

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE



وزارة التعليم العالي والبحث العلمي



Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche
Scientifique

Université Saad Dahlab Blida 1

Agence Spatiale Algérienne (ASAL)

Institut d'Aéronautique et des

Centre d'Exploitation des

Études Spatiales (IAESB)

Systèmes de Télécommunications

Département Études Spatiales

Spatiales (CESTS)

Mémoire de fin d'études

En vue de l'obtention du diplôme de

Master en Aéronautique

Option : Télécommunications Spatiales

**THEME : Conception et Simulation d'un Système de Maintien à
Poste d'un Satellite Géostationnaire : Application au satellite
Alcomsat-1**

Proposé et dirigé par :

Mme GACEM Amel

Réalisé par :

Mlle. RAHALI Dalal

Co-encadreur :

Mme AZINE Houria

Soutenue devant le jure composer de :

Mr. ZABOT Omar

Président

Mr. MEKASSER Mounir

Examineur

Promotion: 2024 / 2025

Table des matières

Listes des figures	iii
Liste des tableaux	v
Liste des abréviations	vi
Hommage	viii
Dédicace	ix
Remerciements	x
Introduction Générale.....	xii
Introduction générale.....	xiii
Présentation générale de l'organisme D'accueil	2
i. Présentation générale de l'organisme d'accueil	2
ii. Aperçu général du CESTS :	3
iii. Cadre du stage	3
Chapitre I : Fondements Théoriques de la Mécanique Orbitale	8
1.1. Introduction.....	10
1.2. La mécanique orbitale.....	10
1.3. La loi de la gravitation universelle de Newton	12
1.4. Les lois de kepler	12
1.5. Les types d'orbites	13
1.6. Les orbites keplériennes.....	14
1.7. Les éléments orbitaux keplériennes « classiques »	19
1.8. Les éléments orbitaux équinoxiaux.....	20
1.9. Perturbations des orbites géostationnaires	22
1.9.1. Perturbations non sphériques de la Terre.....	23
1.9.2. Perturbations luni-solaires	25
1.9.3. Perturbations dues à la radiation solaire	27
1.10. Conclusion	29
Chapitre II : Étude de la Dynamique Associée au Maintien à Poste Orbital.....	30
2.1. Introduction.....	31
2.2. Les éléments de maintien en position « Station Keeping elements »	32
2.3. Détermination et correction d'orbite du satellite géostationnaire	35
2.4. Stratégie de maintien à poste Nord/Sud.....	39
2.5. Stratégie de maintien à post Est/Ouest.....	43
2.6. Conclusion	49
Chapitre III : Modélisation et Conception.....	50
3.1. Introduction.....	51
3.2. Le Satellite AlcomSat-1	51
3.2.1. Lancement et mise en orbite de Alcomsat-1.....	51

3.2.2.	La position nominale :	52
3.2.3.	Les sous-systèmes du satellite Alcomsat-1.....	53
3.3.	Introduction à MATLAB et Simulink.....	54
3.4.	Schéma synoptique du système de maintien à poste d'un satellite en orbite géostationnaire 55	
3.5.	Système de maintien à poste en orbite géostationnaire : modélisation et conception.....	56
3.6.	Interprétation des résultats :	67
3.6.1.	Analyse de la trajectoire de dérive libre pour le satellite AlcomSat-1	67
3.6.2.	Correction Station Keeping	75
3.7.	Performances et Durée d'exécution	82
	Conclusion Générale	83
	Conclusion générale et perspective	84
	Bibliographie	86

Listes des figures

Figure 1 - Organigramme de l'Agence Spatiale Algérienne.....	2
Figure 2 - Centre d'Exploitation des Systèmes de Télécommunications Spatiales; Alger.....	3
Figure 3 – Réseaux de capteurs de SSN	4
Figure 4 - Évolution du nombre d'objets spatiaux en orbite depuis 1960	5
Figure 5 - Représentation des débris spatiaux en orbite terrestre basse (LEO).....	6
Figure 6 - Représentation des débris spatiaux en orbite géostationnaire.....	6
Figure 7 - radar de poursuite et d'imagerie TIRA de FGAN	7
Figure 8 - les spécifications de laser FUJI	7
Figure 9 - Télescope Ritchey-Chrétien, - Télescope AGO 70	8
Figure 1.1 - Système inertiel centré sur la Terre (ECI)	11
Figure 1.2 - Système de coordonnées latitude-longitude (ECF).....	11
Figure 1.3 - Système de coordonnées Radial-Tangent-Normal (RTN)	12
Figure 1.4 - La deuxième loi de Kepler.....	13
Figure 1.5 - Orbite de transfert géosynchrone « GTO ».....	14
Figure 1.6 - Les différents types d'orbites.....	14
Figure 1.7 - L'orbite de la terre autour du soleil dans le plan de l'écliptique	15
Figure 1.8 - Géométrie d'un jour sidéral	16
Figure 1.9 - Représentation de l'orbite géostationnaire observée depuis le pôle Nord.....	18
Figure 1.10 - Classification des sections coniques orbitales en fonction de l'excentricité e	19
Figure 1.11 - Éléments orbitaux képlériens	20
Figure 1.12 - Les éléments orbitaux équinoxiaux référencés à l'équinoxe vernal.....	21
Figure 1.13 - Demi-grand axe réel en fonction d'une longitude	23
Figure 1.14 - Accélération de dérive en fonction d'une longitude	24
Figure 1.15 - Mouvement de dérive de la longitude d'un satellite GEO.....	25
Figure 1.16 - Mouvement du vecteur d'excentricité.....	26
Figure 1.17 - Évolution de l'inclinaison.....	26
Figure 1.18 - Dérive de l'inclinaison	27
Figure 1.19 - Effet de la pression de radiation solaire	28
Figure 1.20 - Évolution naturelle de l'excentricité	29
Figure 2.1- Stratégies de contrôle du maintien à poste des satellites géostationnaires	31
Figure 2.2 - Le vecteur d'excentricité et d'inclinaison	33
Figure 2.3 - Le vecteur de moment angulaire et d'inclinaison.....	34
Figure 2.4 - La détermination préliminaire de l'orbite	35
Figure 2.5 - Définition de la "bande morte"	36
Figure 2.6 - Représentation de la fenêtre de maintien à poste dans l'espace.....	36
Figure 2.7 - Une période de maintien à poste de routine	38
Figure 2.8 - Stratégie de marge d'inclinaison.....	39
Figure 2.9 - Cible de la manœuvre d'inclinaison.....	40
Figure 2.10 - Calcul des incréments de vitesse	41
Figure 2.11 - Planification des Manœuvres d'Inclinaison	42
Figure 2.12 : Cycle de dérive en longitude ; (a) accélération négative,(b) accélération positive.....	43
Figure 2.13 - Cercle de dérive de perturbation d'excentricité.....	47
Figure 2.14 - L'incrément de vitesse pour le maintien en position Est/Ouest.....	48

<i>Figure 3.1 – La phase du lancement du satellite AlcomSat-1</i>	<i>52</i>
<i>Figure 3.2 - La phase de transfert d'orbite du satellite AlcomSat-1.....</i>	<i>52</i>
<i>Figure 3.3 – La bande morte de positionnement satellite géostationnaire AlcomSat-1</i>	<i>53</i>
<i>Figure 3.4 - Schéma de manœuvre de maintien orbital d'un satellite géostationnaire</i>	<i>55</i>
<i>Figure 3.5 - Bloc de stockage des éléments orbitaux osculateurs.....</i>	<i>62</i>
<i>Figure 3.6 - Bloc de génération de la poussée (thrust) en fonction du temps.....</i>	<i>62</i>
<i>Figure 3.7 - Bloc des éléments orbitaux moyens.....</i>	<i>63</i>
<i>Figure 3.8 - Bloc de calcul des éléments orbitaux moyens à partir des données osculatrices</i>	<i>63</i>
<i>Figure 3.9- Architecture de la chaîne de simulation du satellite AlcomSat-1 sous MAT/Simulink</i>	<i>65</i>
<i>Figure 3.10 - Bloc « Orbit Calculation » ; transformations de coordonnées ECEF et calcul des EO.</i>	<i>66</i>
<i>Figure 3.11 - Évolution de la position du satellite AlcomSat-1 sous l'effet des perturbations.....</i>	<i>68</i>
<i>Figure 3.12 - Comportement orbital du satellite géostationnaire AlcomSat-1.....</i>	<i>69</i>
<i>Figure 3.13 - Évolution temporelle de la longitude du AlcomSat-1 dans sa fenêtre opérationnelle</i>	<i>69</i>
<i>Figure 3.14 - Évolution du Demi-Grand Axe : Éléments Osculants vs Moyens (Sept.-Nov.2024).....</i>	<i>70</i>
<i>Figure 3.15 - Évolution de la vitesse de dérive : Éléments Osculants vs Moyens</i>	<i>70</i>
<i>Figure 3.16 - Variation de la Vitesse de Dérive Longitudinale en Fonction de la Longitude Satellite</i>	<i>71</i>
<i>Figure 3.17 - Évolution Couplée du Nœud Ascendant et de l'inclinaison orbitale.....</i>	<i>72</i>
<i>Figure 3.18 – l'évolution du vecteur d'inclinaison \vec{i}</i>	<i>73</i>
<i>Figure 3.19 – l'evolution du vecteur d'excentricité \vec{e}</i>	<i>75</i>
<i>Figure 3.20 – Planification de la stratégie de correction d'inclinaison</i>	<i>77</i>
<i>Figure 3.21 – Exécution d'une manœuvre de correction d'inclinaison</i>	<i>79</i>
<i>Figure 3.22 – Planification de la correction de derive de la longitude</i>	<i>80</i>
<i>Figure 3.23 - Exécution d'une manœuvre de correction de la longitude.....</i>	<i>81</i>

