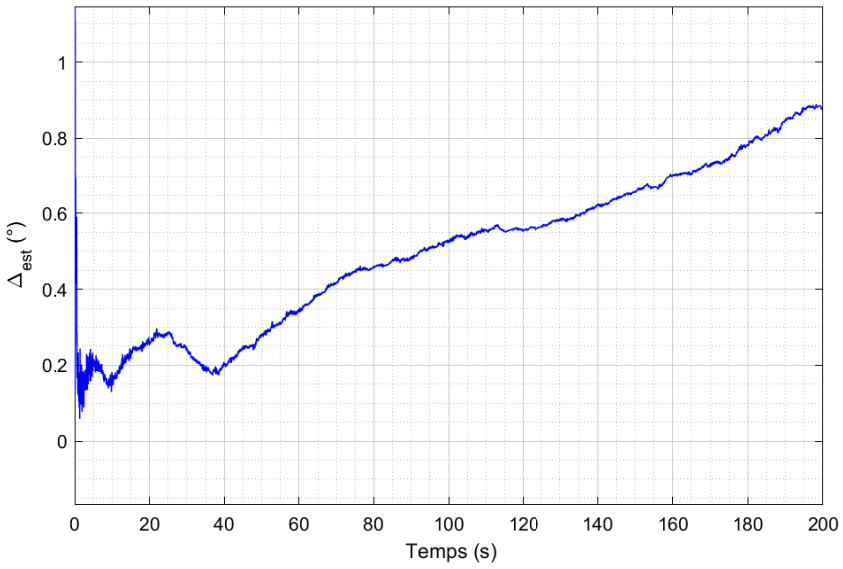

FIGURE 3.25 – Phase de régime permanent de Δ_{est} du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables, dans le cas d'une estimation préliminaire des biais des gyromètres

Réinitialisation régulière de l'algorithme d'estimation

Couplé à un estimateur de biais, l'algorithme testé peut maintenir une erreur d'estimation inférieure à 0.6° pendant près de deux minutes (figure 3.25). De plus, la convergence initiale de l'algorithme ne prend que quelques dixièmes de secondes. Par conséquent, en réinitialisant l'algorithme à intervalles réguliers, l'erreur d'intégration accumulée est éliminée quand elle devient trop importante.

La convergence de l'algorithme dépend en partie de la précision de l'initialisation de l'estimation ; par conséquent, deux méthodes d'initialisation ont été testées. L'algorithme était réinitialisé toutes les dix secondes afin d'étudier la précision de la re-convergence à chaque réinitialisation.

La première méthode initialise l'algorithme avec une estimation de X_1 basée sur les mesures des codeurs. Cette valeur d'initialisation ignore les erreurs d'alignement et d'orthogonalité, par conséquent, elle peut être erronée de plusieurs degrés. Le résultat est présenté en figure 3.26.

La seconde méthode conserve la dernière estimation $\hat{X}_1$ donnée par l'algorithme avant réinitialisation, et l'utilise pour initialiser l'algorithme au moment de la réinitialisation. Cette valeur d'initialisation a le même ordre de précision que l'initialisation précédente, soit quelques dixièmes de degrés. Le résultat est présenté en figure 3.27.

Avec la première méthode d'initialisation, présentée en figure 3.26, l'estimation converge à nouveau avec une erreur allant de 0.2 à 1° à chaque réinitialisation. Avec la seconde méthode d'initialisation, présentée en figure 3.27, l'estimation converge à nouveau avec une erreur allant de 0.1 à 0.8°. Dans les deux cas, la nouvelle convergence dure quelques secondes et se fait souvent avec une erreur. De plus, la vitesse de dérive n'est pas la même à chaque nouvelle convergence.

Les résultats les plus probants se font avec l'initialisation basée sur l'itération précédente, montrant l'importance d'une initialisation aussi précise que possible pour obtenir une

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

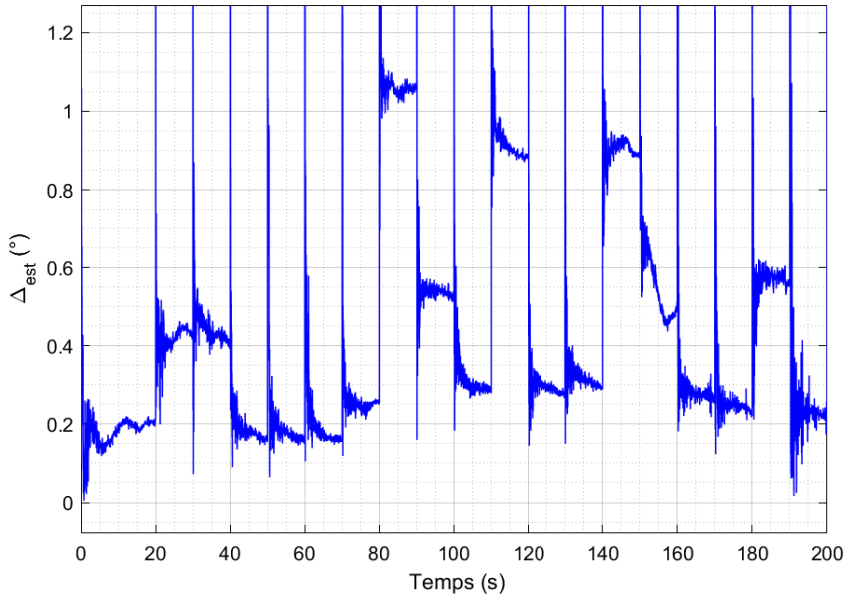

FIGURE 3.26 – Phase de régime permanent de Δ_{est} du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables avec estimateur de biais, périodiquement réinitialisé à partir des mesures codeurs.

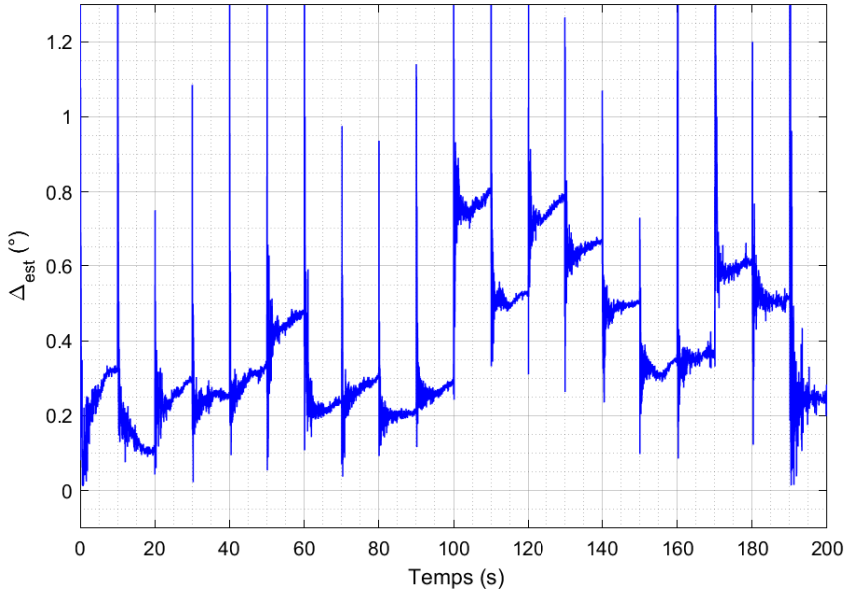

FIGURE 3.27 – Phase de régime permanent de Δ_{est} du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables avec estimateur de biais, périodiquement réinitialisé à partir de la dernière estimation effectuée.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

erreur minimale après convergence. Cependant, même avec cette méthode, la précision après réinitialisation reste hasardeuse, ce qui la rend inutilisable en application pratique.

Des études supplémentaires seraient nécessaires pour comprendre exactement pourquoi l'erreur après convergence diffère autant entre les différentes réinitialisations. Les causes possibles incluent notamment une différence dans les mouvements porteurs pendant la phase de convergence, et un impact excessif des variables aléatoires telles que le bruit des capteurs IMU ou l'Angular Random Walk (définie en Annexe A). Dans le cadre de cette thèse, on a préféré développer un second algorithme, décrit en section 2.2, dont le modèle ne reposait pas sur des intégrations de mesures.

3.2.2 Rotation Rate-Acceleration Matching pour de grands angles variables

L'algorithme testé ici est celui décrit en partie 2.2. Le modèle d'estimation se base sur des données de vitesse de rotation et d'accélération. Cela signifie que si les plateformes inertielles sont immobiles, la seule information captée sera l'accélération de la gravité. En théorie, en l'absence de mouvement, une convergence n'est donc possible que pour la composante $\Delta_{est|El}$ de l'erreur d'estimation.

Cet algorithme a été développé après la constatation de la dérive de l'algorithme de Rapid Transfer Alignement pour de grands angles variables lors des tests en simulation et décrite au paragraphe 3.2.1.2. Les simulations décrites ci-dessous ont donc bénéficié de l'expérience acquise lors des essais précédents.

Même en présence de mouvements, l'accélération gravitationnelle n'est jamais négligeable par rapport aux accélérations dues aux mouvements. Comme mentionné pour l'algorithme précédent, les mouvements en cap sont différents de ceux en roulis et en tangage ; par conséquent, les vitesses de rotation sont également différentes selon les axes considérés. On peut donc s'attendre ici aussi à une différence de comportement entre les composantes $\Delta_{est|El}$ et $\Delta_{est|X-el}\Delta_{est|X-el}$ de l'erreur d'estimation.

La phase de convergence et la phase de régime permanent sont toutes les deux examinées. Contrairement à l'algorithme précédent, la fiabilité de l'algorithme était la même à court ou long terme. Les tests se sont donc concentrés sur les effets des diverses erreurs de capteurs et mouvements porteurs sur les performances.

3.2.2.1 Analyse de la phase de convergence

La phase de convergence de cet algorithme, présentée en figure 3.28, est beaucoup plus longue que celle de l'algorithme précédent, présentée en figures 3.17 et 3.18. Il faut 4 secondes pour que se termine le régime transitoire, contre 0.6 secondes pour l'algorithme précédent. Ce délai reste néanmoins largement satisfaisant pour l'application visée.

Le graphique à droite de la figure 3.28 illustre la décomposition de l'erreur d'estimation en composantes Cross-élévation et Elévation. On constate que la composante Elévation $\Delta_{est|El}$ atteint plus rapidement des valeurs absolues moindres que $\Delta_{est|X-el}$: $\Delta_{est|El}$ passe sous les 2° d'erreur absolue après 0.5 s, contre 1.3 s pour la composante $\Delta_{est|X-el}$. Cependant, dant les deux cas, le régime transitoire se prolonge jusqu'à la 4ème seconde.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

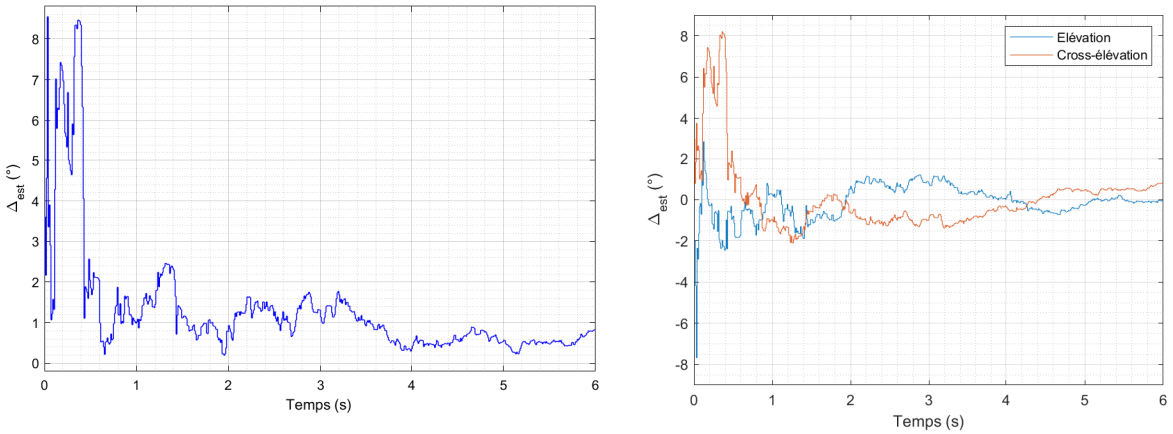

FIGURE 3.28 – Phase de convergence de Δ_{est} et sa décomposition en composantes Cross-élévation $\Delta_{est|X-el}$ et Elévation $\Delta_{est|El}$, pour l'algorithme de Rotation Rate-Acceleration Matching pour de grands angles variables

Cette différence de comportement entre les deux composantes est à contraster avec les résultats du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables, donnés en figure 3.18, où les deux composantes convergeaient de manière similaire. Cela peut indiquer une plus grande sensibilité du présent algorithme aux différences entre axes. Ces différences, qui seront d'autant plus visible en phase de régime permanent, sont analysées plus en détail au paragraphe suivant.

La précision atteinte sera également abordée plus en détail au paragraphe suivant, mais on constate déjà en figure 3.28 une précision moindre que l'algorithme précédent, l'erreur d'estimation Δ_{est} se trouvant entre 0.5° et 1°.

3.2.2.2 Analyse du régime permanent

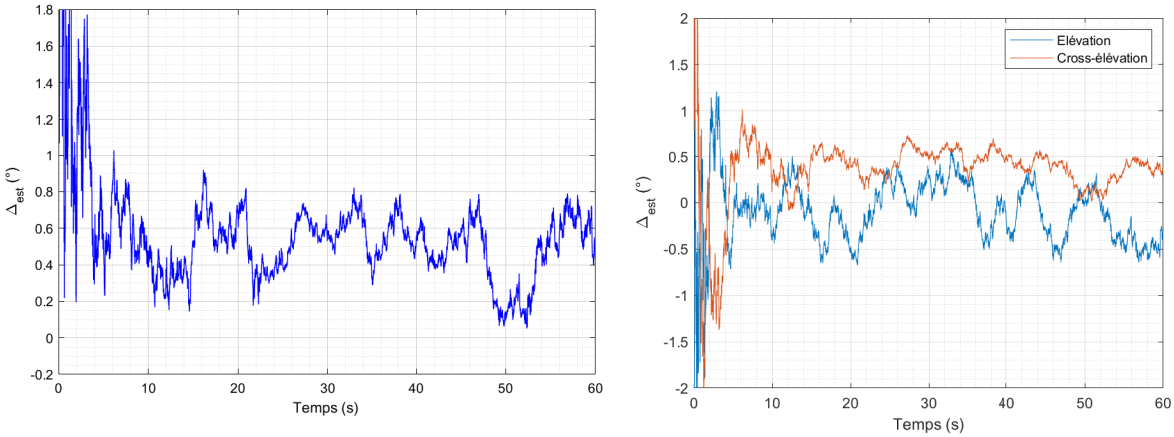

FIGURE 3.29 – Phase de régime permanent de Δ_{est} et sa décomposition en composantes Cross-élévation $\Delta_{est|X-el}$ et Elévation $\Delta_{est|El}$, pour l'algorithme de Rotation Rate-Acceleration Matching pour de grands angles variables

La figure 3.29 montre le régime permanent de l'algorithme de Rotation Rate-Acceleration Matching pour de grands angles variables.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

On constate d'abord que l'erreur d'estimation Δ_{est} ne dérive pas, contrairement à l'algorithme précédent. Ce résultat était attendu, puisque le présent algorithme n'utilise pas d'intégration qui pourrait causer un cumul progressif des erreurs de mesure. Des essais ultérieurs, effectués dans les mêmes conditions de simulation mais s'étendant sur plusieurs minutes, n'ont pas révélé de dérive à plus long terme.

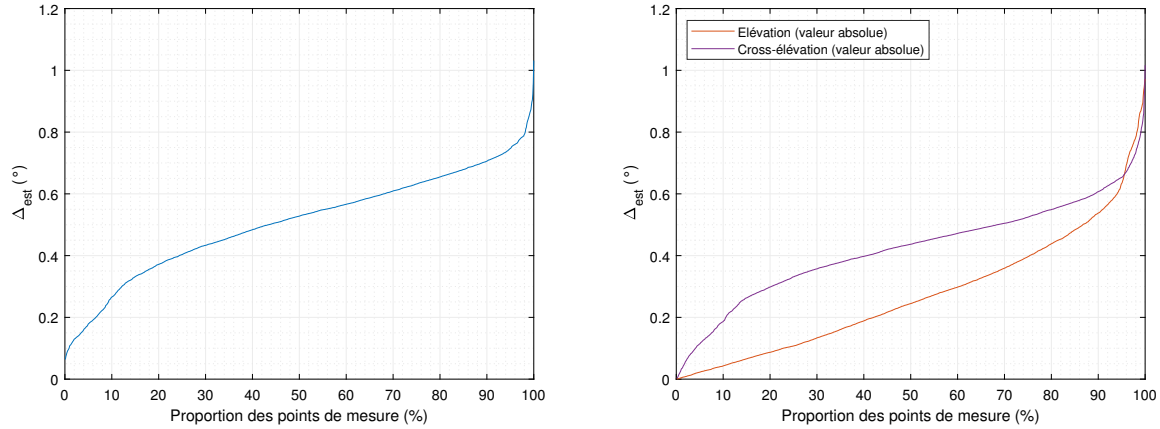

FIGURE 3.30 – Histogrammes cumulatifs de Δ_{est} et des valeurs absolues de ses composantes Cross-élévation $\Delta_{est|X-el}$ et Elévation $\Delta_{est|El}$, pour l'algorithme de Rotation Rate-Acceleration Matching pour de grands angles variables, entre la 5ème et 65ème seconde de simulation

La seconde constatation est une précision diminuée, par rapport à celle atteinte par l'algorithme précédent en fin de régime transitoire. En traçant en figure 3.30 l'histogramme cumulatif de Δ_{est} sur une minute, en excluant le régime transitoire, on constate que l'erreur maximale dépasse les 1°, et que l'erreur est inférieure à 0.75° sur 95% des mesures. Ces résultats sont à comparer à la valeur de 0.2° d'erreur atteint par l'algorithme précédent à l'issue du régime transitoire, comme montré au paragraphe 3.2.1.1.

Le graphique de droite de la figure 3.29, présente l'évolution temporelle des composantes Cross-élévation $\Delta_{est|X-el}$ et Elévation $\Delta_{est|El}$ de l'erreur d'estimation, et le graphique à droite de la figure 3.30 représente l'histogramme cumulatif des valeurs absolues de ces composantes. Les deux composantes atteignent les mêmes maxima, et leurs erreurs à 95% sont similaires : 0.65° pour la Cross-élévation et 0.64° pour l'Elévation. Cependant, la répartition diffère, avec une erreur à 50% de 0.44° en Cross-élévation contre 0.24° en Elévation.

Une moins bonne précision de $\Delta_{est|X-el}$ s'explique avant tout par la présence de l'accélération de la gravité. Comme évoqué en introduction de la présente sous-section, les entrées de l'algorithme testé ici sont les accélérations et les vitesses de rotation captées par l'INS et l'IMU. L'accélération de la gravité est colinéaire à l'axe $\vec{z}_{Down}$; cette mesure profite donc uniquement à l'estimation de la composante $\Delta_{est|El}$ (voir paragraphe 3.1.2.1 pour la définition exacte des composantes d'erreur). A $9.81\,m/s^2$, l'accélération gravitationnelle est un vecteur d'accélération important comparé aux accélérations dues aux mouvements porteurs. Il est donc moins pollué que ces dernières par les sources d'erreurs sur l'accélération, telles que celles dues à la compensation du bras de levier décrite au paragraphe 2.2.2.2. L'estimation de la composante $\Delta_{est|X-el}$, qui ne profite pas de ce vecteur d'accélération, est donc plus sensible à ces sources d'erreur.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

3.2.3 Conclusion des résultats de simulation

Ces résultats de simulation ont révélé des performances très différentes entre les algorithmes.

En l'absence de biais de gyromètre, le premier algorithme présente un temps de convergence extrêmement bref et une excellente précision. Cependant, si un biais de gyromètre similaire à celui d'une IMU de SOTM est présent, cette erreur s'accumule lors de l'intégration numérique de $\vec{\omega}_{IMU/NED}^{IMU}$ et cause une augmentation rapide de l'erreur d'estimation. Comme le montre les résultats de simulation, diminuer ce biais en l'estimant au préalable n'est pas suffisant pour rendre l'algorithme utilisable en application pratique.

Le second algorithme présente une convergence légèrement moins rapide, mais toujours excellente comparée aux exigences de l'application aux SOTM. Sa précision, en revanche, est moindre que celle du premier algorithme, ce qui limiterait son utilisation à des antennes et des fréquences radio tolérant une plus grande erreur de pointage. Cependant, contrairement au premier algorithme, l'erreur d'estimation ne présente pas de dérive au cours du temps. Cet algorithme peut donc être testé en banc d'essai.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

3.3 Essais sur banc de test

Les essais expérimentaux ont lieu sur le banc de test décrit au paragraphe 3.1.1.3. Les métriques utilisées, données en sous-section 3.1.2, sont les mêmes que pour les tests en simulation. Cependant, contrairement à la simulation, les valeurs de référence n'étaient pas directement accessibles, et sont calculées selon la méthode donnée au paragraphe 3.1.2.3.

Les résultats de simulation ont determinés que l'algorithme de Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables, décrits en section 2.1, n'est pas utilisable sur le long terme : l'intégration numérique de cet algorithme cause une dérive importante. Seul l'algorithme de Rotation Rate-Acceleration Matching, décrit en section 2.2, a été testé en banc d'essai.

3.3.1 Analyse du régime transitoire

Le premier critère de performance de l'algorithme est l'erreur d'estimation atteinte à l'issue du régime transitoire, qui doit être minimale. De plus, le régime transitoire doit être suffisament bref pour permettre une application pratique : d'après les résultats présentés au paragraphe 3.2.1.3, il faut atteindre le régime permanent en moins d'une dizaine de seconde.

La partie qui suit analyse différents facteurs influençant le régime transitoire de l'algorithme de Rotation Rate-Acceleration Matching.

3.3.1.1 Influence du type de mouvement

Des essais ont été effectués avec deux types de mouvements, effectués en mobilisant la plaque servant de support :

- des mouvements de rotation autour du seul axe $\vec{x}_{INS}$, dont les résultats sont donnés en figure 3.32 ;
- des mouvements de rotation sur les trois axes $\vec{x}_{INS}$, $\vec{y}_{INS}$ et $\vec{z}_{INS}$, dont les résultats sont donnés en figure 3.33.

Les axes $\vec{x}_{INS}$, $\vec{y}_{INS}$ et $\vec{z}_{INS}$ sont illustrés en figure 3.31.

Les vitesses de rotation dans les deux essais sont comparables. La convergence de $\Delta_{est|X-el}$ est très nette sur le premier essai : l'erreur d'estimation diminue de 6° en l'espace de 1.5 s, en se stabilisant autour 1° d'erreur. En revanche, sur le deuxième essai, la convergence est à la fois plus longue et moins marquée : sur 5.3 s de convergence, on observe une amélioration de la précision de moins de 1°.

Les mouvements de rotation ont deux effets contradictoires. D'une part, ils apportent des données d'entrées supplémentaires pour le Rotation Rate Matching, ce qui aide l'estimation. D'autre part, le repère $\mathcal{R}_{INS}$ est fixe par rapport au support, alors que l'axe $\vec{x}_{IMU}$ est stabilisé par écartométrie et donc fixe par rapport à la ligne de visée : ainsi, tout mouvement du support fait varier la valeur q_{IMU}^{INS} que l'on cherche à estimer, ce qui perturbe l'estimation.

En outre, les mouvements du support n'impactent pas les erreurs $\Delta_{est|X-el}$ et $\Delta_{est|El}$ de la même manière. Les mouvements sur les axes horizontaux $\vec{x}_{INS}$ et $\vec{y}_{INS}$ perturbent

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

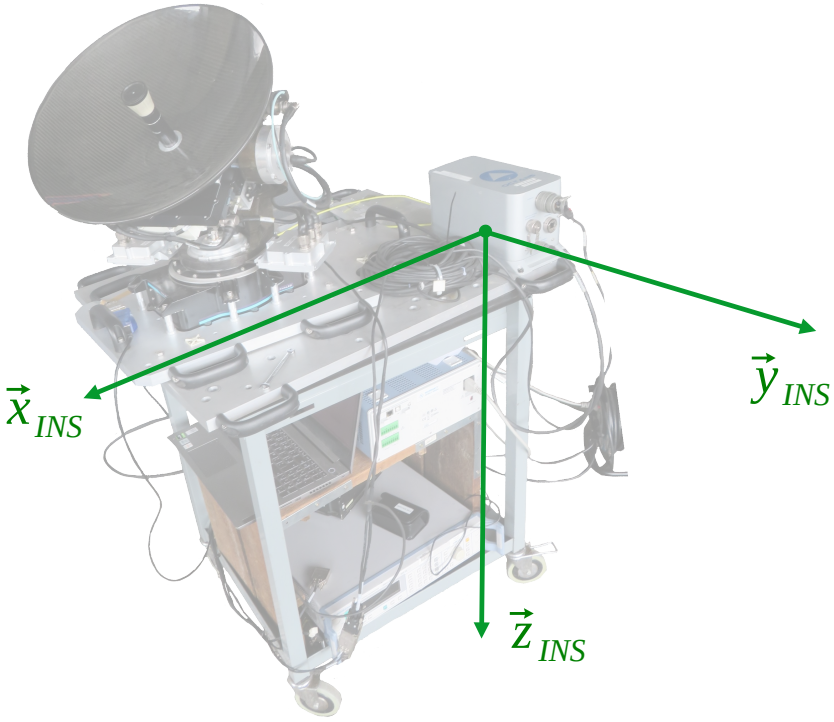

FIGURE 3.31 – Représentation des axes $\vec{x}_{INS}$, $\vec{y}_{INS}$ et $\vec{z}_{INS}$.

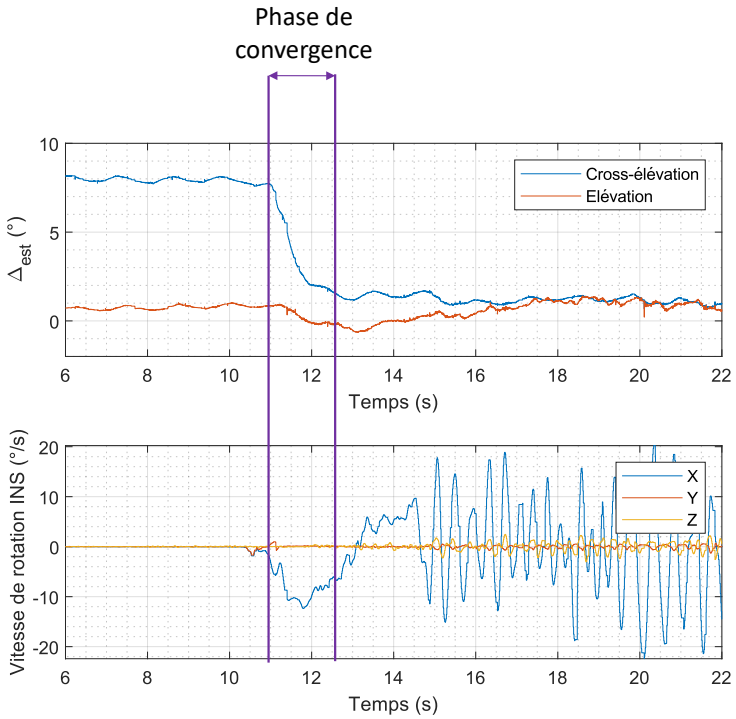

FIGURE 3.32 – Phase de convergence lors de mouvements rapides sur l'axe $\vec{x}_{INS}$.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

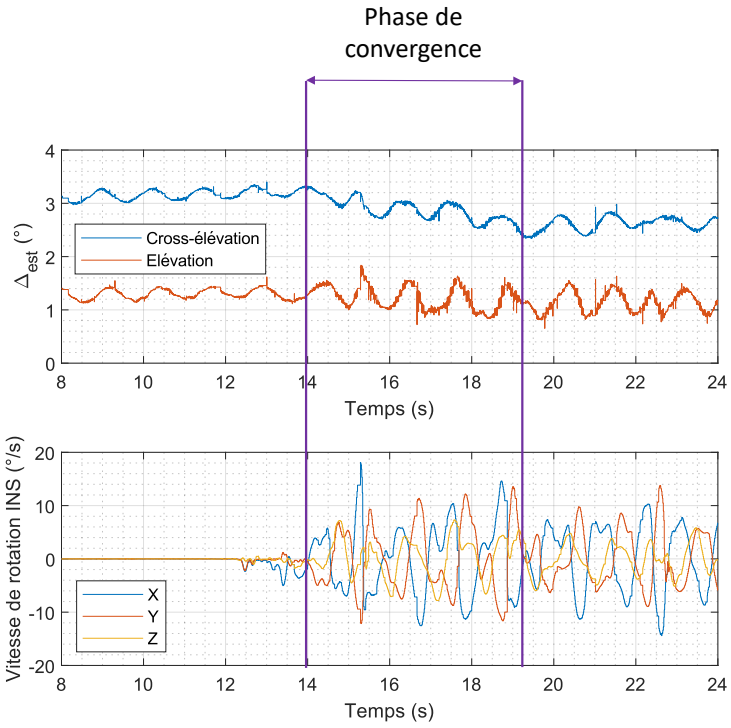

FIGURE 3.33 – Phase de convergence lors de mouvements rapides sur les trois axes

l'estimation de la composante Elévation de q_{IMU}^{INS}, mais contribuent à l'estimation de sa composante Cross-élévation. Les mouvements sur l'axe vertical $\vec{z}_{INS}$ ont l'effet inverse : ils perturbent l'estimation de la composante Cross-élévation de q_{IMU}^{INS}, mais contribuent à l'estimation de sa composante Elévation. Cela explique les différents comportements de convergence entre les deux essais présentés dans ce paragraphe : mobiliser uniquement l'axe $\vec{x}_{INS}$ contribue à la réduction de l'erreur $\Delta_{est|X-el}$ sans perturber l'estimation sur l'axe vertical, contrairement au deuxième essai où l'axe $\vec{z}_{INS}$ était également mobilisé.

3.3.1.2 Influence de la vitesse des mouvements

Les essais présentés ici ont été réalisés en imprimant une rotation autour de $\vec{x}_{INS}$, mais à différentes vitesses. Le premier essai, affiché en figure 3.34, a été réalisé avec des mouvements plus lents que le deuxième, affiché en figure 3.32. Cependant, dans les deux cas, la convergence a lieu dès le début des mouvements, avant qu'il n'y ait une réelle différence dans la vitesse donnée au support. La durée de convergence (2 secondes) et l'erreur d'estimation atteinte lors de cette phase (de l'ordre de 1.3°) sont comparables dans les deux cas. On peut en déduire que la vitesse minimale pour engendrer une convergence est inférieure à celle donnée même dans l'essai "mouvements lents", et que dépasser cette vitesse n'améliore ni ne dégrade la convergence.