Liste des tableaux

<i>Tableau 1 - Classifications des objets spatiaux</i>	<i>5</i>
<i>Tableau 1.1 - Points d'équilibre.....</i>	<i>24</i>
<i>Tableau 2.1 - Planification des Manœuvres de Correction Nord/Sud en Fonction des Saisons.....</i>	<i>42</i>
<i>Tableau 2.2 - Formalisation Algorithmique de la Stratégie de Contrôle Est-Ouest.....</i>	<i>46</i>
<i>Tableau 3.1 - Phases du cycle de maintien à poste du satellite AlcomSat-1.....</i>	<i>55</i>
<i>Tableau 3.2 - Conditions et paramètres de simulation (sans correction) pour l'analyse de la stabilité géostationnaire.....</i>	<i>67</i>
<i>Tableau 3.3 - Paramètres Orbitaux pour la simulation (sans corrections)</i>	<i>67</i>
<i>Tableau 3.5 - Paramètres Orbitaux pour la simulation (avec corrections).....</i>	<i>76</i>
<i>Tableau 3.4 - Conditions et paramètres de simulation (avec corrections) pour l'analyse de la stabilité géostationnaire.....</i>	<i>76</i>
<i>Tableau 3.6 – Critères de Correction d'inclinaison</i>	<i>77</i>
<i>Tableau 3.7 – Critères de Correction de dérive de longitude.....</i>	<i>80</i>

Liste des abréviations

Acronyme	Signification
AOCS	Attitude and Orbit Control System
ASAL	Agence Spatiale Algérienne
CAS	Centre des Applications Spatiales
CDS	Centre de Développement des Satellites
CESTS	Centre d'Exploitation des Systèmes de Télécommunications Spatiales
COTS	Centre des Opérations des Télécommunications Spatiales
CTS	Centre des Techniques Spatiales
CTU	Central Terminal Unit
DB	Dead Band
DLR	Centre allemand pour l'aéronautique et l'astronautique
ECF	Earth-Centered Fixed
ECI	Earth-Centered Inertial
EO	Éléments Orbitaux
EPS	Electrical Power Subsystem
ESA	Agence Spatiale Européenne
EUSST	European Space Surveillance and Tracking
EW	Est-West
EWSK	Est-West Station Keeping
FGAN	Research Establishment for Applied Sciences; Germany
FUJI	Multiple reFlector Unit from Jaxa Investigation
GEO	Geostationary Earth Orbit
GPS	Global Positioning System
GTO	Geostationary Transfer Orbit
IERS	International Earth Rotation and Reference Systems Service
ITU	Union Internationale des Télécommunications
JAXA	Agence d'exploration aérospatiale japonaise
JD	Julian Date
KI	Kepler's First Law
KII	Kepler's Second Law
KIII	Kepler's Third Law
LEO	Low Earth Orbit
LLA	Latitude-Longitude-Altitude
MEO	Medium Earth Orbit
NS	Nord-Sud
NSSK	Nord-Sud Station Keeping
OBDH	On-Board Data Handling
RAAN	Right Ascension of the Ascending Node
RTN	Radial-Tangent-Normal
RTU	Remote Terminal Unit
SBAS	Satellite Based Augmentation System
SD	Sidéral Day
SDB	Serial Data Bus
SMARTnet	Small Aperture Robotic Telescope Network
SRP	Solar Radiation Pressure
SSA	Space Situational Awareness
SSN	Space Surveillance Network
SSO	Sun-Synchronous Orbit
TC&R	Télémétrie, Commande et Ranging

THCS	Thermal Control Subsystem
TIRA	Tracking and Imaging Radar
TOD	True Of Date
TV	Télévision
UPS	Unified Propulsion System
USSPACECOM	United States Space Command
UTC	Universal Time Coordinated
VSAT	Very Small Aperture Terminal
WARC	World Administrative Radio Conference

Hommage

Je souhaite rendre un hommage sincère à la mémoire de **Monsieur Boukraa Salah**, enseignant à l'Institut d'Aéronautique et des Études Spatiales (IAES) de Blida. Son souvenir demeure profondément gravé dans le cœur de ses étudiants, non seulement pour la qualité de son enseignement, mais aussi pour ses valeurs humaines exceptionnelles.

C'est à travers son cours de « *mécanique orbitale* » que j'ai découvert ma passion pour le domaine spatial. Il a su transmettre son savoir avec clarté, générosité et enthousiasme, et c'est grâce à lui que cette voie s'est ouverte devant moi.

Au-delà de l'enseignement, j'ai appris de lui une leçon précieuse : **le savoir doit être partagé**, jamais retenu ni gardé égoïstement. Il m'a appris qu'il est noble de transmettre ce que l'on sait, avec sincérité et bienveillance.

Durant mes recherches pour ce projet de fin d'études, il n'a jamais hésité à m'envoyer des références, des livres, des pistes de réflexion. Son aide, même discrète, était précieuse, constante et motivante.

Allah Yarahmou ! ... Jamais je n'oublierai ce qu'il m'a transmis — ni le savoir, ni les valeurs. Que Dieu fasse de ses enseignements une source de lumière continue, et que sa générosité intellectuelle reste vivante à travers ceux qu'il a inspirés.

Dédicace

À mon père,

Pour ses sacrifices silencieux mais immense, sa patience infinie et son soutien constant, même dans les moments les plus exigeants. Tu as été mon pilier tout au long de ce parcours. Rien de cela n'aurait été possible sans toi...Je t'aime !

À ma mère,

Pour sa tendresse, ses prières, et sa présence réconfortante qui ne m'a jamais quittée. Ton amour est ma force douce et invisible.

À mes amis,

Pour leurs encouragements, leur bienveillance et leur présence précieuse dans les moments de doute comme dans les moments de joie. Merci d'avoir cru en moi, parfois plus que moi-même !

À toute ma famille,

Pour votre amour, vos mots sincères et votre fierté, qui m'ont portée bien plus loin que je ne l'aurais imaginé.

A moi ! Dalal,

Pour chaque nuit blanche, chaque doute surmonté, chaque chute dont je me suis relevée.

Pour avoir cru en mes rêves, même quand tout semblait flou.
Pour ma résilience, ma patience, et ma détermination silencieuse.

Parce que derrière ce travail, un reflet d'un engagement personnel profond, d'une passion sincère pour les sciences spatiales, et d'une volonté de toujours aller au bout de mes objectifs.

Je me dédie ce mémoire avec fierté, humilité, et confiance en la suite du voyage.

Remerciements

Avant toute chose, je rends grâce à **Dieu**, *Le Tout-Puissant*, qui a mis dans mon cœur l'amour de ce domaine, qui m'a donné la force d'y croire, d'y persévérer et de donner le meilleur de moi-même malgré les épreuves "Alhamdulillah".

Je tiens à exprimer tout d'abord ma profonde reconnaissance à **Madame Amel Gacem**, ma promotrice de ce mémoire, pour sa disponibilité, sa bienveillance et son accompagnement tout au long de ce projet. Son encadrement a été pour moi d'une grande valeur, un véritable repère tout au long de ce projet.

Je remercie également **Madame Azine**, co-encadrante, pour le suivi qu'elle m'a accordé dans le cadre de ce projet.

Je tiens à exprimer ma sincère reconnaissance à **Monsieur Meziane Iftene** de l'Agence Spatiale Algérienne (ASAL), pour m'avoir accordé l'opportunité de réaliser mon projet de fin d'études au sein du Centre d'Exploitation des Systèmes de Télécommunications Spatiales (CESTS). Je le remercie chaleureusement pour sa confiance. Il m'a permis de travailler sur un domaine qui me passionne, dans un environnement professionnel motivant et bienveillant.

Je suis également très reconnaissante envers **Monsieur Nabil Ayache**, ingénieur passionné, pour son aide précieuse et ses conseils techniques. Sa contribution a été essentielle à la réalisation de ce travail.

Je tiens également à remercier toute l'équipe d'ingénieurs du *CESTS* pour leur accueil chaleureux, leur professionnalisme et leur disponibilité tout au long de mon stage.

Le Résumé

Les satellites géostationnaires jouent un rôle essentiel dans les infrastructures de télécommunications, de télédiffusion et de connectivité. Pour garantir la continuité du service et le respect des réglementations de l'UIT, ces satellites doivent rester confinés dans une fenêtre précise. Cependant, diverses perturbations à long terme provoquent des déviations orbitales progressives affectant leur position. Ce travail porte sur le satellite de télécommunications Algérien *AlcomSat-1* et vise à modéliser et simuler des stratégies de manœuvres de maintien à poste afin de préserver sa position géostationnaire nominale. Une chaîne de simulation dynamique a été développée sous *MATLAB/Simulink*, permettant d'analyser la propagation des paramètres orbitaux sous l'effet des perturbations naturelles et d'appliquer des manœuvres correctives. Les stratégies de maintien à poste évaluées sont : le maintien à poste *Nord-Sud*, pour le contrôle de l'inclinaison, et le maintien à poste *Est-Ouest*, pour la correction de la longitude et de l'excentricité. Les résultats obtenus démontrent l'efficacité de ces manœuvres pour assurer la stabilité orbitale et soulignent leur importance pour préserver la durée de vie opérationnelle du satellite.

ABSTRACT

Geostationary satellites play a vital role in telecommunications, broadcasting, and connectivity infrastructure. To ensure service continuity and compliance with ITU regulations, these satellites must remain confined within a specific window. However, various long-term disturbances cause progressive orbital deviations affecting their position. This work focuses on the Algerian telecommunications satellite *AlcomSat-1* and aims to model and simulate station-keeping maneuver strategies to preserve its nominal geostationary position. A dynamic simulation chain was developed in *MATLAB/Simulink*, allowing the analysis of the propagation of orbital parameters under the effect of natural disturbances and the application of corrective maneuvers. The station-keeping strategies evaluated are; North-South station-keeping, for inclination control, and East-West station-keeping, for longitude and eccentricity correction. The results obtained demonstrate the effectiveness of these maneuvers in ensuring orbital stability and highlight their importance in preserving the operational lifespan of the satellite.

ملخص

تلعب الأقمار الصناعية الثابتة بالنسبة للأرض دورًا حيويًا في البنية التحتية للاتصالات والبث والاتصال. ولضمان استمرارية الخدمة والامتثال للوائح الاتحاد الدولي للاتصالات، يجب أن تبقى هذه الأقمار محصورة ضمن نافذة محددة. ومع ذلك، فإن الاضطرابات الطويلة الأمد المختلفة تسبب انحرافات مدارية تدريجية تؤثر على موقعها. يركز هذا العمل على القمر الصناعي الجزائري للاتصالات *AlcomSat-1* ويهدف إلى نمذجة ومحاكاة استراتيجيات مناورة الحفاظ على المحطة للحفاظ على موقعه الجغرافي الثابت الاسمي. تم تطوير سلسلة محاكاة ديناميكية في *MATLAB / Simulink*، مما يسمح بتحليل انتشار المعلومات المدارية تحت تأثير الاضطرابات الطبيعية وتطبيق المناورات التصحيحية. استراتيجيات الحفاظ على المحطة التي تم تقييمها هي: الحفاظ على المحطة شمالًا وجنوبًا للتحكم في الميل، والحفاظ على المحطة شرقًا وغربًا لتصحيح خطوط الطول والانحراف. توضح النتائج التي تم الحصول عليها فعالية هذه المناورات في ضمان الاستقرار المداري وتسلط الضوء على أهميتها في الحفاظ على العمر التشغيلي للقمر الصناعي.

Introduction Générale

Introduction générale

Les satellites géostationnaires jouent un rôle essentiel dans les infrastructures dédiées aux services de télécommunications, de télédiffusion et de connectivité en général. Afin de garantir la continuité et la fiabilité de ces services, un satellite doit demeurer positionné de manière précise à un point fixe au-dessus de l'équateur terrestre, à une altitude d'environ 36 000 km. Cette exigence de positionnement, connue sous le nom de *maintien à poste* (*station-keeping*), consiste à compenser les dérives orbitales induites par diverses perturbations gravitationnelles et non gravitationnelles.

Le satellite algérien *Alcomsat-1*, mis en orbite en décembre 2017, est un satellite géostationnaire de télécommunications d'une masse au lancement de 5 225 kg, conçu pour une durée de vie opérationnelle de 15 ans. Il transporte 33 *transpondeurs* couvrant plusieurs bandes de fréquences *Ku*, *Ka* et la bande *L*. Pour assurer la qualité de service, *Alcomsat-1* doit rester dans une fenêtre de positionnement précise 24.8°W, inférieure ou égale à $\pm 0,05^\circ$, ce qui nécessite une stratégie rigoureuse de manœuvres orbitales correctives. L'exploitation des satellites en orbite géostationnaire (*GEO*) représente un enjeu majeur dans le domaine des télécommunications spatiales. Le bon fonctionnement de ces satellites exige que leur latitude et leur longitude soient rigoureusement maintenues pendant toute leur durée de vie et une altitude de 35 780 Km.

La compréhension des principes de la mécanique spatiale, des éléments orbitaux, ainsi que l'intégration des perturbations environnementales est donc indispensable pour concevoir une chaîne de simulation efficace du *station-keeping*. Cette chaîne doit permettre de modéliser avec précision le comportement orbital du satellite et d'optimiser les stratégies de correction.

L'étude de la dynamique d'un corps en orbite autour de la *Terre* remonte aux travaux de *Newton* et aux lois de *Kepler*, qui permettent de décrire le mouvement d'un satellite autour d'une *Terre* supposée sphérique et homogène. Ce mouvement est qualifié de *képlérien*. Toutefois, pour les applications spatiales, notamment le maintien à poste, le mouvement *képlérien* ne suffit pas à représenter fidèlement la trajectoire réelle du satellite. Il est donc nécessaire de prendre en compte d'autres perturbations, telles que *l'attraction gravitationnelle non sphérique de la Terre*, *les influences lunisolaires* et *la pression de radiation solaire*.

Pour compenser ces effets et préserver la stabilité orbitale, une stratégie de *station-keeping* optimisée est requise. Celle-ci repose sur la planification et l'exécution de manœuvres correctives dans les directions *Est-Ouest* (*EW*) et *Nord-Sud* (*NS*), réalisées depuis les stations au sol, afin que les satellites restent dans leur zone de position définie (*Dead band*).

Une simulation numérique a été développée sous *MATLAB/Simulink* afin de modéliser et maîtriser les stratégies de manœuvres orbitales appliquées au satellite géostationnaire *Alcomsat-1*. Elle permet d'analyser l'évolution des paramètres orbitaux sous l'effet des perturbations naturelles, et d'évaluer l'efficacité des manœuvres de *station-keeping Nord-Sud* (*NSSK*) et *Est-Ouest* (*EWSK*). Cette approche vise à optimiser la stabilité de l'orbite

géostationnaire tout en assurant la qualité de service, la gestion énergétique, et la conformité aux exigences de coordination orbitale.

Chapitre 1 est un chapitre de base qui traite les définitions fondamentales, pour être en mesure de comprendre ce qui sera expliqué dans la suite de ce travail. Nous présentons la description de la mécanique orbitale, les systèmes de référentiels, la loi de la gravitation universelle de *Newton*, ainsi que les lois de *Kepler* qui régissent le mouvement des satellites. D'autres éléments et notions, tels que le jour solaire et le jour sidéral, doivent également être considérés, ce dernier étant particulièrement important pour la synchronisation des satellites avec la rotation terrestre. Les éléments orbitaux, paramètres définissant la forme « *demi grand axe a* », la taille de l'orbite « *excentricité* », l'orientation de l'orbite « *inclinaison i ; nœud ascendant Ω* » et ceux qui fournissent des informations sur le mouvement du satellite « *argument du périhélie ω ; anomalie moyenne M* ». Enfin, nous examinons les principales perturbations orbitales affectant les satellites en orbite géostationnaire ; *l'attraction gravitationnelle non sphérique de la Terre, perturbations lunisolaires et la pression de radiation solaire*. L'ensemble de ces perturbations compromet la stabilité dynamique du satellite et nécessite des stratégies de maintien à poste « *station-keeping* » appropriées pour garantir sa position nominale au sein de l'orbite géostationnaire.

Chapitre 2 présente une étude détaillée pour la compréhension des mécanismes physiques et opérationnels liés au *maintien en position des satellites géostationnaires*, nécessaire pour contrer les perturbations naturelles affectant leur stabilité orbitale. Il s'appuie sur l'analyse des *éléments de maintien en poste* tels que *l'écart du demi-grand axe, le vecteur d'excentricité et le vecteur d'inclinaison*, permettant une description plus robuste des déviations orbitale que les paramètres *képlériens* classiques. Ce chapitre introduit de manière rigoureuse le concept fondamental de la « *bande morte* », définie comme la zone ou fenêtre spatiale tolérable dans laquelle le satellite peut évoluer, dont les dimensions influencent directement la stratégie de maintien à poste. Cette notion est essentielle pour établir les limites opérationnelles des systèmes de contrôle orbital.

L'analyse porte également sur le *modèle de correction d'orbite* en décrivant les effets des impulsions propulsives selon leurs composantes (radiale, tangentielle, normale) sur la position et la vitesse du *satellite*. Le processus de *détermination d'orbite* est intégré dans une séquence opérationnelle complète, composée de segments de dérive libre, de suivi orbital, et de planification des manœuvres. Les effets des perturbations gravitationnelles et environnementales sur l'orbite sont modélisés à travers des expressions mathématiques précises, notamment les équations de dérive longitudinale et les variations dues aux impulsions correctives.

Deux approches principales sont développées : le *maintien à poste Nord/Sud (NSSK)*, qui agit sur l'inclinaison à l'aide de poussées normales, et le *maintien à poste Est/Ouest (EWSK)*, qui contrôle la dérive longitudinale à travers des impulsions tangentielles. Pour chaque stratégie, le chapitre expose les allocations de la marge de sécurité, les méthodes et stratégies

de calcul des manœuvres, ainsi que les procédures de planification temporelle selon les saisons et des algorithmes de contrôle longitudinal.

Chapitre 3 cette section présente une modélisation et simulation numérique des stratégies de manœuvres de *maintien à poste Nord-Sud « NSSK » et Est-West « EWSK »* pour la correction d'orbite de satellite géostationnaire *Alcomsat-1*. Les satellites géostationnaires doivent maintenir leur position orbitale avec une grande précision afin d'assurer la continuité et la qualité des services fournis au sol. Dans des conditions nominales, cette stabilité est assurée par des manœuvres régulières de maintien à poste (*station-keeping*). Toutefois, en l'absence de telles corrections, le satellite devient sensible aux perturbations naturelles présentes dans l'environnement spatial, ce qui peut entraîner une dérive progressive de son orbite.

Ce chapitre s'intéresse à l'étude du *comportement dynamique du satellite géostationnaire Alcomsat-1* en mode *dérive libre « free drift »*. À travers une simulation numérique réalisée sous *MATLAB/Simulink* version *R2023b*, sur une durée de *deux mois (02 mois)*, à partir du *19 septembre 2024*, afin de visualiser la dérive orbitale progressive du satellite sans correction active, et d'évaluer l'impact des *perturbations orbitales à long terme* sur sa stabilité. Les résultats montrent clairement une *dérive vers l'ouest* de la longitude, une *augmentation du vecteur d'inclinaison* et une perturbation du vecteur d'excentricité *non détectable*, bien que ce dernier reste difficile à observer sur une période courte. En effet, l'impact de la pression de radiation solaire sur l'excentricité nécessite des durées de simulation plus longues (*une durée d'au moins 6 mois à 1 an*) pour réaliser le mouvement circulaire ou bien elliptique.

L'objectif est de mettre en évidence comment les forces perturbatrices naturelles étudiées dans le *chapitre 1* telles que la gravité non sphérique de la *Terre (J2)*, les influences lunisolaires (*Lune et Soleil*), et la pression de radiation solaire (*SRP*), agissent sur l'orbite du satellite. Ces effets, peuvent conduire à une sortie progressive du satellite de sa fenêtre opérationnelle, compromettant ainsi sa mission et sa conformité aux normes internationales de coordination orbitale *ITU*. Les résultats obtenus permettent d'évaluer la nécessité des manœuvres correctives de *chapitre 2*, et mettent en lumière le rôle fondamental du *station-keeping* dans la préservation de la qualité de service, la durée de vie du satellite, et garantie de la fiabilité de ses opérations.

Sur la base de ces résultats en dérive libre, des manœuvres de *station-keeping* ont été ensuite introduites. Le *station-keeping Nord-Sud NSSK*, utilisé pour corriger l'inclinaison, est appliqué tous les *28 jours*, avec des propulseurs « *thruster* » variant entre le matin et le soir selon la saison. Le *station-keeping Est-West*, destiné à la correction de la dérive longitudinale, est réalisé en moyenne tous les *14 jours*. La correction de l'excentricité aussi est généralement effectuée une fois par an, du fait de son évolution lente avec la même manœuvre *EWSK*.

Ce chapitre permet ainsi de mettre en évidence l'importance du *station-keeping* dans le maintien de la stabilité orbitale d'un satellite géostationnaire, et d'illustrer la relation directe entre les perturbations naturelles, les paramètres orbitaux affectés, et la stratégie de correction mise en œuvre pour préserver la qualité de service et la conformité réglementaire.