3.3.1.3 Influence de la durée de fonctionnement

Au cours des essais expérimentaux, il s'est avéré que la durée entre le démarrage de l'algorithme et le début des mouvements porteurs avait un impact sur la convergence de q_{IMU}^{INS}. Les deux essais présentés ici ont été effectués avec les mêmes types et vitesses de

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

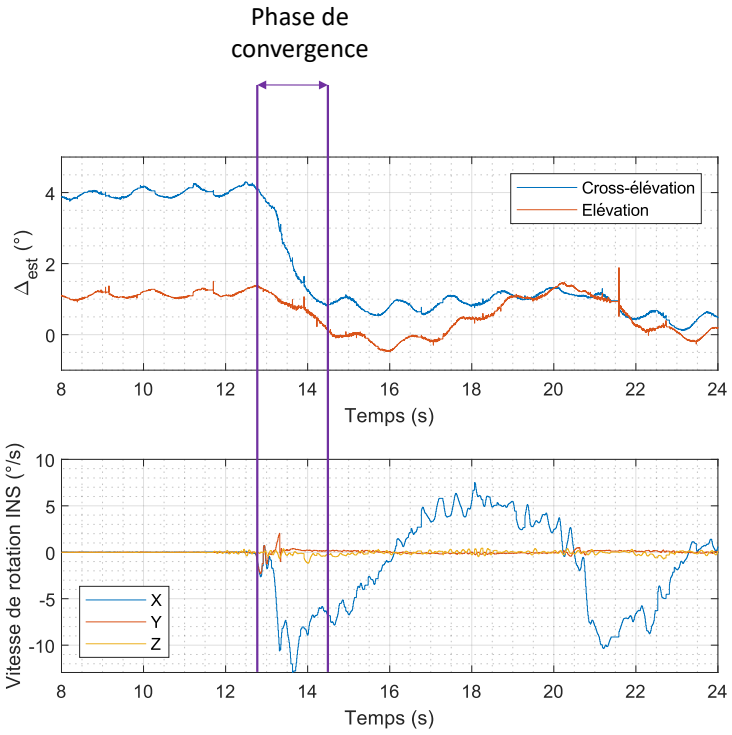

FIGURE 3.34 – Phase de convergence lors de mouvements lents sur l'axe $\vec{x}_{INS}$.

mouvements. En revanche, la première mesure, présentée en figure 3.32, a été prise moins d'une minute après le démarrage de l'algorithme, alors que la deuxième, présentée en figure 3.35, a été prise trois minutes après le démarrage de l'algorithme.

La convergence est presque inexistante si les premiers mouvements ont lieu plusieurs minutes après le lancement de l'algorithme, comme illustrée en figure 3.35, alors qu'on observe une amélioration de la précision de 6° sur deux secondes si les mouvements ont lieu moins d'une minute après lancement, comme observé en figure 3.32.

Dans les deux cas, le filtre converge vers un point de fonctionnement dès le lancement de l'algorithme. Cependant, en l'absence de mouvements, il n'y a pas de données d'entrée permettant d'utiliser le modèle de mesure pour réduire l'erreur Cross-élévation : l'algorithme ne peut se baser que sur sa valeur d'initialisation et sur l'intégration du modèle de propagation. Les données d'entrée du modèle de propagation étant entachées d'erreurs (notamment d'un biais de gyromètre IMU), on observe une dérive de l'erreur Cross-élévation. Le filtre se base alors entièrement sur son modèle de propagation, et aucunement sur son modèle de mesure, pour estimer la composante Cross-élévation de $\hat{q}_s^m$.

Au bout de quelques minutes, des mouvements sont introduits : les données d'entrée du modèle de mesure pourraient permettre une réduction de l'erreur Cross-élévation, mais l'algorithme a déjà convergé vers un point de fonctionnement où le modèle de mesure est presque ignoré. Cela explique la très faible convergence observée en figure 3.35.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

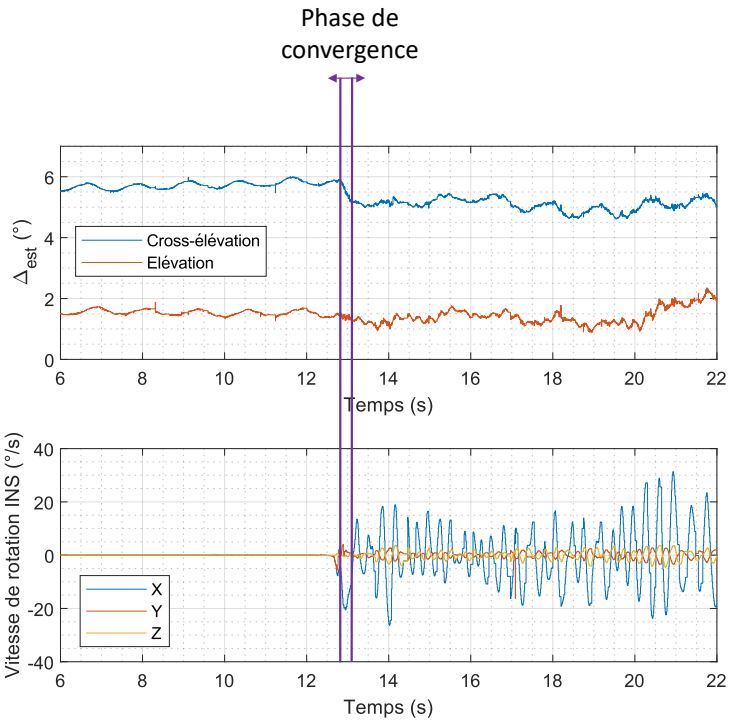

FIGURE 3.35 – Phase de convergence lors de mouvements rapides sur l'axe $\vec{x}_{INS}$, 3 minutes après lancement de l'algorithme.

3.3.1.4 Question de l'enregistrement du régime transitoire Elévation

Sur tous les essais présentés dans cette sous-partie, la phase de convergence de l'erreur Cross-élévation $\Delta_{est|X-el}$ est nettement plus marquée que celle de l'erreur Elévation $\Delta_{est|El}$. De plus, au début de l'enregistrement, l'erreur Elévation $\Delta_{est|El}$ est toujours plus faible que l'erreur Cross-élévation $\Delta_{est|X-el}$.

Quand l'ACU démarre, l'algorithme se met en marche. A ce stade, le support est immobile. L'algorithme ne dispose donc que de l'accélération de la gravité comme signal d'entrée non nul. Cela permet une convergence de l'erreur Elévation $\Delta_{est|El}$ dès le démarrage de l'algorithme.

En revanche, comme expliqué au paragraphe 2.2.1.2, l'erreur Cross-élévation $\Delta_{est|X-el}$ ne peut donc converger qu'en présence de mouvements porteurs. Tant qu'il n'y a pas de mouvements, la composante cap de $\hat{q}_{IMU}^{INS}$ ne se base que sur la valeur d'initialisation de l'algorithme et sur l'intégration du modèle de propagation par le filtre de Kalman.

Or, après démarrage de l'ACU, le système SOTM peut prendre jusqu'à une minute pour localiser le signal balise du satellite, indispensable pour obtenir la référence nécessaire au calcul de Δ_{est}, comme explicité au paragraphe 3.1.2.3. Avant cela, mesurer Δ_{est} est impossible. Ainsi, une convergence de $\Delta_{est|El}$ qui aurait lieu dès le démarrage de l'ACU n'est pas enregistrable sur le banc de test utilisé ici.

Une convergence initiale de $\Delta_{est|El}$ avant le début de l'enregistrement, permise par la gravité, explique les différences de comportement entre $\Delta_{est|El}$ et $\Delta_{est|X-el}$ au début des

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

mouvements porteurs. $\Delta_{est|El}$ ayant déjà convergé, sa valeur est plus faible au début de l'enregistrement.

Il est notable que l'ajout de mouvements de rotation, utilisé par le modèle de Rotation Rate Matching, réduise peu l'erreur Elévation $\Delta_{est|El}$. Cela note l'efficacité du modèle d'Acceleration Matching, qui bénéficie de la gravité, comparé au Rotation Rate Matching.

3.3.2 Analyse du régime permanent

Un des critères de performances selectionné est la capacité de l'algorithme à maintenir une estimation précise et stable sur la durée. Bien que les essais en simulation n'aient pas montré de tels phénomènes, il est intéressant de voir si une situation expérimentale en banc d'essai n'introduit pas des facteurs affectant les performances à long terme.

3.3.2.1 Phénomène de dérive

Sur l'essai présenté en figure 3.36, on observe une augmentation progressive de l'erreur d'estimation après la phase de convergence. Cette dérive s'observe sur les deux composantes de l'erreur d'estimation : une régression linéaire illustrée en figure 3.40 montre que l'erreur Cross-élévation varie de 0.051 °/s, et l'erreur Elévation de 0.089 °/s. Les mouvements du support restent les mêmes tout au long de l'essai : cette dérive n'est donc pas due à un changement externe à l'algorithme.

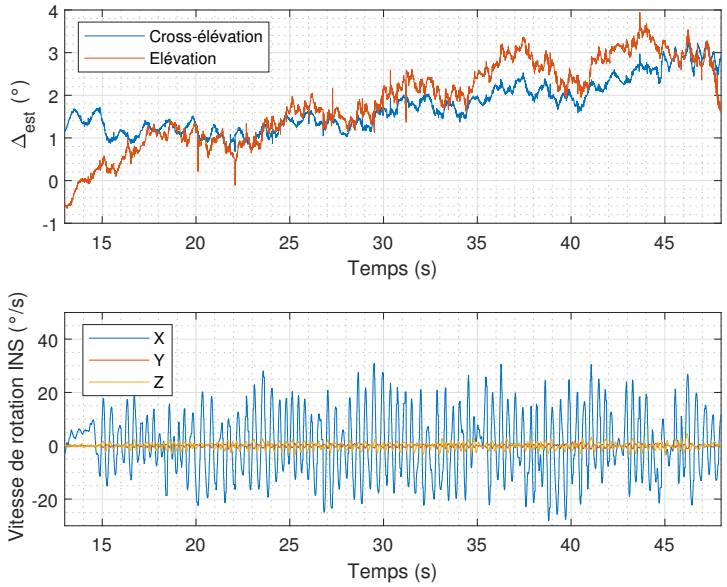

FIGURE 3.36 – Phase de régime permanent lors de mouvements rapides sur l'axe $\vec{x}_{INS}$.

Cette dérive pourrait être due à l'impact du modèle de propagation, qui est basé sur des mesures biaisées qui sont ensuite intégrées. Cependant, la présence de mouvements de rotation et de la gravité devrait permettre au modèle de mesure de corriger cette dérive, en particulier sur la composante Elévation qui profite de l'accélération gravitationnelle. L'équilibre entre les deux modèles (propagation et mesure) utilisés dans le filtre de Kalman est décidé en réglant les matrices de covariance R et Q : un tel phénomène de dérive

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

pourrait donc être dû à un réglage favorisant trop le modèle de propagation au détriment du modèle de mesure.

Ce phénomène de dérive doit cependant être nuancé, car son importance varie selon les mouvements porteurs, comme résumé dans le tableau 3.7. S'il est très visible en figure 3.40, qui subissait des mouvements rapides sur l'axe $\vec{x}_{INS}$ uniquement, il est beaucoup moins fort dans l'essai présenté en 3.37, qui subit des mouvements plus lents : une régression linéaire illustrée en figure 3.41 montre que l'erreur Cross-élévation varie de 0.005 °/s, soit dix fois moins qu'avec des mouvements rapides ; l'erreur Elévation, quant à elle, varie de 0.020 °/s, soit quatre fois moins que précédemment. On rappelle que la résolution des codeurs des axes est de 0.0013°.

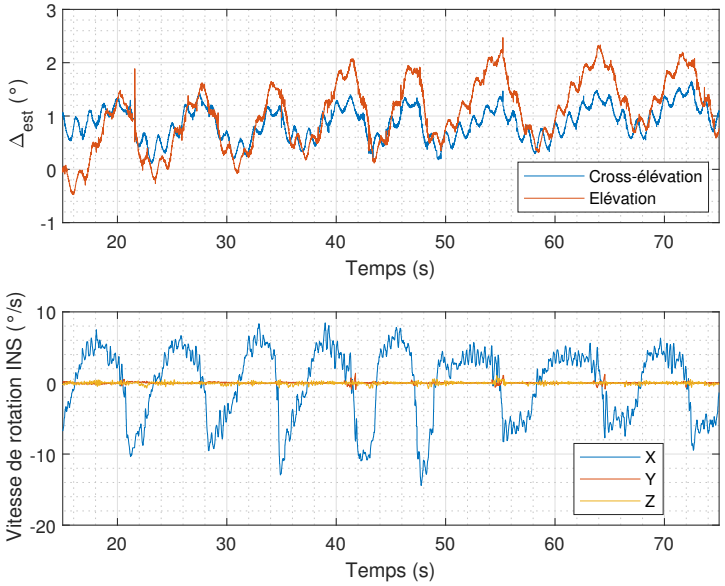

FIGURE 3.37 – Phase de régime permanent lors de mouvements lents sur l'axe $\vec{x}_{INS}$.

La dérive est encore plus limitée, si les mouvements de rotation comprennent les trois axes, quelle que soit la vitesse des mouvements. Dans la figure 3.38, où le support était animé de mouvements rapides sur les trois axes, la dérive est comparable à l'essai sous mouvements lents sur un seul axe : une régression linéaire, montrée en figure 3.42, montre que l'erreur Cross-élévation varie de -0.006 °/s et que l'erreur Elévation varie de 0.014 °/s.

Enfin, dans la figure 3.39, où le support était animé de mouvements lents sur les trois axes, la dérive est encore plus réduite, voire inexistante : après une régression linéaire présentée en figure 3.43, l'erreur Cross-élévation varie de 0.005 °/s, et l'erreur Elévation est imperceptible au vu de la précision des codeurs.

Plusieurs circonstances, cumulables entre elles, peuvent expliquer la variabilité de la dérive selon les essais. Pour commencer, des mouvements sur les trois axes procurent au modèle de mesure des données d'entrée plus riches, ce qui peut lui permettre de compenser efficacement la dérive du modèle de propagation.

Ensuite, les mouvements de rotation sont compensés avant entrée dans le modèle de mesure, comme décrit au chapitre 2. Or cette compensation ne prend pas en compte d'éventuelles erreurs d'orthogonalité du positionneur. D'après l'équation (2.59), plus les

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

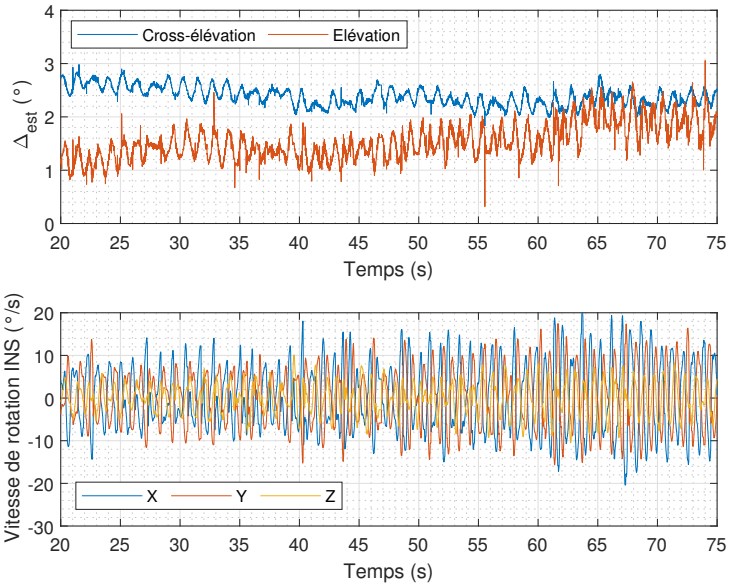

FIGURE 3.38 – Phase de régime permanent lors de mouvements rapides sur les trois axes.