Présentation générale de l'organisme
D'accueil

i. Présentation générale de l'organisme d'accueil :

L'Agence Spatiale Algérienne (ASAL) est un établissement public à caractère spécifique. L'agence est chargée de la définition, de l'implémentation et du pilotage de la stratégie nationale en matière de développement spatial. Elle assure la planification, la mise en œuvre et le suivi des programmes spatiaux nationaux, avec pour finalité l'intégration des technologies spatiales dans les secteurs socio-économiques stratégiques (*télécommunications, observation de la Terre, géolocalisation, gestion des risques, etc.*), en vue de renforcer la souveraineté technologique, la sécurité nationale et le développement durable du pays [1].

L'Agence Spatiale Algérienne est constituée d'une structure centrale et de cinq entités opérationnelles [2] :

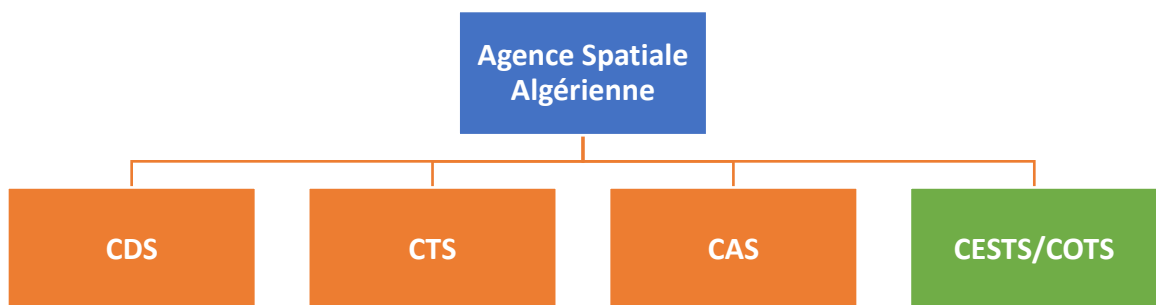


Figure 1 - Organigramme de l'Agence Spatiale Algérienne.

- *Le Centre des Techniques Spatiales (CTS)* a pour mission de conduire les activités de recherche scientifique et d'études technologiques dans les domaines de l'ingénierie spatiale et de la physique appliquée à la télédétection aérospatiale ;
- *Le Centre de Développement des Satellites (CDS)* est en charge de la conception, du développement et de la fabrication des systèmes spatiaux inscrits dans le cadre du *Programme Spatial National*. Il assure également l'intégration de l'industrie nationale dans les domaines connexes, tels que la mécanique, l'électronique, l'optique, l'informatique, etc. ;
- *Le Centre des Applications Spatiales (CAS)* est responsable de la mise en œuvre des activités d'exploitation des satellites et des systèmes issus des programmes spatiaux, en coordination avec les secteurs utilisateurs concernés ;
- *Le Centre d'Exploitation des Systèmes de Télécommunications Spatiales « CESTS » de Bouchaoui ; Alger et le centre des Opérations des Télécommunications Spatiales « COTS » de Boughezoul ; Médéa* qui est chargés de contrôler à partir de stations sol, en régime continu, l'état de santé du satellite de télécommunications Algérien *Alcomsat-1*, et de gérer les applications multimédias [3].

ii. Aperçu général du CESTS :

Le Centre d'Exploitation des Systèmes de Télécommunications Spatiales (*CESTS*) a pour mission d'assurer le contrôle, la gestion, l'exploitation des services du satellite de télécommunications *Alcomsat-1*, conformément au programme spatial national, notamment [2] [3] :

- Contrôler le satellite *Alcomsat-1* en orbite,
- Contrôler l'accès de la charge utile du satellite,
- Exploiter les services de télédiffusion et radiodiffusion,
- Exploiter les services *VSAT* en bande de fréquences *Ku* et *Ka*,
- La maintenance des stations sols de contrôles et d'exploitations du satellite *Alcomsat-1*.
- La supervision technique des infrastructures terrestres pour le contrôle et l'exploitation,
- La gestion des services des satellites liés aux secteurs utilisateurs concernés.



Figure 2 - Centre d'Exploitation des Systèmes de Télécommunications Spatiales; Alger

iii. Cadre du stage

Dans le cadre de ma deuxième année de *Master en Aéronautique*, spécialité *Télécommunications Spatiales*, à l'*Université de Blida 1, Institut d'Aéronautique et des Études Spatiales*, j'ai effectué mon projet de fin d'études au sein de l'*Agence Spatiale Algérienne (ASAL)*, plus précisément au *Centre d'Exploitation des Systèmes de Télécommunications Spatiales (CESTS)*. Ce stage s'est déroulé sur une période allant du 21 novembre 2024 au 25 juin 2025.

Cette expérience a constitué une réelle opportunité d'immersion dans un environnement professionnel spécialisé, me permettant de consolider mes connaissances académiques dans le domaine spatial. Elle m'a permis de me familiariser avec les exigences techniques du secteur et de développer des compétences pratiques, en particulier dans les domaines liés au contrôle et à la gestion de l'orbite des satellites géostationnaires. Ce stage a renforcé ma motivation à m'engager dans une carrière au sein du secteur spatial.

En parallèle du projet principal portant sur le *Maintien à Poste* du satellite *Alcomsat-1*, une étude bibliographique a été menée sur la surveillance de la situation spatiale, une capacité stratégique devenue indispensable face à l'encombrement croissant des différentes orbites (*LEO*, *MEO* et *GEO*).

La surveillance de la situation spatiale (*SSA*) désigne la capacité à anticiper et comprendre l'environnement spatial afin d'assurer la sécurité des opérations orbitales. Elle inclut la détection, le suivi, la prévision et la gestion des objets artificiels en orbite [4][5].

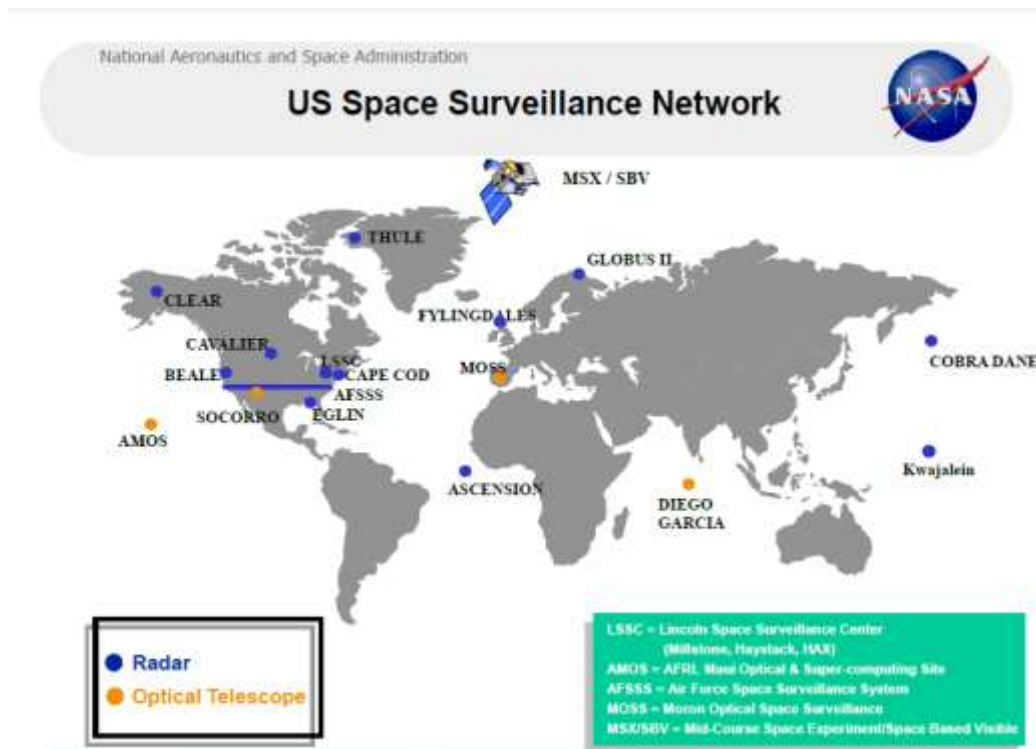


Figure 3 – Réseaux de capteurs de SSN [6][7]

Aux États-Unis, cette fonction est assurée par le *Space Surveillance Network (SSN)*, réseau mondial de radars et capteurs optiques (Figure 3) capables de suivre plus de 22 000 objets spatiaux [8][9][10]. Les données sont centralisées par l'*U.S. Space Control Center*, qui assure la gestion des risques de collision et des événements de fragmentation [6].

- À l'échelle européenne, le système *EUSST* (European Space Surveillance and Tracking) regroupe des capteurs et capacités de traitement pour surveiller les objets spatiaux et fournir des services associés [11][12][13].
- Le *Commandement Spatial des États-Unis (USSPACECOM)* supervise les activités spatiales militaires et maintient le catalogue satellitaire : une base de données dynamique sur la position et les trajectoires des objets en orbite [14].

L'ESA recense dans son rapport 2025 plus de 40 000 objets spatiaux, dont 11 000 satellites actifs, avec une augmentation nette par rapport à 2024. Les débris de petite taille (<1 cm), bien que non suivis individuellement, représentent une menace réelle [15][16].

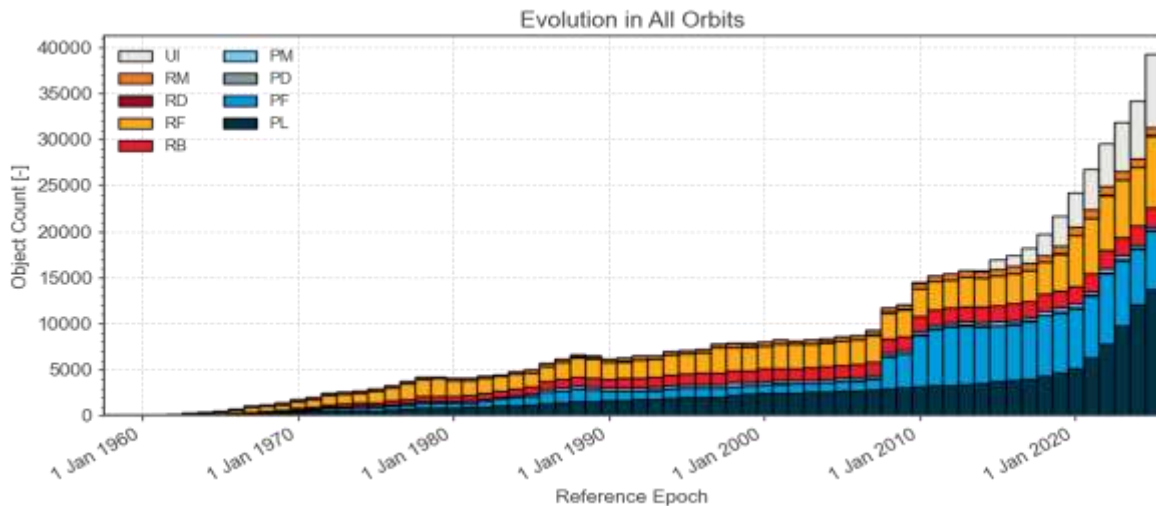


Figure 4 - Évolution du nombre d'objets spatiaux en orbite depuis 1960 [15][16]

La classification des types d'objets spatiaux ainsi que les abréviations utilisées dans la figure sont présentées dans le tableau suivant :

Tableau 1 - Classifications des objets spatiaux

Type d'objets	Description
PL	Payload
PF	Payload Fragmentation Debris
PD	Payload Debris
PM	Payload Mission Related Object
RB	Rocket Body
RF	Rocket Fragmentation Debris
RD	Rocket Debris
RM	Rocket Mission Related Object
UI	Unidentified

Les Débris :

Ces objets, dépourvus de tout système de communication ou de commande, posent des défis importants en matière de suivi et de gestion. Pour en limiter la prolifération, Des stratégies comme la désorbitation ou la relégation en orbite cimetière sont utilisées pour limiter leur prolifération [17][18][19].

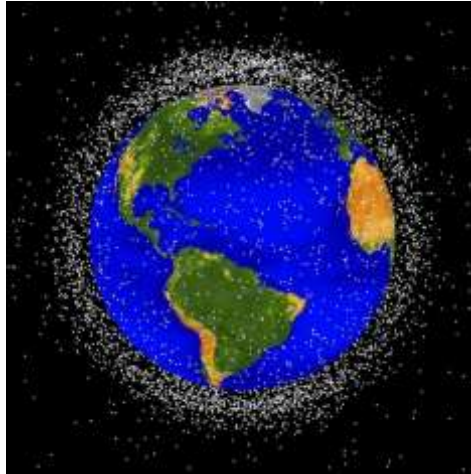


Figure 5 - Représentation des débris spatiaux en orbite terrestre basse (LEO) [20]

Typologie des débris orbitaux [15][16]

- Charges utiles (satellites, instruments),
- Débris de fragmentation (collisions, explosions),
- Corps et objets de lanceurs etc.

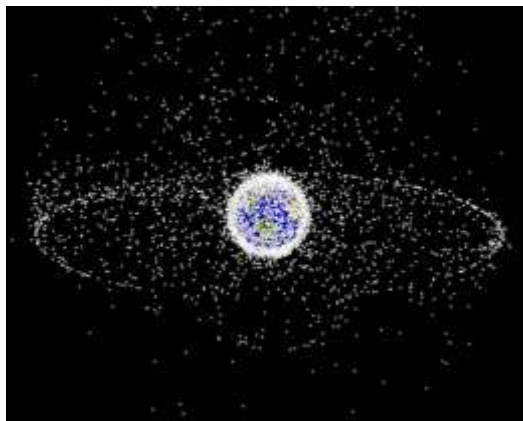


Figure 6 - Représentation des débris spatiaux en orbite géostationnaire [20]

Moyens de détection des débris orbitaux

a. Radar

Les systèmes radar sont utilisés pour détecter les objets $>10\text{ cm}$ en *LEO* et $>1\text{ m}$ en *GEO* [7][21][22]. Le radar *TIRA* de la *FGAN* (Allemagne) est un exemple de capteur performant en Europe, capable de suivi et d'imagerie de haute résolution [23].



Figure 7 - radar de poursuite et d'imagerie TIRA de FGAN [23]

b. Laser

Des dispositifs comme le *FUJI* de la *JAXA* (*Japan Aerospace Exploration Agency*) permet une télémétrie laser précise, essentielle pour améliorer la traçabilité des objets en orbite [21][24].



item	Mt. FUJI	mini-Mt. FUJI
Target altitude	≤ 800 km	≤ 500 km
Diameter	112 mm	62.0mm
Height	32 mm	17.5mm
Weight	260 g	55 g
Size of CCR	1 inch	0.5 inch
Numeber of CCR	7pieces	7pieces
Viewing angle	45° (about 15° / peace)	
Material	Body and pedestal: aluminum CCR: Synthetic quartz Shock absorber: PTFE,PEA	

Mt.FUJI and miniMt.FUJI Specifications

Figure 8 - les spécifications de laser FUJI [24]

c. Télescopes optiques

Le réseau *SMARTnet* (12 télescopes répartis mondialement) et les télescopes de 0,7 à 1,75 m (comme celui du *DLR* : *Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt* : Centre allemand pour l'aéronautique et l'astronautique) permettent d'observer des objets en *GEO*, contribuant aux études de caractérisation et d'évitement de collisions [21].



Figure 9 - Télescope Ritchey-Chrétien, - Télescope AGO 70 [25]

En plus de ces méthodes, plusieurs travaux ont récemment exploré la détection automatique de manœuvres à partir des données ouvertes. Contrairement à la simple détection d'écarts entre éléments spatiaux, les approches modernes s'appuient sur :

- L'analyse dynamique des variations orbitales ;
- Les modèles probabilistes ;
- La reconstruction d'éléments propres et leur stabilité dans le temps.

Les données open sont largement utilisées pour la détection et la classification des débris spatiaux. Des méthodes fondées sur les éléments propres, comme celles introduites par Zappalà [26] et Wu [27][28] permettent d'identifier des groupes d'objets issus d'un même événement de fragmentation ou de détecter des manœuvres orbitales. Des algorithmes de regroupement [29], d'autres approches basées sur l'IA [25][30] sont capables de repérer automatiquement des structures de débris dans de grands ensembles de données.

La croissance continue du trafic spatial et la multiplication des événements de fragmentation ont transformé la surveillance de la situation spatiale en un enjeu stratégique majeur. Ce rapport a mis en lumière quelques moyens techniques actuels de détection (radar, optique, laser, etc.), et les approches fondées sur l'exploitation des données spatiales pour l'identification, la classification et le suivi des débris spatiaux.

Chapitre I : Fondements Théoriques de la Mécanique Orbitale

*Principes de Base de la Mécanique Céleste et de
la Dynamique des Satellites*

1.1. Introduction

La mécanique orbitale est une discipline fondamentale de l'astronautique qui étudie le mouvement des corps célestes sous l'influence de la gravitation, et d'autres forces perturbatrices. Ce premier chapitre pose les bases nécessaires à la compréhension des trajectoires orbitales et de leur dynamique. Il aborde les référentiels spatiaux, la loi de la gravitation universelle de *Newton*, ainsi que les lois de *Kepler* qui régissent le mouvement des satellites. Les différents types d'orbites y sont présentés, avec une attention particulière portée à l'orbite géostationnaire, essentielle pour les télécommunications.

Le chapitre traite également des notions de jour solaire et de jour sidéral, cette dernière étant particulièrement importante pour la synchronisation des satellites avec la rotation terrestre. Les éléments orbitaux, paramètres définissant la forme, la taille et l'orientation d'une orbite, sont également abordés afin de mieux comprendre la dynamique des satellites.

Enfin, il examine les perturbations orbitales influençant la stabilité des satellites en orbite géostationnaire, qu'elles soient d'origine gravitationnelle, solaire ou lunaire.

1.2. La mécanique orbitale

1.2.1. Définition

La mécanique orbitale analyse les principes fondamentaux régissant le mouvement des corps célestes autour d'un corps central, sous l'influence de la gravitation et d'autres forces perturbatrices. Cette discipline étudie principalement le mouvement de translation dans un champ gravitationnel [31].

1.2.2. Les référentiels de la dynamique spatiale

Cette section expose divers concepts essentiels relatifs aux référentiels employés en dynamique spatiale pour localiser un objet spatial à un instant donné [32].

- a. **Le système inertiel centré sur la Terre J2000.0 (ECI) :** Ce référentiel permet de caractériser les mouvements perturbés des satellites [31][32][33][42].

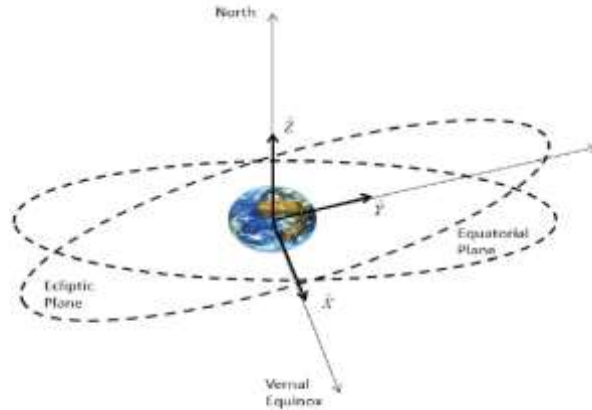


Figure 1.1 - Système inertiel centré sur la Terre (ECI) [34].

- b. **Le système de référence terrestre fixe de Greenwich (ECF) :** Ce référentiel décrit le mouvement relatif par rapport à la Terre [32][42].

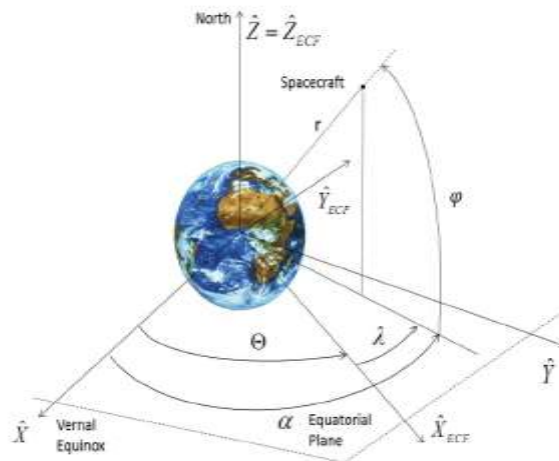


Figure 1.2 - Système de coordonnées latitude-longitude (ECF) [42].

- c. **Le système de coordonnées Radial-Tangent-Normal (RTN) :** ce système est centré sur le satellite et suit son mouvement, il est utilisé pour exprimer les accélérations perturbatrices agissant sur le satellite [35].