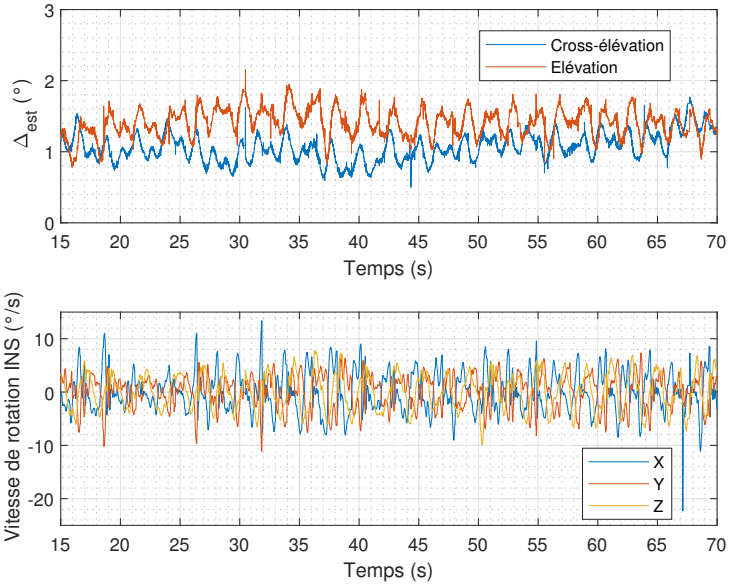

FIGURE 3.39 – Phase de régime permanent lors de mouvements lents sur les trois axes.

TABLE 3.7 – Dérive en régime permanent des erreurs d'estimation $\Delta_{est|X-el}$ et $\Delta_{est|El}$ selon les mouvements porteurs, estimée par régression linéaire.

Type de mouvements	Figures	Dérive de $\Delta_{est\|X-el}$	Dérive de $\Delta_{est\|El}$
Rapides sur l'axe $\vec{x}_{INS}$	3.36, 3.40	0.051 °/s	0.089 °/s
Lents sur l'axe $\vec{x}_{INS}$	3.37, 3.41	0.005 °/s	0.020 °/s
Rapides sur les trois axes	3.38, 3.42	-0.006 °/s	0.014 °/s
Lents sur les trois axes	3.39, 3.43	0.005 °/s	<0.001 °/s

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

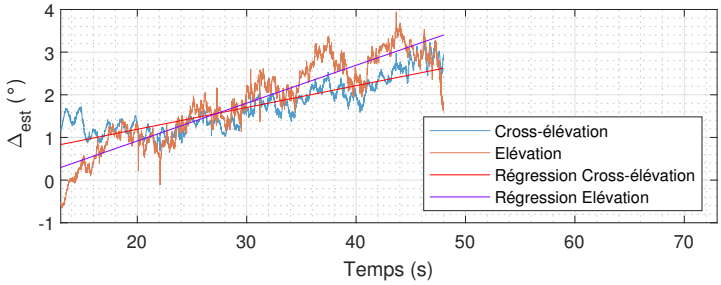

FIGURE 3.40 – Régression linéaire sur les données présentées en figure 3.36 (mouvements rapides sur l'axe $\vec{x}_{INS}$).

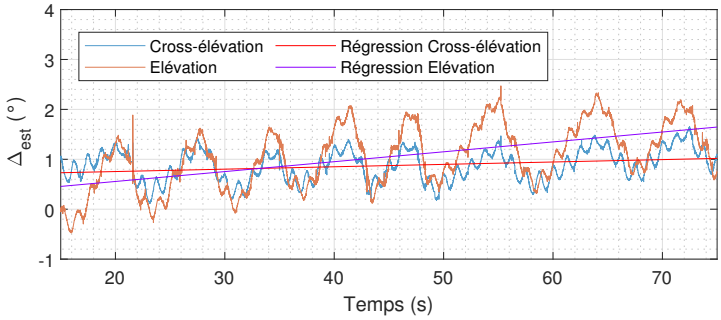

FIGURE 3.41 – Régression linéaire sur les données présentées en figure 3.37 (mouvements lents sur l'axe $\vec{x}_{INS}$).

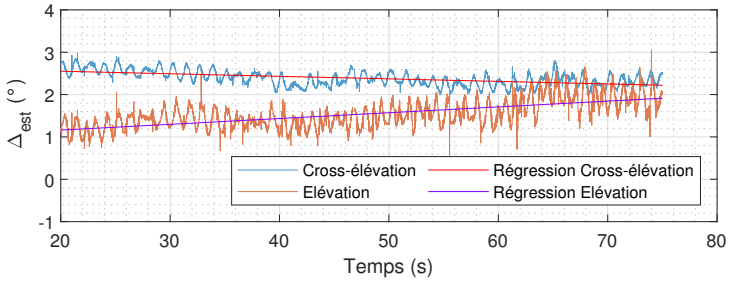

FIGURE 3.42 – Régression linéaire sur les données présentées en figure 3.38 (mouvements rapides sur les trois axes).

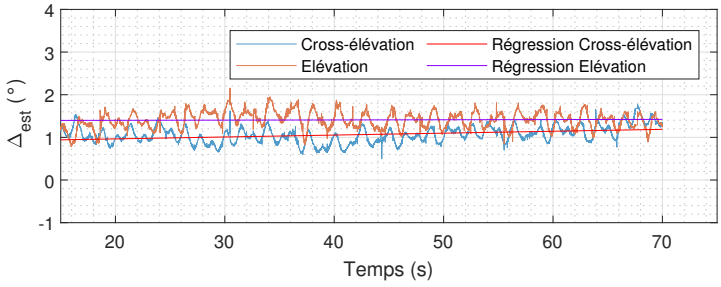

FIGURE 3.43 – Régression linéaire sur les données présentées en figure 3.39 (mouvements lents sur les trois axes).

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

mouvements de rotation sont importants, plus cette erreur sera prépondérante dans les données d'entrée du modèle de mesure, ce qui perturbe l'estimation. Cela peut expliquer une dérive plus importante lors de mouvements plus rapides.

3.3.2.2 Corrélation avec les variations de q_{IMU}^{INS}

Pendant l'essai présenté en figure 3.44, le support était soumis à des mouvements lents, uniquement sur l'axe $\vec{x}_{INS}$. On observe une variation cyclique de l'erreur d'estimation, d'une amplitude de 1 à 2°, qui est corrélée aux mouvements du support. Il est à rappeler que les mouvements du support se traduisent par une variation de la valeur q_{IMU}^{INS} que l'on cherche à estimer, comme expliqué au paragraphe 3.3.1.1. A moindre échelle, on observe également une variation périodique de l'erreur d'estimation d'amplitude 0.5°, ce qui correspond au mouvement de rotation de la ligne de visée de l'antenne pour effectuer le Conscan, mouvement qui se répercute également sur q_{IMU}^{INS}.

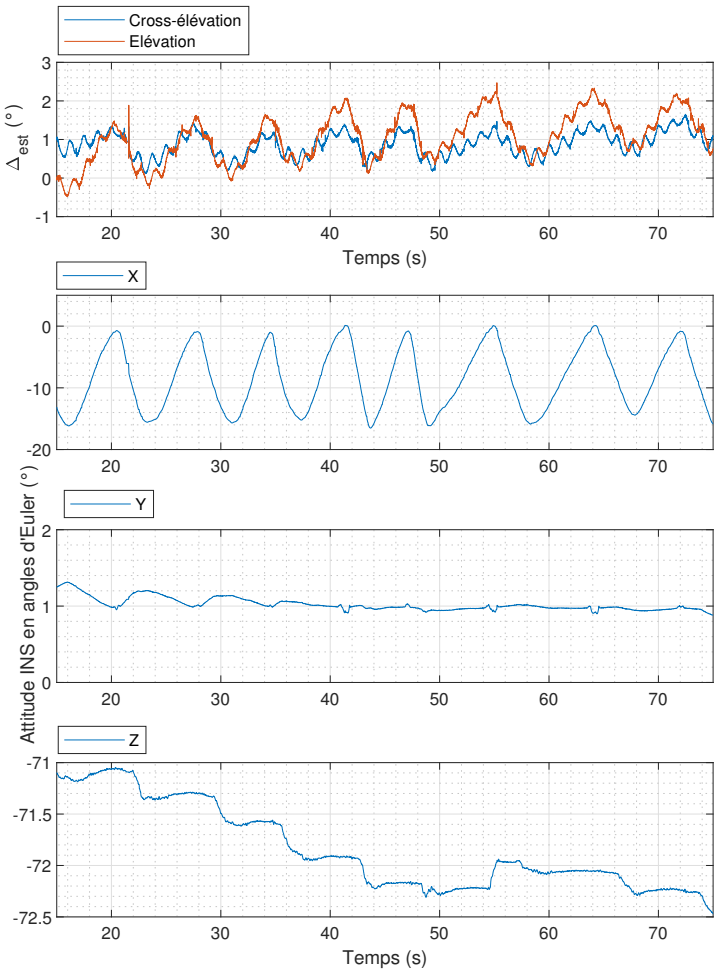

FIGURE 3.44 – Phase de régime permanent lors de mouvements lents sur l'axe $\vec{x}_{INS}$, avec la position de l'INS en angles d'Euler.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

De telles variations de l'erreur d'estimation sont également visibles sur les essais avec d'autres types et intensités de mouvements, la variation périodique due au Conscan étant notablement aisée à identifier. Cependant, elle est plus visible sur les essais à vitesse lente, car les mouvements sont plus amples, et sur les essais portant sur un seul axe de rotation, car combiner des mouvements sur plusieurs axes rend leurs impacts difficiles à distinguer.

Ainsi, des variations dans l'erreur d'estimation sont corrélées à des variations de q_{IMU}^{INS}. Ces mouvements sont en principe anticipés par le modèle de propagation du filtre de Kalman. Cependant, comme décrit au paragraphe 3.3.2.1, l'impact du modèle de propagation peut être modulé par le réglage des matrices de covariance R et Q. La présence d'une variation telle que présentée en 3.44 peut indiquer un réglage favorisant trop le modèle de mesure, au détriment du modèle de propagation.

Augmenter le poids du modèle de propagation ne se fait pas sans contrepartie : on supposait au contraire au paragraphe 3.3.2.1 qu'un modèle de propagation trop favorisé serait responsable de la dérive alors observée. De plus, favoriser le modèle de propagation ralentit la convergence initiale de l'algorithme. Cela ne pose pas problème si le filtre de Kalman est initialisé à une valeur proche de la valeur exacte, mais dans le cas contraire, la convergence pourrait alors être compromise. Ainsi, le réglage des matrices de covariance R et Q doit trouver un équilibre entre ces différents intérêts.

3.3.3 Harmonisation et biais d'accéléromètres

Même dans les meilleurs cas, les mesures expérimentales du transfert d'alignement montrent un écart de performance significatif par rapport aux résultats en simulation présentés à la sous-section 3.2.

Une hypothèse permettant d'expliquer cette différence est celle de l'erreur d'harmonisation, déjà définie au paragraphe 1.1.3.10. Comme dit au paragraphe 3.1.2.3, la métrique de référence est basée sur l'écartométrie : elle donne donc le vecteur ligne de visée $\vec{x}_{Ant}$ dans le repère $\mathcal{R}_{NED}$. En revanche, le transfert d'alignement estime le changement de repère q_{IMU}^{INS}, ensuite utilisé pour calculer le vecteur $\hat{\vec{x}}_{IMU|NED}$ d'après l'équation (3.6). Ce vecteur est ensuite comparé à la référence. Or, à cause des inexactitudes au moment du montage de la station SOTM, le repère $\mathcal{R}_{IMU}$ n'est pas parfaitement confondu avec le repère $\mathcal{R}_{Ant}$. La rotation R_{IMU}^{Ant} entre ces deux repères est appelée erreur d'harmonisation.

De plus, les accéléromètres de l'IMU comportent des biais, et l'estimation effectuée au paragraphe 3.1.1.3 ne permet pas de les déterminer avec précision. Les biais d'accéléromètres faussent les entrées de la section Acceleration Matching du transfert d'alignement, ce qui se répercute sur l'estimation de $\hat{q}_{IMU}^{INS}$.

Ainsi, en considérant ces deux erreurs possibles, l'accélération captée par l'IMU peut s'écrire de cette façon :

$$\vec{a}_{IMU} = R_{Ant}^{IMU}\vec{a}_{Ant} + \vec{b}_{accIMU} \tag{3.21}$$

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

avec :

- $\vec{a}_{IMU}$ le vecteur accélération captée par l'IMU
- $\vec{a}_{Ant} = \begin{pmatrix} a_{Ant}(x) \\ a_{Ant}(y) \\ a_{Ant}(z) \end{pmatrix}$ le vecteur accélération de la ligne de visée
- R_{Ant}^{IMU} le changement de repère entre le repère $\mathcal{R}_{IMU}$ et le repère $\mathcal{R}_{Ant}$, dû aux incertitudes de montage de la station SOTM
- $\vec{b}_{accIMU}$ le vecteur des biais des accéléromètres de l'IMU

Il s'agit donc d'évaluer le contenu de la matrice R_{Ant}^{IMU}. En considérant que l'erreur d'harmonisation peut s'exprimer par trois petits angles d'Euler α_h, β_h et γ_h, R_{Ant}^{IMU} peut s'exprimer ainsi :

$$R_{Ant}^{IMU} = R_x(\alpha_h)R_y(\beta_h)R_z(\gamma_h) = \begin{bmatrix} 1 & -\gamma_h & \beta_h \\ \gamma_h & 1 & -\alpha_h \\ -\beta_h & \alpha_h & 1 \end{bmatrix} \tag{3.22}$$

Ainsi, l'équation (3.21) devient un système linéaire à six inconnues : α_h, β_h, γ_h, et les trois termes du vecteur de biais $\vec{b}_{accIMU}$. Ce système peut être formulé ainsi :

$$\vec{a}_{Ant} = R_{IMU}^{Ant}\vec{a}_{IMU} - R_{IMU}^{Ant}\vec{b}_{accIMU} \tag{3.23}$$

Dans le cadre de cette harmonisation, seuls les paramètres γ_h et β_h nous intéressent, α_h ne concernant que la rotation autour de la ligne de visée de l'antenne, qui n'est pas importante pour le pointage et est ignorée par les métriques choisies. On s'intéresse donc seulement à la première ligne du système, c'est-à-dire à l'équation suivante :

$$a_{Ant}(x) = \begin{pmatrix} 1 & -\gamma_h & \beta_h \end{pmatrix}\vec{a}_{IMU} - \begin{pmatrix} 1 & -\gamma_h & \beta_h \end{pmatrix}\vec{b}_{accIMU} \tag{3.24}$$

Tant que les mouvements de l'antenne sont négligeables, la gravité est la seule accélération subie par l'IMU et la ligne de visée. On connaît la position exacte de la référence $\vec{x}_{Ant|NED}$ grâce aux équations 3.12 et 3.13, et on connaît la gravité dans le repère NED. On peut donc en déduire $a_{Ant|x}$:

$$a_{Ant|x} = (\vec{x}_{Ant|NED})^T \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{pmatrix} \tag{3.25}$$

avec g l'accélération de la pesanteur sur le lieu de test. En collectant suffisamment de mesures, il est donc possible d'estimer, par méthode des moindres carrés, deux des termes de la matrice d'harmonisation ainsi que les trois biais d'accéléromètre.

Les mesures ont été effectuées comme suit :

- Le support est maintenu immobile pendant toute la durée de la manipulation
- L'antenne effectue un ralliement grossier en boucle ouverte vers le satellite afin de détecter le signal balise
- L'écartométrie s'active et la poursuite par Boucle Fermée commence

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

- L'antenne effectue un mouvement autour de la direction du satellite, avec une erreur de pointage de 1°, afin d'avoir une trajectoire plus riche
- La mesure est prise pendant quelques dizaines de secondes
- L'antenne pointe sur le satellite suivant, et répète les étapes précédentes.

En tout, des mesures ont été prises en pointant sur cinq satellites : Astra 3B, Athena Fidus, Eutelsat 3B, Alphasat et YahSat 1B.

Cette méthode repose sur une comparaison entre le vecteur gravité capté par l'IMU $\vec{g}_{IMU}$ et le vecteur gravité théorique $\vec{g}_{ant}$ du repère $\mathcal{R}_{Ant}$. Par conséquent, il est crucial que toute autre accélération subie par l'IMU soit négligeable devant la gravité. Le support étant immobile, l'IMU ne peut subir (outre la gravité) que des accélérations dues aux mouvements du positionneur. L'écartométrie nécessite un mouvement circulaire, il est donc impossible de garder l'antenne entièrement statique : il faut donc s'assurer que le Conscan est suffisamment lent pour que l'accélération centrifuge générée soit négligeable devant la gravité.

L'objectif est de détecter un biais de l'ordre de 16 mg (environ 0.19 m/s^2), et une erreur d'alignement de l'ordre de 1° [56]. Une telle erreur d'alignement génèrerait une erreur sur la mesure de gravité δ_g de l'ordre de grandeur suivant :

$$\delta_g \approx \sin(1°)g \approx 0.17 m/s^2 \tag{3.26}$$

avec g l'accélération de la pesanteur sur le lieu de test. D'après [57], $g \approx 9.80933$.

On cherche donc à avoir une accélération centrifuge négligeable par rapport à ces deux valeurs. La vitesse maximale atteinte lors d'un mouvement de Conscan pur est de $\omega_{scan} \approx 4°/s$ 3.45. Sachant que le bras de levier r entre l'IMU et les axes du positionneur est d'environ 20 cm, les mouvements de Conscan génèrent l'accélération centrifuge suivante :

$$r \cdot \omega_{scan} \approx 0.00083 m/s^2 \ll 0.17 m/s^2 \tag{3.27}$$

Les mouvements du Conscan sont donc négligeables par rapport à la valeur que l'on cherche à estimer. Les périodes comportant d'autres mouvements d'antennes, ayant lieu lors du repositionnement de la ligne de visée (notamment lors du changement de satellite), sont retirées des données utilisées dans l'estimation. Les mesures enregistrées sont présentées en figure 3.46.

En revanche, estimer le modèle donné dans l'équation (3.24) ne donne pas des résultats concluants : les résidus, montrés en figure 3.47, ne s'apparentent pas à du bruit blanc. De plus, les résidus ont une moyenne RMS de 0.07 m/s^2, soit à peine moins que la différence entre $a_{IMU}(x)$ et $a_{Ant}(x)$ sans correction (0.09 m/s^2). On peut donc en conclure que le modèle d'erreur proposé en équation (3.21) ne permet pas d'expliquer les erreurs constatées sur les résultats du transfert d'alignement.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

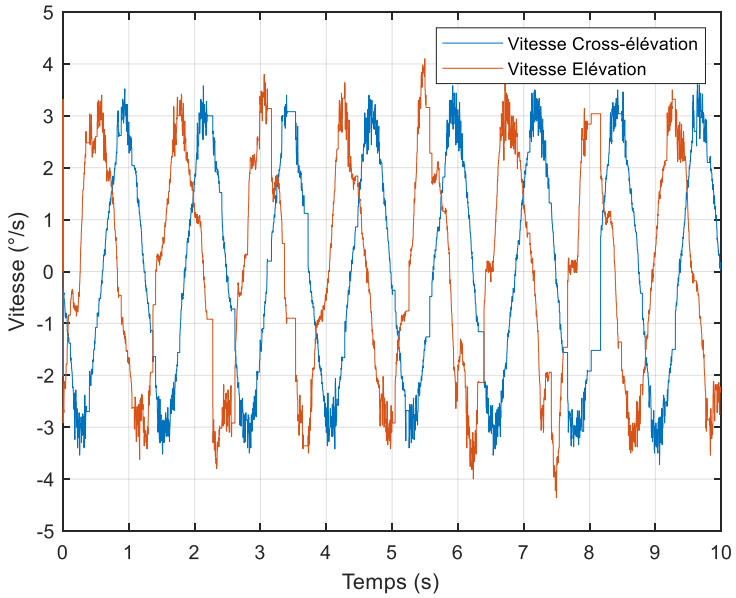

FIGURE 3.45 – Vitesse de rotation sur les deux axes du positionneur lors d'un mouvement de Conscan pur.

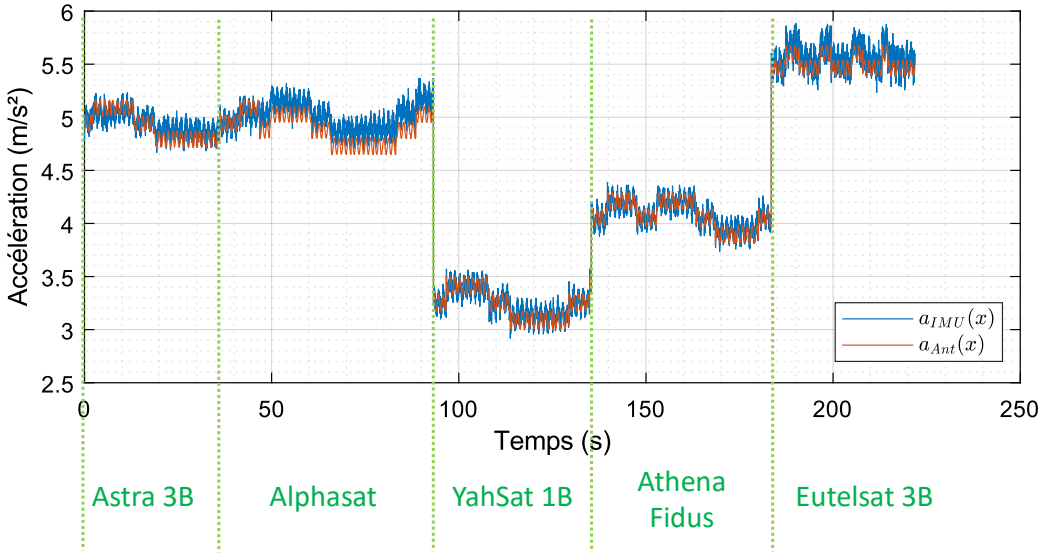

FIGURE 3.46 – $a_{IMU}(x)$ et $a_{Ant}(x)$ lors du pointage sur différents satellites.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

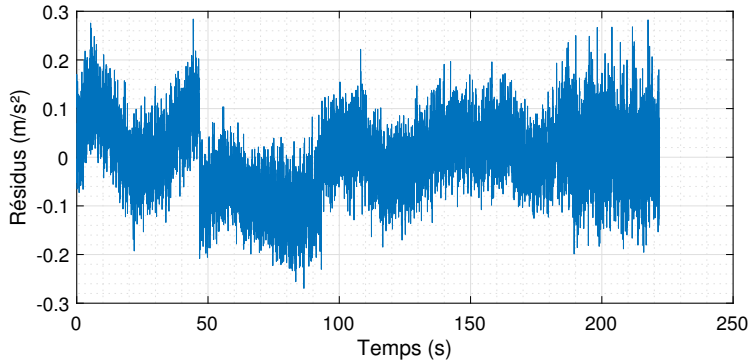

FIGURE 3.47 – Résidus de l'estimation du modèle d'harmonisation par moindres carrés.

3.4 Conclusion du chapitre

Ces essais ont révélé l'importance de facteurs dont l'analyse avait été négligée en simulation.

Les mouvements porteurs ont un effet paradoxal sur la précision de l'estimation. Les mouvements de rotation du porteur perturbent l'estimation en faisant varier q_{IMU}^{INS}, mais participent également à cette estimation en augmentant les vitesses de rotation en entrée de l'algorithme. Les effets sont également dépendant des axes considérés : les rotations autour des axes horizontaux perturbent l'estimation de la composante Elévation, mais facilitent celle de la composante Cross-élévation. Les rotations autour de l'axe vertical ont l'effet inverse.

La durée de fonctionnement de l'algorithme, notamment le délai entre son activation et le début des mouvements, a eu un impact imprévu. Cet aspect n'avait pas été étudié durant les tests en simulation ; or, il s'est avéré que l'estimation était d'autant plus précise que les mouvements porteurs commençaient rapidement après l'activation de l'algorithme. Si le délai entre activation et début des mouvements est trop important, la phase de convergence est à peine perceptible.

En revanche, la valeur absolue de la vitesse de mouvement n'a pas eu d'effet notable sur le temps de convergence, des mouvements porteurs faibles donnant une phase de convergence de même durée que des mouvements plus importants.

Concernant la capacité de l'algorithme à tenir dans la durée, les tests réalisés avec des mouvements rapides révèlent une dérive de l'erreur d'estimation. Dans ces circonstances, les approximations faites dans la compensation des mouvements positionneurs deviennent prépondérantes, ce qui perturbe l'estimation.

Enfin, l'erreur d'estimation varie de manière corrélée aux mouvements porteurs. La question du réglage des matrices de covariance R et Q du filtre de Kalman se pose alors : mettre plus de poids sur le modèle de propagation permettrait de réduire ces variations lors de l'estimation sur la durée, mais pourrait compromettre la convergence initiale de l'algorithme. Des études supplémentaires seraient nécessaires pour déterminer le réglage idéal de ces matrices, aucune méthode rigoureuse n'existant actuellement pour effectuer ces réglages.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Conclusion

La problématique de cette thèse était de renforcer la résilience des stations SOTM en proposant une stratégie de pointage en Boucle Ouverte robuste. Dans le cas d'un véhicule équipé d'une centrale de navigation, ce problème se ramène à l'estimation d'un changement de repère variable entre deux plateformes inertielles de qualités inégales.

Dans cette perspective, le choix a été fait de développer une nouvelle méthode de transfert d'alignement. Cette nouvelle méthode permet l'estimation de changements de repère arbitraires qui peuvent être variables dans le temps.

Contribution des travaux de thèse

La principale contribution de ces travaux de thèse réside dans les deux algorithmes décrits au chapitre 2. Cela inclut une revue de l'état de l'art permettant de positionner ces recherches, la conception théorique de ces algorithmes, leur validation en simulation et leur test en banc d'essai.

L'étude de l'état de l'art, exposée au chapitre 1, est composée de deux sections. La première consiste en une étude du contexte industriel des Satcom On-The-Move et des défis qui leurs sont propres. Cette étude met en évidence certaines faiblesses des méthodes actuelles de pointage en Boucle Ouverte, et une modélisation mathématique du problème a permis de rapporter ces verrous scientifiques à une problématique d'estimation de changement de repère.

La deuxième section de l'état de l'art concerne les méthodes permettant actuellement de répondre à cette problématique, à savoir l'estimation d'un changement de repère entre deux plateformes inertielles. Ces méthodes, dites de transfert d'alignement, existent depuis les années 1970. Leur contexte d'application d'origine visait à estimer des désalignements de quelques degrés qui sont de surcroît fixes dans le temps. Ainsi, si la littérature est abondante dans ce cas d'application précis, elle est beaucoup plus lacunaire en ce qui concerne des changement de repère d'amplitude arbitraire. Dans la littérature abordant ce sujet, il n'existait pas de méthode envisageant la possibilité d'un changement de repère variable dans le temps.

C'est dans ce contexte que les deux algorithmes décrits au chapitre 2 ont été développés. Une contribution importante réside dans le développement d'un modèle de propagation permettant d'anticiper la variation du changement de repère, en se basant uniquement sur les mesures de vitesses angulaires des plateformes inertielles concernées. Aucun capteur intermédiaire n'est nécessaire pour le bon fonctionnement de ce modèle.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Si le modèle de propagation permet de suivre les évolution du changement de repère estimé, il est insuffisant à lui seul pour l'estimation. Deux modèles de mesures sont proposés, tous deux pouvant être couplés au modèle de propagation précédemment mentionné. Le premier modèle de mesure est adapté de la littérature et se base sur des relevés d'attitude et de vitesse longitudinale. Le second a été conçu au cours de ces travaux de thèse, et se base sur des relevés de vitesse angulaire et d'accélérations longitudinales.

Ces algorithmes ont été testés en simulation, permettant de vérifier leurs performances et d'analyser les différentes sources d'erreur. Le premier modèle de mesure présente une précision excellente tant que le biais de gyromètre IMU demeure négligeable, comme c'est généralement le cas dans le domaine du transfert d'alignement. Cependant, il se heurte à un problème de dérive lorsque le biais de gyromètre simule celui d'une IMU de SOTM. Plusieurs pistes ont été développées pour éliminer cette dérive et sont parvenues à la réduire de manière significative. Bien qu'elles ne permettent pas encore de la réduire de manière suffisante pour une application pratique, des pistes restent à explorer, qui seront mentionnées plus loin.

Le second algorithme fournit une estimation stable sur le long terme, même avec des erreurs de capteur simulant une IMU de SOTM, bien que les précisions atteintes en simulation soient moindres que pour le premier modèle. Cet algorithme a donc été testé sur banc d'essai. Ces essais ont révélé différents facteurs impactant les performances de l'algorithme, qui n'avaient pas été prédits en simulation. L'analyse qui en a été faite donne des pistes pour de futures recherches.

Parmi ces facteurs, il s'est avéré que les mouvements de rotation ont un effet paradoxal, perturbant l'estimation dans l'axe de rotation mais aidant l'estimation dans le plan de la rotation. Le délai entre l'activation de l'algorithme et les premiers mouvements porteurs s'est quant à lui avéré être un facteur prépondérant pour une bonne convergence. La rapidité des mouvements de rotation, si elle n'a pas d'impact sur la durée de la convergence initiale, perturbe l'estimation quand elle est trop élevée car elle amplifie des erreurs dues aux approximations dans le modèle. Enfin, le réglage du filtre de Kalman a un impact sur la stabilité de l'estimation, et des études supplémentaires seraient intéressantes pour déterminer les limites de cet impact et optimiser ce réglage.

Perspectives futures

Correction de la dérive du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables

La première perspective à considérer est la correction de la dérive du premier algorithme. Les efforts de thèse se sont reportés sur le second algorithme pour des raisons pratiques, mais les pistes d'exploration n'étaient pas épuisées pour s'affranchir de ce problème.

Il est possible d'estimer les biais des gyromètres au sein même du filtre de Kalman, bien que cela mène nécessairement à des modèles non-linéaires, qui présentent leurs propres défis. Une autre option est de conserver l'idée de la réinitialisation périodique, développée en section 3.2.1.5, et d'étudier les causes de la variabilité dans la reconvergence après réinitialisation. Si des conditions idéales de convergence pouvaient être déterminées, réinitialiser l'algorithme quand ces conditions sont réunies permettrait de conserver une erreur faible dans une utilisation à long terme.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Quantification de l'impact des différents facteurs

Grâce aux tests en simulation et en banc d'essai, plusieurs facteurs influençant les performances des algorithmes ont été dégagés : intensité et orientation des mouvements de rotation, délai d'activation de l'algorithme, réglage des matrices de covariance du filtre de Kalman, etc. Si les analyses effectués dans ces travaux permettent d'expliquer les mécanismes d'influence de ces différents facteurs, des essais supplémentaires seront nécessaires pour en chiffrer exactement l'impact.

Améliorer le réglage du filtre de Kalman

Parmi les facteurs influençant les performances, le réglage des matrices de covariance du filtre de Kalman mérite qu'on s'y attarde. Ces matrices pondèrent l'importance du modèle de propagation par rapport au modèle de mesure. Les essais en banc de test ont révélé leur impact sur les performances.

Il n'existe pas de méthode rigoureuse pour déterminer le réglage idéal de ces matrices. Dans le cadre de cette thèse, elles ont été réglées de manière empirique en simulation, où il est possible d'effectuer rapidement de nombreux tests à la suite avec différents réglages. Des études supplémentaires pour quantifier l'impact de ce réglage sur les performances seraient d'une grande utilité, d'autant plus que contrairement aux autres paramètres, le réglage du filtre est entièrement pilotable. La méthode proposée ici pour réduire considérablement le nombre de paramètres à déterminer pourra être exploitée pour de futures explorations. Une étude dégageant les réglages idéaux en fonction de différents paramètres extérieurs (mouvements porteurs, qualité des capteurs, etc) permettrait d'ajuster le réglage du filtre en temps réel, et d'améliorer ainsi la précision de l'estimation.