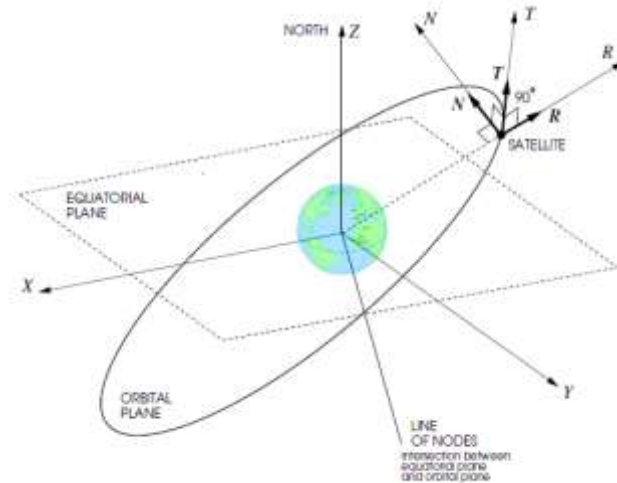


Figure 1.3 - Système de coordonnées Radial-Tangent-Normal (RTN) [35]

1.3. La loi de la gravitation universelle de Newton

La loi de Newton affirme que deux particules de masse m_1 et m_2 , séparées d'une distance r , s'attirent mutuellement avec une force [31][33].

$$F = \frac{G \cdot m_1 m_2}{r^2} \quad (1.1)$$

- G : Constante gravitationnelle est de $6.6726 \times 10^{-11} m^3/kg \cdot s^2$;
- m_1 et m_2 : représentent les masses de deux corps en Kg ;
- r : La distance qui sépare les centres de gravité des deux corps en m ;
- F : Force gravitationnelle, exprimée en Newtons N ;

1.4. Les lois de kepler

En Mathématiques La mécanique orbitale repose sur les lois de Kepler (1609 et 1618), énoncées ci-dessous [31] :

- **Première loi de Kepler (KI)** : L'orbite de chaque planète est une ellipse ayant le Soleil pour l'un de ses foyers.
- **Deuxième loi de Kepler (KII)** : La ligne reliant une planète au Soleil balaie des aires égales dans l'ellipse pendant des intervalles de temps égaux. Par conséquent, la vitesse de la planète est plus élevée au point le plus proche du Soleil (périhélie) qu'au point le plus éloigné. Cette loi est illustrée dans la Figure 1.4.

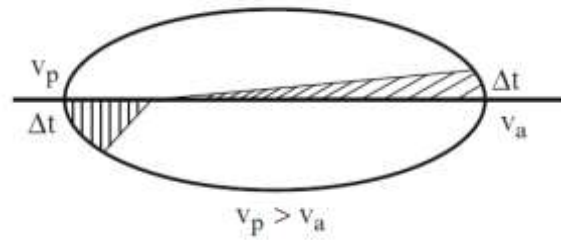


Figure 1.4 - La deuxième loi de Kepler [31].

- **Troisième loi de Kepler (KIII) :** Le carré de la période d'une planète est proportionnel au cube de son demi-grand axe.

$$T^2 = \frac{4\pi^2 \cdot a^3}{\mu} \quad (1.2)$$

$$\mu = G \cdot m_p = 3.986004418 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2 = \text{Constante de Kepler} \quad (1.3)$$

1.5. Les types d'orbites

Nous considérons différents types d'orbites que les satellites ou engins spatiaux peuvent parcourir autour d'un corps central [31][36] :

1.5.1. Orbite terrestre basse (LEO)

Une orbite *LEO* « *Low Earth Orbit* » se situe entre 161 km et 3000 km d'altitude, au-dessus de la partie la plus dense de l'atmosphère terrestre. Elle se caractérise par une période orbitale d'environ 90 minutes, permettant 16 à 17 révolutions par jour, et présente généralement une forme quasi circulaire avec une excentricité $e < 0,03$.

1.5.2. Orbite terrestre moyenne (MEO)

Les orbites *MEO* « *Medium Earth Orbit* » s'étendent généralement entre 2 000 km et 35 786 km d'altitude. Elles présentent une période orbitale comprise entre 2 et 12 heures, en fonction de l'altitude, et sont principalement utilisées pour les systèmes de navigation tels que *GPS*, *GLONASS* et *Galileo*.

1.5.3. Orbite terrestre géostationnaire (GEO)

Une orbite géostationnaire *GEO* « *Geostationary Earth Orbit* » est une orbite circulaire et géosynchrone située dans le plan équatorial terrestre à 36000 km, où un satellite maintient une position relative constante par rapport à un point donné sur l'équateur. Sa période orbitale correspond exactement à la période de rotation sidérale de la Terre, soit 24 heures.

1.5.4. Orbite de transfert géosynchrone (GTO)

Dans une orbite GTO, le vaisseau spatial parcourt la moitié d'une ellipse qui relie l'orbite terrestre basse « LEO » à l'orbite géostationnaire « GEO », comme illustré à la Figure 1.5.

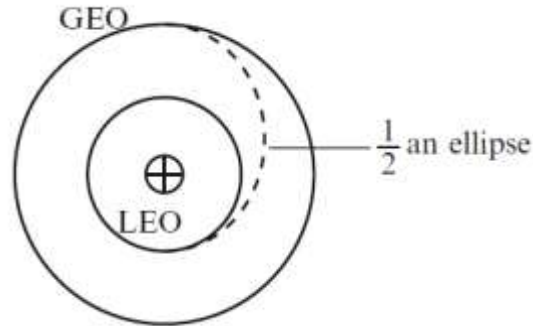


Figure 1.5 - Orbite de transfert géosynchrone « GTO » [31].

1.5.5. Orbite héliosynchrone (SSO)

L'orbite héliosynchrone SSO « Sun-Synchronous Orbit » est une orbite polaire particulière, conçue pour maintenir une orientation approximativement constante par rapport au Soleil.

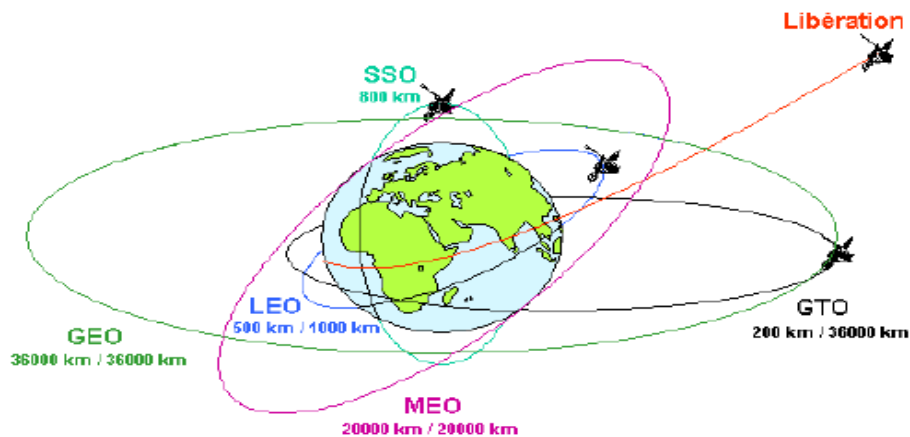


Figure 1.6 - Les différents types d'orbites [36].

1.6. Les orbites keplériennes

Les orbites dites *keplériennes* tirent leur nom de *Kepler*, qui démontra au *XVIIe* siècle que les trajectoires planétaires autour du Soleil sont des *ellipses*, remettant en cause l'idée de mouvements circulaires héritée de Pythagore. Le *mouvement képlérien* décrit ainsi le déplacement relatif de deux corps ponctuels soumis *exclusivement* à leurs *attractions gravitationnelles newtoniennes* [37].

1.6.1. Le Mouvement relatif de deux corps ponctuels

Le mouvement relatif de deux corps ponctuels, tel que celui d'un satellite autour de la Terre, suit, dans une première approximation, les lois de Kepler [37]. Cette démonstration, fondée sur la *loi de la gravitation universelle de Newton*, repose sur deux hypothèses principales :

- La masse du satellite m est négligeable par rapport à celle de la Terre M , considérée *sphérique et homogène*.
- Le mouvement se déroule dans un espace libre, sans influence extérieure autre que l'interaction gravitationnelle entre le satellite et la Terre.

Cependant, le mouvement réel doit intégrer des *facteurs perturbateurs* tels que :

- La forme non parfaitement sphérique et la distribution inhomogène de la masse terrestre ;
- L'attraction gravitationnelle du Soleil et de la Lune ;
- Autres forces perturbatrices, notamment la pression des radiations solaires et la traînée atmosphérique.

1.6.2. Le jour solaire

Le *jour solaire* représente la durée de la *rotation de la Terre* sur elle-même par rapport au *Soleil* [31]. Il correspond à la définition courante d'un *jour* de 24 heures ou 86 400 secondes. Plus précisément, la *période de rotation* de la Terre autour du Soleil est de 365,2425 jours [32].

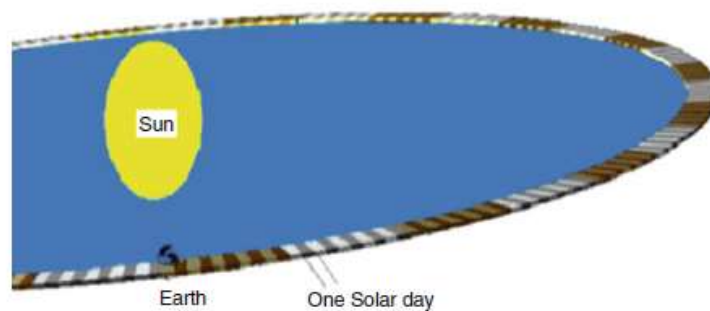


Figure 1.7 - L'orbite de la terre autour du soleil dans le plan de l'écliptique [32].

L'angle de rotation de la Terre pendant un jour solaire est :

$$360.0^\circ + \frac{360.0^\circ}{365.2425} = 360.985647^\circ \quad (1.4)$$

1.6.3. Le jour sidéral « SD »

Le *jour sidéral* correspond au temps nécessaire à la *Terre* pour réaliser une *rotation complète* par rapport à un repère fixe dans l'*espace inertiel* [31]. Il diffère légèrement du *jour solaire*. La *vitesse de rotation terrestre* est mesurée avec une *précision élevée*, selon la valeur adoptée par le *Service International de la Rotation de la Terre (IERS)* [32] est :

$$\omega_e = \frac{360.98654^\circ}{86400.0^s} \times \frac{\pi}{180^\circ} = 7.292115 \times 10^{-5} \text{ rad/s} \quad (1.5)$$

$$\text{Un jour sideral} = \frac{2\pi}{\omega_e} = 23^h 56^m 04^s = 86164.0 \text{ s} \quad (1.6)$$

Le *jour sidéral* diffère du temps requis pour que la *Terre* effectue une *rotation complète* de 360° sur son axe. En raison de son *mouvement orbital* autour du *Soleil*, la direction de ce dernier se décale légèrement, obligeant la *Terre* à tourner d'environ $360,985647^\circ$ pour qu'un point donné sur sa surface se retrouve de nouveau aligné avec le *Soleil* [32]. Cette différence est illustrée à la Figure 1.8.