Tests sur véhicule

Au début de cette thèse, l'objectif idéal était de tester l'algorithme développé sur une station SOTM embarquée sur un véhicule, qui effectuerait un parcours sur un chemin non goudronné. Cet objectif idéal a orienté certains choix de simulation, notamment le choix des mouvements porteurs de véhicule terrestre tout-chemin.

Il n'a pas été matériellement possible d'utiliser ce véhicule, et les mouvements réalisables sur le banc de test utilisé étaient très différents de mouvements sur route, ce qui complique la comparaison avec les résultats de simulation. Effectuer des tests sur véhicule, au plus près des conditions réelles d'utilisation, permettrait de confirmer l'efficacité de l'algorithme et d'obtenir des résultats directement comparables aux simulations présentées ici.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Annexe A

Caractéristiques de l'IMU ADIS16488A

L'annexe qui suit récapitule les caractéristiques techniques de l'IMU ADIS16488A utilisée dans le banc d'essai. Sauf précision contraire, ce sont ces mêmes caractéristiques qui sont utilisées dans le modèle d'IMU en simulation.

Le tableau A.1 fournit les caractéristiques des gyromètres, et le tableau A.2 celles des accéléromètres. Cette IMU enregistre ses mesures sous 16 bits à une fréquence d'échantillonage de 2000 Hz [56].

A.1 Angular et Velocity Random Walk : définitions

En intégrant les mesures de gyromètres pour obtenir une attitude, les résultats présentent une erreur dont la variance augmente linéairement au cours du temps. Cette erreur, nommée Angular Random Walk, est due à un bruit blanc dans les mesures de vitesses angulaires. Dans les fiches techniques, ce bruit blanc est caractérisée par la valeur de la Random Walk après intégration [58].

La Velocity Random walk est l'équivalent de l'Angular Random Walk pour les accéléromètres. Elle caractérise un bruit blanc sur les mesures d'accélérations.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

TABLE A.1 – Caractéristiques des gyromètres de l'IMU ADIS16488A [56].

Paramètre	**Minimum**	**Valeur typique**	**Maximum**	**Unité**
Plage de mesure	± 450		± 480	°/s
Sensibilité		3.052×10^{-7}		°/s/LSB
Répétabilité			± 1	%
Coefficient de sensibilité à la température		± 35		ppm/°C
Désalignement axe-par-axe		± 0.05		°
Désalignement axe-boîtier		± 1.0		°
Non-linéarité		0.01		% de la plage de mesure
Biais		± 0.2		°/s
Stabilité du biais		5.5		°/hr
Angular Random Walk		0.26		$°/\sqrt{hr}$
Coefficient de biais de température		± 0.0025		°/sec/°C
G-sensitivity		0.009		°/sec/g
Bruit en sortie		0.135		°/sec rms
Densité de bruit		0.0059		$°/sec/\sqrt{Hz}$ RMS
Bande passante à 3dB		330		Hz
Fréquence de résonnance		18		kHz

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

TABLE A.2 – Caractéristiques des accéléromètres de l'IMU ADIS16488A [56].

Paramètre	**Minimum**	**Valeur typique**	**Maximum**	**Unité**
Plage de mesure	± 18			g
Sensibilité		1.221×10^{-8}		g/LSB
Répétabilité			± 0.5	%
Coefficient de sensibilité à la température		± 25		ppm/°C
Désalignement axe-par-axe		± 0.035		°
Désalignement axe-boîtier		± 1.0		°
Non-linéarité		0.1		% de la plage de mesure
Biais		± 16		mg
Stabilité du biais		0.07		mg
Velocity Random Walk		0.029		$m/s/\sqrt{hr}$
Coefficient de biais de température		± 0.1		mg/°C
Bruit en sortie		1.29		mg rms
Densité de bruit		0.063		$mg/\sqrt{Hz}$ RMS
Bande passante à 3dB		330		Hz
Fréquence de résonnance		5.5		kHz

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Annexe B

Caractéristiques de l'INS Octans III

Le tableau B.1 récapitule les caractéristiques techniques de l'INS Octans III utilisée dans le banc d'essai. Le protocole de sortie utilisé est l'IFREMER VICTOR.

TABLE B.1 – Caractéristiques de l'INS OCTANS III [13].

Variable	**Paramètre**	**Valeur**	**Unité**
Général	Fréquence d'échantillonage	100	Hz
	Désalignement axes-boîtier	± 0.04	°
	Retard à la sortie	25	ms
	Taille des sorties	4	Octets
	Débit	115.2	kbauds
Cap	Précision dynamique	0.1	°/cos(lat) RMS
	Répétabilité	± 0.025	°/cos(lat) RMS
	Résolution	0.01	°
	Vitesse de suivi maximum	Illimitée	
Roulis et tangage	Précision	0.01	° RMS
	Vitesse de suivi maximum	500	°/s
Gyromètres	Précision	10^{-2}	°/s
	Stabilité de biais	0.05	°/hr
Accéléromètres	Précision	10^{-2}	m/s^2
	Stabilité de biais	± 500	µg

Le cap étant déterminé par gyrocompas, qui est basé sur une mesure de la rotation terrestre, sa précision est dépendante de la lattitude actuelle du porteur : il est impossible de déterminer un cap si le porteur se situe aux pôles [13].

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Annexe C

Caractéristiques des codeurs

Le tableau C.1 récapitule les caractéristiques techniques des codeurs Zettlex utilisés dans le banc d'essai.

TABLE C.1 – Caractéristiques des codeurs [54].

Paramètre	**Valeur**	**Unité**
Plage de mesure	± 180	°
Nombre de pas	≥ 6384	pas
Résolution	4.94	arc-secondes
Résolution numérique	18	bits
Répétabilité	± 1	LSB
Période d'échantillonage	<0.1	ms
Vitesse maximum	10 000	r.p.m.
Non-linéarité	≤ 0.05	% de 10V
Coefficient de biais de température	≤ 70	ppm/K

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Annexe D

Détail des mouvements porteurs lors des essais expérimentaux

Les essais expérimentaux ont été réalisés avec différents types de mouvements porteurs. Ces mouvements diffèrent par deux facteurs : le nombre d'axes mobilisés, et la vitesse de rotation imprimée au support simulant le porteur. Deux catégories de vitesses de mouvements (lents et rapides) ont été définies, ainsi que deux catégories d'axes mobilisés (axe $\vec{x}_{INS}$ uniquement ou trois axes). Cette annexe précise les répartitions de vitesses de rotation sur chaque axe pour chacune de ces catégories.

D.1 Les axes mobilisés

Deux essais ont été réalisés en effectuant des rotations autour de l'axe $\vec{x}_{INS}$ uniquement, c'est-à-dire un mouvement de roulis. Les répartitions en vitesse angulaires de ces essais sont données par les deux diagrammes du haut de la figure D.1, avec le détail axe par axe. Les valeurs remarquables de ces répartitions sont données dans le tableau D.1.

Les mobilisations étant faites à la main, il était impossible d'assurer une absence totale de rotation sur les axes $\vec{y}_{INS}$ et $\vec{z}_{INS}$: les vitesses de rotations sur ces axes ne sont donc pas nulles. Elles sont néanmoins vingt fois inférieures en moyenne à la vitesse angulaire sur l'axe $\vec{x}_{INS}$.

Les deux autres essais ont été réalisés en effectuant des rotations autour des trois axes, et ils sont représentés par les diagrammes du bas de la figure D.1. Les valeurs remarquables de ces répartitions sont également données dans le tableau D.1.

Dans le cas des mouvements lents, les vitesses angulaires sont comparables sur les trois axes. En revanche, dans le cas des mouvements rapides, la vitesse de rotation sur l'axe $\vec{z}_{INS}$ s'est avérée notablement plus faible que sur les autres axes. Les mouvements étant effectués manuellement et sans évaluation en temps réel de la vitesse angulaire, il n'a pas été possible d'assurer des vitesses équivalentes sur les trois axes. En revanche, comme développé plus bas, les normes des vecteurs vitesse angulaire sont comparables pour une même catégorie de mouvement.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

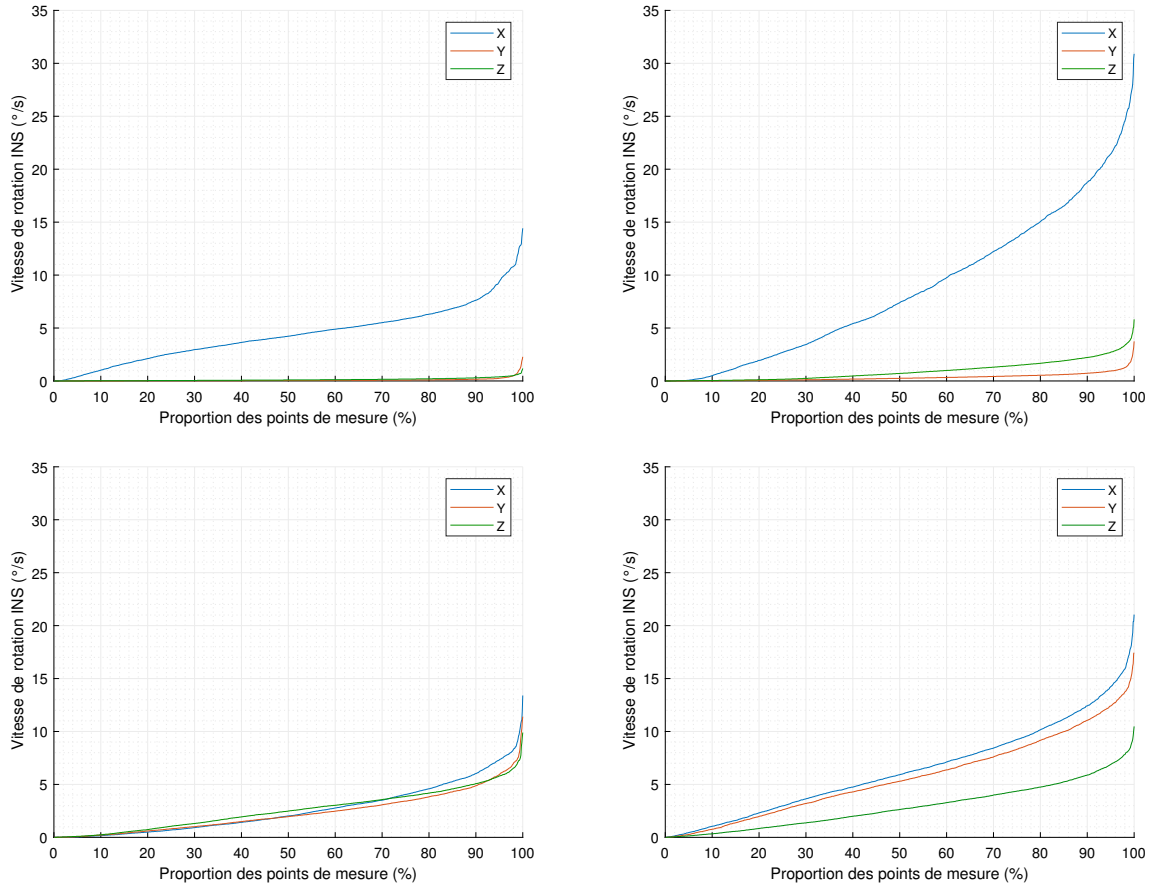

FIGURE D.1 – Histogramme cumulatif des valeurs absolues des vitesses angulaires pour les quatre configurations d'essais expérimentaux. **En haut à gauche :** Mouvements lents sur l'axe $\vec{x}_{INS}$. **En haut à droite :** Mouvements rapides sur l'axe $\vec{x}_{INS}$. **En bas à gauche :** Mouvements lents sur les trois axes. **En bas à droite :** Mouvements rapides sur les trois axes.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

TABLE D.1 – Caractéristiques de la répartition des valeurs absolues des vitesses angulaires de chaque essai.

	Vitesse des mouvements	Axe	Médiane	Seuil du 10ème décile	Maximum
Rotation autour de $\vec{x}_{INS}$ uniquement	Lents	X	4.2 °/s	9.4 °/s	14.4 °/s
		Y	<0.1 °/s	0.3 °/s	2.3 °/s
		Z	0.1 °/s	0.4 °/s	1.2 °/s
	Rapides	X	7.4 °/s	21.4 °/s	30.1 °/s
		Y	0.2 °/s	0.9 °/s	3.7 °/s
		Z	0.7 °/s	2.7 °/s	5.8 °/s
Rotation autour des trois axes	Lents	X	2.0 °/s	5.3 °/s	13.4 °/s
		Y	2.0 °/s	5.9 °/s	11.4 °/s
		Z	2.5 °/s	5.8 °/s	9.9 °/s
	Rapides	X	5.9 °/s	14.2 °/s	30.1 °/s
		Y	5.3 °/s	12.4 °/s	21.0 °/s
		Z	2.6 °/s	6.7 °/s	10.5 °/s

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

D.2 Les catégories de vitesses

Comme défini au paragraphe 3.1.3.3, les mouvements de rotation imprimés au support peuvent être catégorisés selon la norme du vecteur vitesse angulaire du porteur $\vec{\omega}^{NED}_{INS/NED}$. Les essais en mouvements dits lents ont une norme de $\vec{\omega}^{NED}_{INS/NED}$ inférieure à 10 °/s au 10ème décile ; ceux en mouvements dits rapides ont une norme de $\vec{\omega}^{NED}_{INS/NED}$ supérieure à 15 °/s au même point. Ces catégories sont précisées en figure 3.16 et dans le tableau 3.6.

Les répartitions axe par axe des vitesses angulaires des essais en mouvements lents sont données dans les diagrammes de gauche de la figure D.1 ; celles des essais en mouvements rapides sont données à droite de cette même figure. Les points remarquables de ces répartitions sont donnés dans le tableau D.1.

Pour une même catégorie de vitesses, les valeurs atteintes sur l'axe $\vec{x}_{INS}$ lors des essais en rotation sur axe unique sont plus élevées que celles atteintes sur chaque axe lors des essais en rotation sur trois axes. Les catégories de vitesses sont définies par la norme du vecteur $\vec{\omega}^{NED}_{INS/NED}$; ainsi, si la rotation ne concerne qu'un axe, alors la valeur de la vitesse sur cet axe sera plus importante que lors d'une rotation de même vitesse absolue répartie sur plusieurs axes.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Liste des figures

1.1 Schéma d'ensemble d'un système SOTM et de son environnement. 26
1.2 Exemple de diagramme d'antenne (ici, une antenne parabolique de 40cm de diamètre en bande Ka) [5]. 27
1.3 Schéma de la ligne de visée d'une antenne Satcom et de la direction du satellite. 28
1.4 Largeur du lobe principal à -3 dB en fonction du diamètre de l'antenne pour plusieurs fréquences données [5]. 28
1.5 Banc de test utilisé dans le cadre de cette thèse. 29
1.6 Schéma du repère terrestre, et du repère NED à un point donné de la Terre. 32
1.7 Schéma des repères INS, Positionneur, Azimut, Elévation et Antenne. Le repère IMU, non représenté, est quasiment confondu avec le repère Antenne, comme élaboré en paragraphe 1.1.3.10. 33
1.8 Schéma des limites d'émission imposées par la norme ETSI et de leur impact sur l'erreur de pointage maximale autorisée [5]. 37
1.9 Schéma fonctionnel d'une stratégie de pointage en Boucle Ouverte. 38
1.10 Schéma fonctionnel de l'écartométrie utilisée dans une stratégie de pointage en Boucle Fermée. 40
1.11 Schéma des plans Azimut, Elévation et Cross-Elévation pour un vecteur $\vec{x}$ donné. 41
1.12 Schéma fonctionnel d'une stratégie hybride. 41
1.13 Diagramme de fonctionnement d'un filtre de Kalman. 44

2.1 Schéma d'ensemble de l'algorithme de Rapid Transfer Alignment avec une représentation en quaternions. 54
2.2 Schéma d'ensemble de l'algorithme de Rotation Rate-Acceleration Matching avec une représentation en quaternion. 66

3.1 Schéma d'ensemble de la simulation permettant de tester les algorithmes décrits au chapitre 2. 77
3.2 Schéma d'ensemble du modèle du porteur. 78
3.3 Schéma d'ensemble du modèle des positionneurs. 79
3.4 Schéma-bloc du moteur Azimut. 80
3.5 Schéma-bloc du moteur Elévation. 80
3.6 Schéma-bloc du modèle de gyromètre de l'IMU. 81
3.7 Schéma-bloc du modèle d'accéléromètre de l'IMU. 82
3.8 Illustration du vecteur $\vec{x}_{sat|Ant}$. 83
3.9 Schéma-bloc de l'asservissement des axes Azimut et Elévation. 84
3.10 Schéma fonctionnel du banc de test. 85

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

3.11 Schéma des repères utilisés dans le cadre du banc de test utilisé. 86
3.12 Schéma de la position du niveau à bulle lors de l'estimation préliminaire des biais : à gauche, pour les biais sur les axes $\vec{y}_{IMU}$ et $\vec{z}_{IMU}$, à droite, pour le biais sur l'axe $\vec{x}_{IMU}$. 88
3.13 Schéma illustrant le concept de l'erreur de pointage et de l'erreur d'estimation. 89
3.14 Schéma des plans Azimut, Elévation et Cross-Elévation pour le vecteur $\vec{x}_{Ant}$. 90
3.15 Projection des vecteur $\vec{x}_{Ant|INS}$ et $\vec{\hat{x}}_{Ant|INS}$ dans le repère NED. 91
3.16 Histogramme cumulatif des valeurs absolues des vitesses angulaires pour les quatre configurations d'essais expérimentaux. 98
3.17 Phase de convergence de l'erreur d'estimation Δ_{est} du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables 100
3.18 Phase de convergence des composantes $\Delta_{est|X-el}$ et $\Delta_{est|El}$ de l'erreur d'estimation du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables . . 100
3.19 Phase de régime permanent de l'erreur d'estimation Δ_{est} et sa décomposition en composantes Cross-élévation $\Delta_{est|X-el}$ et Elévation $\Delta_{est|El}$, pour le Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables 100
3.20 Phase de régime permanent de l'erreur d'estimation Δ_{est} du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables, dans le cas d'un biais de gyromètre nul 101
3.21 Phase de régime permanent des composantes $\Delta_{est|X-el}$ et $\Delta_{est|El}$ de l'erreur d'estimation du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables, dans le cas d'un biais de gyromètre nul 102
3.22 Evolution de l'erreur de pointage Δ_{pt} du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables, dans le cas d'un biais de gyromètre nul 103
3.23 Schéma-bloc de l'asservissement de la direction ligne de visée $\vec{x}_{Ant}$ à partir des résultats du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables. 103
3.24 Evolution de Δ_{est} de l'algorithme de Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables, comparé à la méthode de référence présentée dans [45], dans un cas sans biais de gyromètres. 104
3.25 Phase de régime permanent de Δ_{est} du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables, dans le cas d'une estimation préliminaire des biais des gyromètres 106
3.26 Phase de régime permanent de Δ_{est} du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables avec estimateur de biais, périodiquement réinitialisé à partir des mesures codeurs. 107
3.27 Phase de régime permanent de Δ_{est} du Rapid Transfer Alignment pour de grands angles variables avec estimateur de biais, périodiquement réinitialisé à partir de la dernière estimation effectuée. 107
3.28 Phase de convergence de Δ_{est} et sa décomposition en composantes Cross-élévation $\Delta_{est|X-el}$ et Elévation $\Delta_{est|El}$, pour l'algorithme de Rotation Rate-Acceleration Matching pour de grands angles variables 109
3.29 Phase de régime permanent de Δ_{est} et sa décomposition en composantes Cross-élévation $\Delta_{est|X-el}$ et Elévation $\Delta_{est|El}$, pour l'algorithme de Rotation Rate-Acceleration Matching pour de grands angles variables 109
3.30 Histogrammes cumulatifs de Δ_{est} et des valeurs absolues de ses composantes Cross-élévation $\Delta_{est|X-el}$ et Elévation $\Delta_{est|El}$, pour l'algorithme de Rotation Rate-Acceleration Matching pour de grands angles variables, entre la 5ème et 65ème seconde de simulation 110

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

3.31 Représentation des axes $\vec{x}_{INS}$, $\vec{y}_{INS}$ et $\vec{z}_{INS}$. 113
3.32 Phase de convergence lors de mouvements rapides sur l'axe $\vec{x}_{INS}$. 113
3.33 Phase de convergence lors de mouvements rapides sur les trois axes 114
3.34 Phase de convergence lors de mouvements lents sur l'axe $\vec{x}_{INS}$. 115
3.35 Phase de convergence lors de mouvements rapides sur l'axe $\vec{x}_{INS}$, 3 minutes après lancement de l'algorithme. 116
3.36 Phase de régime permanent lors de mouvements rapides sur l'axe $\vec{x}_{INS}$. . . 117
3.37 Phase de régime permanent lors de mouvements lents sur l'axe $\vec{x}_{INS}$. . . . 118
3.38 Phase de régime permanent lors de mouvements rapides sur les trois axes. . 119
3.39 Phase de régime permanent lors de mouvements lents sur les trois axes. . . 119
3.40 Régression linéaire sur les données présentées en figure 3.36 (mouvements rapides sur l'axe $\vec{x}_{INS}$). 120
3.41 Régression linéaire sur les données présentées en figure 3.37 (mouvements lents sur l'axe $\vec{x}_{INS}$). 120
3.42 Régression linéaire sur les données présentées en figure 3.38 (mouvements rapides sur les trois axes). 120
3.43 Régression linéaire sur les données présentées en figure 3.39 (mouvements lents sur les trois axes). 120
3.44 Phase de régime permanent lors de mouvements lents sur l'axe $\vec{x}_{INS}$, avec la position de l'INS en angles d'Euler. 121
3.45 Vitesse de rotation sur les deux axes du positionneur lors d'un mouvement de Conscan pur. 125
3.46 $a_{IMU}(x)$ et $a_{Ant}(x)$ lors du pointage sur différents satellites. 125
3.47 Résidus de l'estimation du modèle d'harmonisation par moindres carrés. . . 126

D.1 Histogramme cumulatif des valeurs absolues des vitesses angulaires pour les quatre configurations d'essais expérimentaux. **En haut à gauche :** Mouvements lents sur l'axe $\vec{x}_{INS}$. **En haut à droite :** Mouvements rapides sur l'axe $\vec{x}_{INS}$. **En bas à gauche :** Mouvements lents sur les trois axes. **En bas à droite :** Mouvements rapides sur les trois axes. 140

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Liste des tableaux

2.1 Tableau comparatif des caractéristiques des deux algorithmes développés . 74

3.1 Erreurs de l'IMU modélisées en simulation 82
3.2 Allocation mémoire pour chaque variable transmise de l'ACU à l'ordinateur. 87
3.3 Estimation des biais d'accéléromètres et gyromètres de l'IMU 88
3.4 Paramètres des trajectoires sinusoidales utilisées dans les tests en simluation 93
3.5 Valeurs retenues pour les matrices de covariance R et Q de chaque algorithme, dans le cas de mouvements tout-chemin. 96
3.6 Caractéristiques de la répartition des catégories de mouvements lents et rapides, en valeur absolue des vitesses angulaires 97
3.7 Dérive en régime permanent des erreurs d'estimation $\Delta_{est|X-el}$ et $\Delta_{est|El}$ selon les mouvements porteurs, estimée par régression linéaire. 119

A.1 Caractéristiques des gyromètres de l'IMU ADIS16488A [56]. 132
A.2 Caractéristiques des accéléromètres de l'IMU ADIS16488A [56]. 133

B.1 Caractéristiques de l'INS OCTANS III [13]. 135

C.1 Caractéristiques des codeurs [54]. 137

D.1 Caractéristiques de la répartition des valeurs absolues des vitesses angulaires de chaque essai. 141

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Bibliographie

[1] F. KHAN, *Mobile Internet from the Heavens*, 2015. arXiv : 1508.02383 [cs.NI].

[2] H. BELJOUR et al., "Army SATCOM on the move technology initiatives," in *MILCOM 2009 - 2009 IEEE Military Communications Conference*, 2009, p. 1-7, ISBN : 978-1-4244-5238-5. DOI : 10.1109/MILCOM.2009.5379775.

[3] S. VACCARO, L. DIAMOND, D. RUNYON et M. VIGANO, "Ka-band mobility terminals enabling new services," in *The 8th European Conference on Antennas and Propagation (EuCAP 2014)*, 2014, p. 2617-2618, ISBN : 978-8-8907-0184-9. DOI : 10.1109/EuCAP.2014.6902358.

[4] J. DEBRUIN, "Control systems for mobile Satcom antennas," *IEEE Control Systems Magazine*, t. 28, n° 1, p. 86-101, fév. 2008, ISSN : 1941-000X. DOI : 10.1109/MCS.2007.910205.

[5] E. BROUSSARD, "Commande innovante d'une nouvelle génération d'antenne satellite mobile," thèse de doct., Institut National des Sciences Appliquées de Lyon, nov. 2018. adresse : https://www.theses.fr/2018LYSEI090.

[6] J. KAIN et J. CLOUTIER, "Rapid transfer alignment for tactical weapon applications," in *Guidance, Navigation and Control Conference*, 1989, p. 3581. DOI : 10.2514/6.1989-3581.

[7] M. LLIBRE, "Représentation des attitudes," 2015. adresse : https://www.llibre.fr/michel/copie_cert/DCSD-2009_008-NOT-003-1.1.pdf.

[8] J. B. KUIPERS, *Quaternions and Rotation Sequences : A Primer with Applications to Orbits, Aerospace and Virtual Reality*. Princeton University Press, 1999, ISBN : 9780691058726. DOI : 10.2307/j.ctvx5wc3k.

[9] H. PARWANA et M. KOTHARI, "Quaternions and Attitude Representation," 2017. arXiv : 1708.08680 [cs.SY].

[10] W. R. HAMILTON, "On quaternions, or on a new system of imaginaries in algebra," *The London, Edinburgh, and Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science*, 3e sér., t. 25, p. 489-495, 169 1844, ISSN : 1941-5990. DOI : 10.1080/14786444408645047.

[11] E. A. MARSH, "Inertially stabilized platforms for SATCOM on-the-move applications : a hybrid open/closed-loop antenna pointing strategy," mém. de mast., Massachusetts Institute of Technology, 2008. DOI : 1721.1/45259.

[12] B. ELBERT, *Introduction to Satellite Communication*, 3e éd. Artech House, 2008, ISBN : 9781596932111.

[13] *OCTANS III User Guide*, iXSea, 2007.

[14] J. DEBRUIN, "Shock isolation for mobile pointed satcom systems," in *MILCOM 2008 - 2008 IEEE Military Communications Conference*, nov. 2008, p. 1-6, ISBN : 978-1-4244-2676-8. DOI : 10.1109/MILCOM.2008.4753468.

[15] R. L. DOUGLAS, *Satellite Communications Technology*. Prentice Hall, 1988, ISBN : 978-0137912865.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

[16] V. WEERACKODY et E. CUEVAS, “Current standards and Regulations for Vehicle-Mounted Earth Stations and their impact on performance,” in *2011 - MILCOM 2011 Military Communications Conference*, 2011, p. 2093-2098, ISBN : 978-1-4673-0081-0. DOI : 10.1109/MILCOM.2011.6127628.

[17] *Satellite Earth Stations and Systems (SES) ; Harmonised Standard for Earth Stations on Mobile Platforms (ESOMP) transmitting towards satellites in geostationary orbit, operating in the 27,5 GHz to 30,0 GHz frequency bands covering the essential requirements of article 3.2 of the Directive 2014/53/EU*, EN 303 978, European Telecommunications Standards Institute, 2016.

[18] J. HILKERT, “Inertially stabilized platform technology Concepts and principles,” *IEEE Control Systems Magazine*, t. 28, nº 1, p. 26-46, 2008, ISSN : 1941-000X. DOI : 10.1109/MCS.2007.910256.

[19] M. K. MASTEN, “Inertially stabilized platforms for optical imaging systems,” *IEEE Control Systems Magazine*, t. 28, nº 1, p. 47-64, 2008, ISSN : 1941-000X. DOI : 10.1109/MCS.2007.910201.

[20] A. K. RUE, “Stabilization of Precision Electrooptical Pointing and Tracking Systems,” *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, t. AES-5, nº 5, p. 805-819, 1969. DOI : 10.1109/TAES.1969.309879.

[21] M. GAJAMOHAN, M. MUEHLEBACH, T. WIDMER et R. D’ANDREA, “The Cubli : A reaction wheel based 3D inverted pendulum,” in *2013 European Control Conference (ECC)*, 2013, p. 268-274, ISBN : 978-3-033-03962-9. DOI : 10.23919/ECC.2013.6669562.

[22] J. LAINE, “2D model-based step-track procedure,” *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, t. 36, nº 4, p. 1386-1391, oct. 2000, ISSN : 1557-9603. DOI : 10.1109/7.892686.

[23] G. XU, H. XU et W. JIN, “Study on stabilization and tracking for SOTM,” in *2009 9th International Conference on Electronic Measurement Instruments*, août 2009, p. 1-240-1-244, ISBN : 978-1-4244-3863-1. DOI : 10.1109/ICEMI.2009.5274885.

[24] T. E. IOAKIMIDIS et R. S. WEXLER, “Commercial Ku-band SATCOM on-the-move using a hybrid tracking scheme,” in *2001 MILCOM Proceedings Communications for Network-Centric Operations : Creating the Information Force (Cat. No.01CH37277)*, t. 2, oct. 2001, 780-784 vol.2, ISBN : 0-7803-7225-5. DOI : 10.1109/MILCOM.2001.985944.

[25] S. COCO, G. CHISARI, P. D. FALCO, E. IRACI, S. MILITELLO et A. LAUDANI, “Accurate Estimation of Vehicle Attitude for Satellite Tracking in Ka Band SOTM,” in *2014 European Modelling Symposium*, oct. 2014, p. 409-414, ISBN : 978-1-4799-7412-2. DOI : 10.1109/EMS.2014.57.

[26] Y. YÜKSEL, “Design and analysis of transfer aligment algorithms,” mém. de mast., Middle East Technical University, 2005.

[27] J. VAGANAY et M. ALDON, “Attitude Estimation for a Vehicle Using Inertial Sensors,” *IFAC Proceedings Volumes*, t. 26, nº 1, p. 89-94, 1993, 1st IFAC International Workshop on Intelligent Autonomous Vehicles, Hampshire, UK, 18-21 April, ISSN : 1474-6670. DOI : 10.1016/S1474-6670(17)49281-0.

[28] H. REHBINDER et X. HU, “Drift-free attitude estimation for accelerated rigid bodies,” in *Proceedings 2001 ICRA. IEEE International Conference on Robotics and Automation (Cat. No.01CH37164)*, t. 4, 2001, 4244-4249 vol.4, ISBN : 0-7803-6576-3. DOI : 10.1109/ROBOT.2001.933281.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

[29] N. S. KUMAR et T. JANN, "Estimation of Attitudes from a Low Cost Miniaturized Inertial Platform using Kalman Filter based Sensor Fusion Algorithm," *Sadhana*, t. 29, p. 217-235, jan. 2002, ISSN : 1557-9603. DOI : 10.1007/BF02703733.