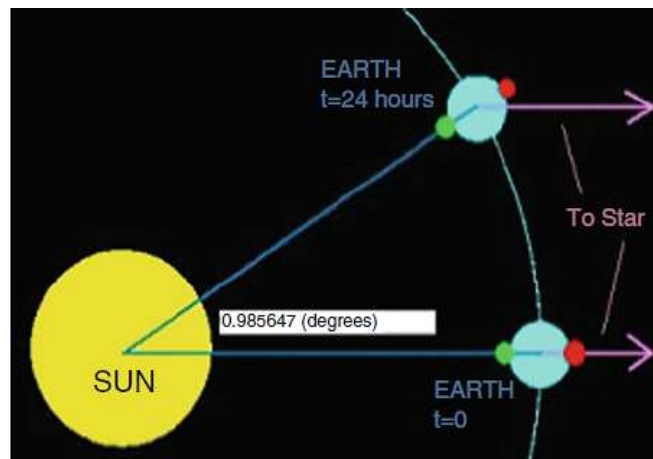


Figure 1.8 - Géométrie d'un jour sidéral [32].

Par conséquent, Une *orbite géostationnaire parfaite* synchronise sa *période orbitale* avec le *jour sidéral*, sa *vitesse angulaire orbitale* étant égale à celle de la *rotation terrestre*.

1.6.4. Le jour julien « JD »

Le jour julien est souvent confondu avec la *date cardinale*, qui indique le nombre de jours écoulés depuis le début de l'année sans recourir aux mois et jours du calendrier [31][32]. L'époque $J2000.0$ correspond au (*1^{er} janvier 2000 à 12h00 UTC*) [32] correspond à :

$$Jd(2000^Y 1^M 1^D 12^H 0^m 0^s.0 \text{ UTC}) = 2451545.0 \quad (1.7)$$

1.6.5. L'orbite géostationnaire

L'orbite géostationnaire est une orbite spécifique autour de la Terre, proposée par C. Clark en 1945 dans son article *Extra-terrestrial Relays*. Clark y suggérait qu'un réseau de *trois satellites*, espacés de 120° , permettrait d'assurer des *communications continues* à l'échelle mondiale. Depuis plus de *50 ans*, cette orbite est utilisée pour les *télécommunications*, les *relais de données* et les *prévisions météorologiques* [38].

Hengnian Li a présenté une synthèse des caractéristiques de l'orbite géostationnaire [32][38] :

a. La période est égale à un jour sidéral

Pour que la vitesse angulaire d'un satellite corresponde à celle de la Terre, sa *période orbitale* doit être équivalente à un *jour sidéral*, soit le temps nécessaire à la Terre pour effectuer une rotation complète de 360° . En revanche, un *jour solaire*, correspondant à *86 400 secondes*, inclut l'effet du *mouvement orbital* de la Terre autour du Soleil, nécessitant une rotation de $360,985647^\circ$. Par conséquent, le *jour sidéral* est plus court de *336 secondes*, ce qui fixe la *période orbitale géostationnaire* à *86 164 secondes*.

b. Il s'agit d'une orbite circulaire

Conformément à la *loi de Newton*, la *force centrifuge* exercée sur un satellite en orbite doit être équilibrée par la *force gravitationnelle* terrestre. En appliquant cette condition d'équilibre, le *rayon théorique de l'orbite géostationnaire* peut être déterminé par la relation suivante :

$$r = \sqrt[3]{\frac{\mu}{\omega_e^2}} = 42164.2 \text{ km} \quad (1.8)$$

μ : la constante gravitationnelle de la Terre $\mu = G \cdot M_e = 398600.4415 \text{ Km}^3/\text{s}^2$

ω_e : la vitesse angulaire de rotation de la Terre

c. L'orbite géostationnaire détermine la vitesse du satellite

À partir du rayon théorique de l'orbite géostationnaire et de la vitesse angulaire de la Terre, nous pouvons dériver la vitesse géostationnaire :

$$V_g = \omega_e \cdot r = 3075 \text{ m/s} \quad (1.9)$$

r : le rayon de l'orbite géostationnaire.

d. Le plan orbital est le plan équatorial

Le plan orbital est défini par la ligne reliant le *centre de la Terre* au *centre du satellite* lors de son mouvement orbital. Lorsqu'une inclinaison existe entre ce plan et le *plan équatorial*, le satellite croise l'équateur deux fois par jour, induisant un mouvement apparent pour un observateur au sol. Ainsi, pour maintenir une orbite géostationnaire, le satellite doit évoluer dans le *plan équatorial* et dans le sens de la rotation terrestre.

e. La longitude nominale est le seul paramètre complémentaire

La *dimension de l'orbite géostationnaire* résulte de l'équilibre entre la *force gravitationnelle terrestre* et la *force centrifuge*. Le *plan orbital*, coïncidant avec le *plan équatorial*, permet d'éliminer le *mouvement relatif* par rapport à la surface terrestre. De plus, une *vitesse angulaire constante* est requise pour correspondre à la *rotation uniforme de la Terre*. Toutefois, la longitude nominale, représentant la projection du satellite sur la surface terrestre, peut être sélectionnée de manière arbitraire, comme illustré dans la Figure 1.9.

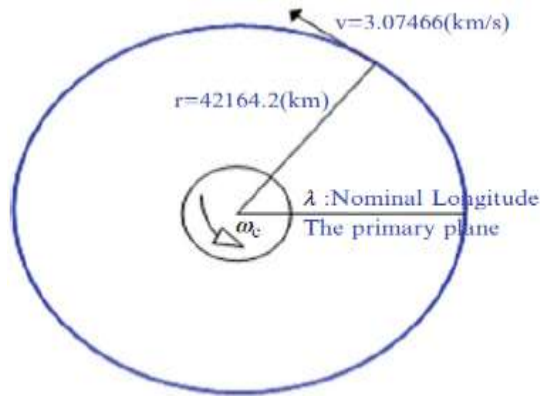


Figure 1.9 - Représentation de l'orbite géostationnaire observée depuis le pôle Nord [32].

f. Réglementation et gestion des ressources orbitales

L'Union Internationale des Télécommunications « UIT » Créée par les Nations Unies en 1947 [39][38], organise périodiquement la *Conférence Administrative Mondiale des Radiocommunications* « WARC » afin de définir de nouvelles positions orbitales et d'attribuer les fréquences correspondantes [38]. Étant donné que l'orbite géostationnaire constitue une ressource naturelle limitée, chaque pays peut revendiquer un segment, indépendamment de ses capacités spatiales [39].

Initialement, les créneaux de longitude étaient attribués principalement pour éviter les interférences de fréquence, sans considération pour les risques de collision. Par conséquent, plusieurs satellites pouvaient partager un même créneau longitudinal. Il était alors supposé que dans une *zone* appelée « *Dead band* », d'environ 100 km en longitude et latitude, le risque de collision serait négligeable [38].

Bien qu'aucune collision n'ait été signalée à ce jour, de nombreuses agences spatiales soulignent que ce risque demeure significatif, représentant une menace majeure pour la sécurité des satellites et augmentant le danger lié aux *débris orbitaux* [38].

1.7. Les éléments orbitaux keplériennes « classiques »

Les deux principaux éléments parmi les six qui définissent la forme et la taille de l'ellipse [34][38][40] :

- **Demi-grand axe a (km)** : Paramètre géométrique d'une orbite elliptique, représentant simplement la forme de l'ellipse.

- **Excentricité e (sans dimension)** : L'excentricité de l'orbite e est le rapport entre la distance séparant le centre de l'ellipse et le centre de la Terre, et le demi-grand axe de cette ellipse.

Le type de section conique dépend de la valeur de e [37] :

- Pour $e = 0$; la trajectoire est un **cercle**.
- Pour $e < 1$; la trajectoire est une **ellipse**.
- Pour $e = 1$; la trajectoire est une **parabole**.
- Pour $e > 1$; la trajectoire est une **hyperbole**.

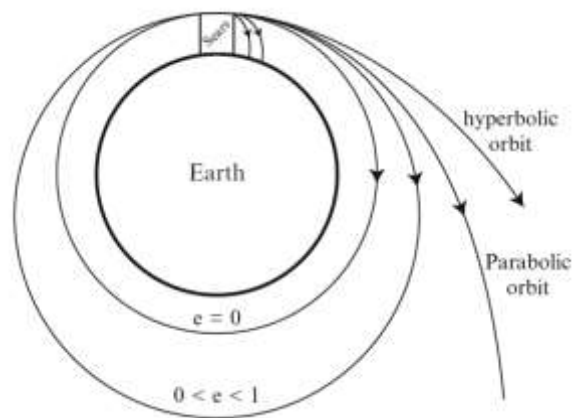


Figure 1.10 - Classification des sections coniques orbitales en fonction de l'excentricité e [31].

Deux autres éléments définissent l'orientation de l'orbite :

- **Inclinaison i (rad)** : Angle entre le plan orbital et le plan de référence (plan équatorial).
- **Nœud ascendant Ω (rad)** : Point où le corps en orbite traverse le plan de référence en direction du nord.

Les deux derniers paramètres fournissent des informations sur le mouvement du corps « satellite » :

- **Argument du périégée ω (rad)** : Angle définissant la *position de l'axe majeur* de l'orbite du satellite. Il est mesuré entre la *ligne des nœuds* (reliant les nœuds ascendant et descendant) et la *ligne reliant le périégée au centre de la Terre*, indiquant ainsi l'orientation du point le plus proche de la Terre sur l'orbite.

- **Anomalie moyenne M (rad)** : Angle représente la progression théorique du satellite sur une orbite circulaire équivalente, mesuré depuis le périégée. Elle augmente de manière linéaire avec le temps, passant de 0° au périégée à 360° après une révolution complète. A partir de cette anomalie moyenne, nous pouvons calculer l'**Anomalie vraie V** ; Angle décrivant la position instantanée du satellite sur son orbite, mesuré depuis le périégée. Il varie de 0° au périégée à 180° à l'apogée, atteignant 360° après une révolution complète.