[30] L. LJUNG, *System Identification : Theory for the User*, 2e éd. Pearson Education, 1998, ISBN : 9780132441933.

[31] R. E. KALMAN, "A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems," *Journal of Basic Engineering*, t. 82, nº 1, p. 35-45, mars 1960, ISSN : 0021-9223. DOI : 10.1115/1.3662552.

[32] A. A. SUTHERLAND JR et A. GELB, "The Kalman Filter in Transfer Alignment of Airborne Inertial Guidance Systems," Defense Technical Information Center, rapp. tech. AD0851067, oct. 1968. adresse : https://apps.dtic.mil/sti/citations/AD0851067.

[33] G. YAMAMOTO et J. I. BROWN, "Design, simulation, and evaluation of the Kalman filter used to align the SRAM missile," in *Guidance, Control and Flight Mechanics Conference*, 1971, p. 948. DOI : 10.2514/6.1971-948.

[34] X. CUI, C. MEI, Y. QIN, G. YAN et Z. LIU, "A unified model for transfer alignment at random misalignment angles based on second-order EKF," *Measurement Science and Technology*, t. 28, nº 4, p. 045 106, fév. 2017, ISSN : 1361-6501. DOI : 10.1088/1361-6501/aa5b75.

[35] J. LYOU et Y.-C. LIM, "Transfer alignment considering measurement time delay and ship body flexure," *Journal of Mechanical Science and Technology*, t. 23, p. 195-203, 2009, ISSN : 1976-3824. DOI : 10.1007/s12206-008-0821-y.

[36] X. CHEN, Z. MA et P. YANG, "Integrated modeling of motion decoupling and flexure deformation of carrier in transfer alignment," *Mechanical Systems and Signal Processing*, t. 159, p. 107 690, 2021, ISSN : 0888-3270. DOI : 10.1016/j.ymssp.2021.107690.

[37] M. E. ÖZGENECI, M. AKGUL et U. H. ATES, "A Rapid Transfer Alignment Method with Unknown Measurement Time Delay," in *AIAA SCITECH 2022 Forum*, American Institute of Aeronautics et Astronautics, Inc., jan. 2022. DOI : 10.2514/6.2022-0614.

[38] M. ALAZAB ELKHOULY, "Standardized Testing Conditions for Satellite Communications On-The-Move (SOTM) Terminals," thèse de doct., Technische Universität Ilmenau, 2018.

[39] G. XU, Y. HUANG, Z. GAO et Y. ZHANG, "A Computationally Efficient Variational Adaptive Kalman Filter for Transfer Alignment," *IEEE Sensors Journal*, t. 20, nº 22, p. 13 682-13 693, nov. 2020, ISSN : 1558-1748. DOI : 10.1109/JSEN.2020.3004621.

[40] Y. LU et X. CHENG, "Random misalignment and lever arm vector online estimation in shipborne aircraft transfer alignment," *Measurement*, t. 47, p. 756-764, 2014, ISSN : 0263-2241. DOI : 10.1016/j.measurement.2013.09.032.

[41] X. GONG et L. CHEN, "A conditional cubature Kalman filter and its application to transfer alignment of distributed position and orientation system," *Aerospace Science and Technology*, t. 95, p. 105 405, 2019, ISSN : 1270-9638. DOI : 10.1016/j.ast.2019.105405.

[42] S. CHAUDHURI et P. NANDI, "Transfer alignment for space vehicles launched from a moving base," *Defence Science Journal*, t. 55, nº 3, p. 245, 2005, ISSN : 0976-464X. DOI : 10.14429/DSJ.55.1986.

[43] J. CHENG, T. WANG, D. GUAN et M. LI, "Polar transfer alignment of shipborne SINS with a large misalignment angle," *Measurement Science and Technology*, t. 27, nº 3, p. 035 101, jan. 2016, ISSN : 1361-6501. DOI : 10.1088/0957-0233/27/3/035101.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

[44] S. ZHOU, H. XU, H. DAI et G. WU, "Novel rapid transfer alignment algorithm for strapdown inertial navigation system," in *2011 International Conference on Electrical and Control Engineering*, sept. 2011, p. 6012-6016, ISBN : 978-1-4244-8165-1. DOI : 10.1109/ICECENG.2011.6057277.

[45] Y. CHEN et Y. ZHAO, "New rapid transfer alignment method for SINS of airborne weapon systems," *Journal of Systems Engineering and Electronics*, t. 25, n° 2, p. 281-287, avr. 2014, ISSN : 1004-4132. DOI : 10.1109/JSEE.2014.00032.

[46] L. TOSONI, M. T. PHAM, P. MASSIONI et E. BROUSSARD, "Rapid Transfer Alignment for Large and Time-Varying Attitude Misalignment Angles," *IEEE Control Systems Letters*, t. 7, p. 1981-1986, 2023, ISSN : 2475-1456. DOI : 10.1109/LCSYS.2023.3283565.

[47] M. WITCZAK, V. PUIG, D. ROTONDO et P. WITCZAK, "A necessary and sufficient condition for total observability of discrete-time linear time-varying systems," *IFAC-PapersOnLine*, t. 50, n° 1, p. 729-734, 2017, 20th IFAC World Congress, ISSN : 2405-8963. DOI : https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2017.08.232.

[48] J. CHENG, J. CAI, Z. WANG et J. LIU, "A Novel Polar Rapid Transfer Alignment for Shipborne SINS Under Arbitrary Misalignments," *IEEE Access*, t. 8, p. 197 567-197 580, 2020, ISSN : 2169-3536. DOI : 10.1109/ACCESS.2020.3034459.

[49] J. CAI, J. CHENG, J. LIU, Z. WANG et Y. XU, "A Polar Rapid Transfer Alignment Assisted by the Improved Polarized-Light Navigation," *IEEE Sensors Journal*, t. 22, n° 3, p. 2508-2517, fév. 2022, ISSN : 1558-1748. DOI : 10.1109/JSEN.2021.3136224.

[50] W. LYU, X. CHENG et J. WANG, "Adaptive UT-H∞ Filter for SINS' Transfer Alignment Under Uncertain Disturbances," *IEEE Access*, t. 8, p. 69 774-69 787, 2020, ISSN : 2169-3536. DOI : 10.1109/ACCESS.2020.2986715.

[51] *MathWorks Help Center - Multibody Dynamics*, version R2020a, MathWorks. adresse : https://fr.mathworks.com/help/sm/multibody-dynamics.html.

[52] *MathWorks Help Center - Specifying Joint Actuation Inputs*, version R2020a, MathWorks. adresse : https://fr.mathworks.com/help/sm/ug/joint-actuation.html.

[53] *ADIS16485, Tactical Grade, Six Degrees of Freedom Inertial Sensor*, Analog Devices, Inc., 2019. adresse : https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/ADIS16485.pdf.

[54] *Zettlex IncOder Product Guide Midi Range 75-300mm Inductive Angle Encoders*, Celera Motion, 2023. adresse : https://www.celeramotion.com/wp-content/uploads/2020/03/IncOder-Product-Guide_MIDI_Rev_4.11.6.pdf.

[55] *Interoperability of SHF satellite communications Earth terminals*, MIL-STD-188-164, Naval Publications et Form Center, nov. 2018.

[56] *ADIS16488A, Tactical Grade,Ten Degrees of Freedom Inertial Sensor*, Analog Devices, Inc., 2018. adresse : https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/ADIS16488A.pdf.

[57] "Réseau Géodésique Français, PARIS III," Institut national de l'information géographique et forestière, 2019. adresse : https://geodesie.ign.fr/fiches/pdf/7505603.pdf.

[58] M. GREWAL et A. ANDREWS, "How Good Is Your Gyro [Ask the Experts]," *IEEE Control Systems Magazine*, t. 30, n° 1, p. 12-86, fév. 2010, ISSN : 1941-000X. DOI : 10.1109/MCS.2009.935122.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

TH1172_TOSONI Laetitia_Manuscrit

4% Suspicious texts

- 2% Similarities
  - < 1% similarities between quotation marks
  - < 1% among the sources mentioned
- 2% Unrecognized languages

Document name: TH1172_TOSONI Laetitia_Manuscrit.pdf
Document ID: 9f0dc503251c1a8571ab880df304854c45489ee9
Original document size: 17.4 MB
Authors: []

Submitter: Mickael Lallart
Submission date: 9/27/2024
Upload type: interface
analysis end date: 9/27/2024

Number of words: 47,996
Number of characters: 292,100

Location of similarities in the document:



Main sources detected

No.	Description	Similarities	Locations	Additional information
1	fedora.insa-lyon.fr https://fedora.insa-lyon.fr/sites/fedora.insa-lyon.fr/files/ecoles_doctorales_2023_0.pdf 14 similar sources	1%		Identical words: 1% (373 words)
2	hal.science https://hal.science/hal-04122701/document 2 similar sources	< 1%		Identical words: < 1% (286 words)

Sources with incidental similarities

No.	Description	Similarities	Locations	Additional information
1	123dok.net | Utilisation pour l'analyse de la nage - Application de la méthode au s... https://123dok.net/article/utilisation-l-analyse-nage-application-méthode-système.qvl9m951	< 1%		Identical words: < 1% (18 words)
2	link.springer.com | Automatic real-time offset calibration of gyroscopes | Springer... https://link.springer.com/article/10.1007/s00542-014-2115-x	< 1%		Identical words: < 1% (17 words)
3	tel.archives-ouvertes.fr https://tel.archives-ouvertes.fr/tel-01503154/file/these.pdf	< 1%		Identical words: < 1% (11 words)
4	www.jseepub.com | New rapid transfer alignment method for SINS of airborne w... https://www.jseepub.com/EN/10.1109/JSEE.2014.00032	< 1%		Identical words: < 1% (17 words)
5	edsciencessociales.universite-lyon.fr | ED 483 SCIENCES SOCIALES - Les principau... https://edsciencessociales.universite-lyon.fr/ed-483-sciences-sociales/site-francais/navigation/l-ed-...	< 1%		Identical words: < 1% (18 words)

Referenced sources (without similarities detected)

These sources were cited in the paper without finding any similarities.

1 https://www.theses.fr/2018LYSEI090
2 https://www.llibre
3 https://arxiv.org/abs/1508.02383
4 https://doi.org/10.1109/MILCOM.2009.5379775
5 https://doi.org/10.1109/EuCAP.2014.6902358

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

Abstract

Modern communication needs require both an important data rate and a large geographic coverage. Satellite communication (Satcom) fulfills both these requirements, but demands that the antenna be pointed towards the target satellite for the entire duration of the communication. In the case of a mobile application, called SOTM (Satcom On-The-Move), the antenna is installed on a mechatronic system that maintaining an adequate pointing despite the carrier vehicle's motions.

This mechatronic system must be controlled, and therefore a position setpoint must be computed. Several methods exist to compute this setpoint. Some exploit a signal sent by the satellite, but those are dependant on the availability of this signal. Others use geometric considerations based on inertial information provided by the SOTM station's on-board sensors, but some unknown factors in the system's geometry degrade the result's precision beyond what is required for antenna pointing.

These unknown factors can be bypassed if the carrier vehicle is equipped with an inertial navigation system : the issue then comes back to estimating the spatial rotation between two inertial platforms ; one located on the carrier vehicle, the other located on the antenna. Transfer alignment is an effective method to estimate a spatial rotation between two inertial platforms, but it is traditionally applied to small and stationary spatial rotations. Estimation of large and time-varying spatial rotations use near-exclusively nonlinear models.

This PhD contributes two transfer alignment algorithms for arbitrary, time-varying spatial rotations. The first one, based on a measurement model from the existing literature, uses linear velocity and attitude measurements, a classic combination in the domain of transfer alignment. The second one uses linear acceleration and rotation rate measurements, rarely used in this domain but more suited to the hardware limitations of a SOTM application. An original propagation model, applicable to both cases, is also presented. Quaternions were chosen for attitude representation in order to keep the models linear.

The proposed algorithms were tested in simulation and experimented on a test bench. Appropriate metrics were defined in order to analyze algorithm performance and to identify error factors affecting it.

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés

FOLIO ADMINISTRATIF
THESE DE L'INSA LYON, MEMBRE DE L'UNIVERSITE DE LYON

NOM : **TOSONI** DATE de SOUTENANCE : **10/01/2025**
Prénoms : **Laetitia**

TITRE : **Estimation d'un changement de repère variable entre deux plateformes inertielles appliquée aux Satcom On-The-Move**

NATURE : **Doctorat** Numéro d'ordre : **2025ISAL0003**

École Doctorale : **Électronique, Électrotechnique et Automatique de Lyon**

Spécialité : **Automatique**

RÉSUMÉ :
La communication modernes exige à la fois un débit de données important et une large couverture géographique. La communication par satellite (Satcom) répond à ces deux besoins, mais exige que l'antenne soient dirigée vers le satellite visé pendant toute la durée de la communication. Dans le cas d'une application mobile dite SOTM (Satcom On-The-Move), l'antenne est montée sur un système mécatronique permettant de maintenir un pointage correct malgré les mouvements du véhicule porteur.
Ce système mécatronique doit être asservi, ce qui exige le calcul d'une consigne de position. Plusieurs méthodes existent pour calculer cette consigne. Certaines utilisent un signal en provenance du satellite, mais elles sont alors dépendantes de la disponibilité de ce signal. D'autres utilisent des calculs géométriques basés sur des informations inertielles fournies par des capteurs embarqués sur la station SOTM, mais certaines inconnues dans la géométrie du système dégradent la précision du calcul au-delà des exigences de pointage.
Ces inconnues peuvent être contournées si le véhicule porteur est équipé d'une centrale inertielle : le problème se ramène alors à une question d'estimation de changement de repère entre deux plateformes inertielles ; une se situant sur le véhicule porteur, l'autre se situant au niveau de l'antenne. Le transfert d'alignement est une méthode efficace pour estimer un changement de repère entre deux plateformes, mais il est traditionnellement appliqué à des changements de faible amplitude et invariants dans le temps. Dans le cas de changements de repères de grande amplitude, les modèles utilisés sont presque exclusivement non-linéaires.
Dans le cadre de ces travaux de thèse furent développés deux algorithmes de transfert d'alignement destinés à l'estimation de changements de repères d'amplitude arbitraire et variables dans le temps. Le premier, basé sur un modèle de mesure tiré de la littérature, utilise des mesures de vitesse longitudinale et d'attitude, une combinaison classique dans le domaine du transfert d'alignement. Le second utilise des mesures de vitesses angulaires et d'accélérations longitudinales, des variables peu utilisées dans ce domaines mais plus appropriées au matériel imposé par une application aux SOTM. Un modèle de propagation original, applicable aux deux cas de figure, est ici proposé. Une représentation d'attitude en quaternions a été choisi afin de garantir la linéarité des modèles utilisés.
Les algorithmes développés ont été testés en simulation et en expérimentation sur banc de test. Des métriques appropriées ont été définies afin d'analyser les performances des algorithmes et de déterminer les sources d'erreurs pouvant les impacter.

MOTS-CLÉS : **Transfert d'alignement, Estimateur temps réel, Satcom On The Move, Stabilisation inertielle, Filtre de Kalman**

Laboratoire(s) de recherche : **Laboratoire Ampère**

Directeur de thèse : **Minh Tu PHAM**

Président du Jury : **Stéphane CARO**
Composition du Jury : **Christine PRELLE, Sébastien CAUET, Stéphane CARO, Caroline KULCSÁR, Minh Tu PHAM, Paolo MASSIONI**
Invité : **Elliot BROUSSARD**

Thèse accessible à l'adresse : https://theses.insa-lyon.fr/publication/2025ISAL0003/these.pdf © [L. Tosoni], [2025], INSA Lyon, tous droits réservés