L'état du satellite utilisant les éléments orbitaux képlériens est noté comme suit [34] :

$$\bar{x}_{KOE} = [a \quad e \quad i \quad \Omega \quad \omega \quad M]^T \quad (1.10)$$

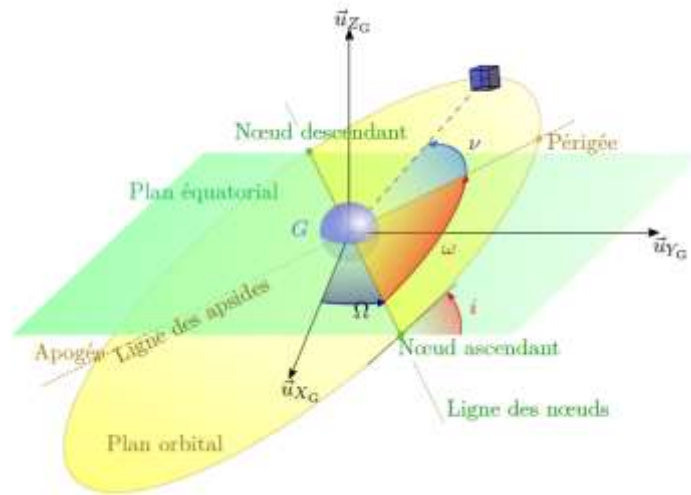


Figure 1.11 - Éléments orbitaux képlériens [41].

1.8. Les éléments orbitaux équinoxiaux

Les éléments orbitaux équinoxiaux sont utilisés pour décrire les orbites géostationnaires, car les éléments képlériens présentent deux singularités [34] :

- **Orbites quasi-circulaires** : la *ligne des apsides* et l'*argument du périégée* deviennent indéfinis.
- **Orbites quasi-équatoriales** : le *nœud ascendant* et l'*ascension droite du nœud ascendant* ne sont pas bien définis.

Ainsi, les éléments équinoxiaux offrent une représentation plus adaptée en évitant ces indéterminations.

Une quantité utile pour les orbites elliptiques et quasi-équatoriales est la *longitude du périégée*, qui est la somme de l'argument du périégée ω et le RAAN Ω :

$$\varpi = \omega + \Omega \quad (1.11)$$

Il est important de noter que cette quantité a un sens physique uniquement pour les orbites quasi-équatoriales, car Ω est mesurée dans le plan équatorial terrestre, tandis que ω est mesuré dans le plan orbital.

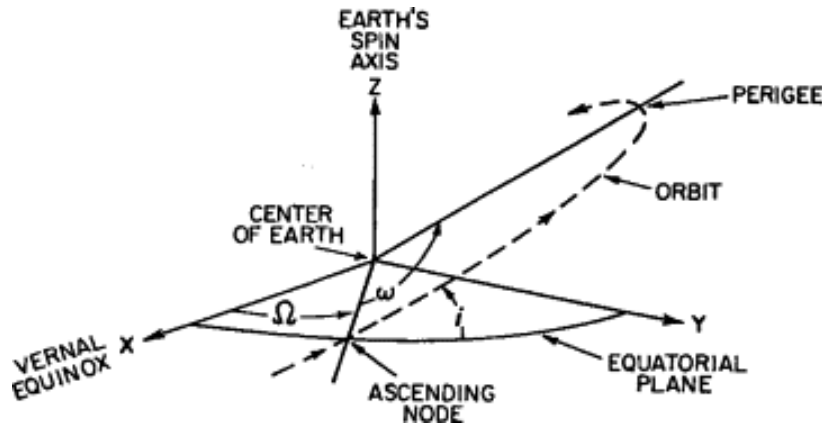


Figure 1.12 - Les éléments orbitaux équinoxiaux référencés à l'équinoxe vernal [42].

Une autre quantité utile pour une orbite circulaire inclinée est l'*argument de latitude*, l'angle mesuré vers l'est à partir du nœud ascendant jusqu'au vecteur position du satellite :

$$w = \omega + \nu \quad (1.12)$$

Ici, ω et ν (anomalie vraie) sont mesurés dans le plan orbital. Pour une orbite parfaitement circulaire, ni la longitude du périégée ϖ , ni l'argument du périégée ω ne sont définis. Cependant, la *longitude vraie* L peut être calculée comme suit :

$$L = \omega + \Omega + \nu \quad (1.13)$$

De même, la *longitude moyenne* est donnée par :

$$\lambda = \Omega + \omega + M \quad (1.14)$$

Pour une orbite quasi-circulaire et quasi-équatoriale, telle que l'orbite géostationnaire, la *longitude vraie* est approximée par l'*ascension droite* α . Ces orbites sont décrites par des *éléments orbitaux équinoxiaux* modifiés. Cette étude caractérise l'orbite absolue par le décalage de longitude par rapport à la position nominale et le taux de dérive n_{Geo} relatif au mouvement géostationnaire moyen.

$$n_{Geo} = \sqrt{\frac{\mu}{a_{Geo}^3}} \quad (1.15)$$

Ainsi que les vecteurs d'excentricité et d'inclinaison. Ainsi, les éléments orbitaux sont définis comme suit :

- **Taux de dérive :**

$$D = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} - n_{Geo} \quad (1.16)$$

- **Vecteur d'excentricité $\bar{e} = (e_x, e_y)$ avec :**

$$\begin{cases} e_x = e \cdot \cos(\Omega + \omega) \\ e_y = e \cdot \sin(\Omega + \omega) \end{cases} \quad (1.17)$$

Le vecteur d'excentricité se trouve dans le plan orbital et est dirigé depuis la Terre vers le périégée avec une magnitude égale à l'excentricité e .

- **Vecteur d'inclinaison $\bar{i} = (i_x, i_y)$ avec :**

$$\begin{cases} i_x = \sin i/2 \cdot \cos \Omega \\ i_y = \sin i/2 \cdot \sin \Omega \end{cases} \quad (1.18)$$

- **L'écart de longitude ou déviation $\Delta\lambda$:**

$$\Delta\lambda = \Omega + \omega + M - \theta - \lambda_{nominal} \quad (1.19)$$

Où $\lambda_{nominal}$ est la longitude nominale de la station.

Dans cette approche, l'état du satellite utilisant les éléments orbitaux équinoxiaux est noté comme suit :

$$\bar{x}_{equin} = [D \quad e_x \quad e_y \quad i_x \quad i_y \quad \Delta longitude]^T \quad (1.20)$$

Avec la composante longitudinale égale à soit la longitude vraie L ou la longitude moyenne λ . Les éléments d'orbite équinoxiaux sont principalement utilisés pour représenter le mouvement orbital des engins spatiaux géostationnaires.

1.9. Perturbations des orbites géostationnaires

Cette section analyse les perturbations naturelles affectant les orbites géostationnaires « GEO ». Bien que généralement faibles, ces perturbations peuvent *altérer la stabilité géostationnaire* si elles ne sont pas corrigées. Elles sont classées en deux catégories principales [38] :

Pour mieux comprendre l'influence des perturbations sur les éléments orbitaux képlériens moyens, il est courant de les diviser en deux catégories [43] :

- **À court terme** : Elles ont une période d'un jour sidéral ou moins. Il n'est pas réaliste de les compenser, elles définissent donc la taille minimale de la boîte de contrôle.
- **À long terme** : Elles modifient les éléments orbitaux et sont celles que l'on prend en compte pour le maintien à poste « station-keeping ».

Les forces à court et à long terme induisent des mouvements affectant la position des satellites GEO. Cependant, seules les perturbations à long terme nécessitent une compensation active. Selon Soop [43], les principales perturbations à long terme et leurs effets sont :

- a. *La partie non sphérique de l'attraction gravitationnelle de la Terre* influence la dérive longitudinale et contribue légèrement à la variation du vecteur d'inclinaison.
- b. *L'attraction gravitationnelle du Soleil et de la Lune* modifie légèrement le vecteur d'inclinaison et le vecteur d'excentricité.
- c. *La pression de la radiation solaire* affecte le vecteur d'excentricité.

1.9.1. Perturbations non sphériques de la Terre

La Terre, de forme *oblate*, génère des *accélérations radiales supplémentaires* en raison de son *aplatissement* et de son *plan équatorial elliptique*. Ces accélérations proviennent du *terme zonal J_2* du champ gravitationnel terrestre. En intégrant cet effet, un *demi-grand axe réel* de l'orbite est défini, garantissant une *orbite stable* si le satellite y est maintenu [32]. La figure 1.13 illustre ce concept [38].

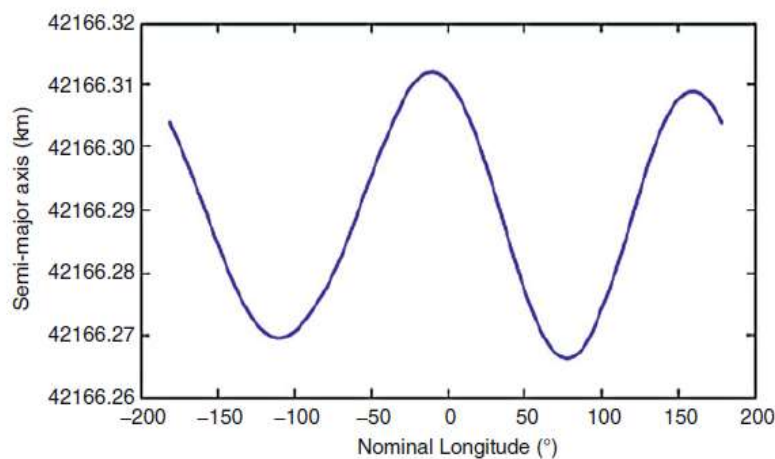


Figure 1.13 - Demi-grand axe réel en fonction d'une longitude [32].

La *stabilité orbitale* d'un satellite ne peut être assurée en se focalisant uniquement sur le *demi-grand axe réel*, en raison de la triaxialité de la Terre, résultant de son *ellipse équatoriale* et de *distributions de masse asymétriques*. Ce phénomène, dominé par le *terme tesséral J_{22}* , induit une accélération gravitationnelle tangentielle, provoquant des *variations du demi-grand axe*. Ces variations affectent la *vitesse angulaire orbitale*, entraînant une dérive de la longitude moyenne spécifique à chaque position nominale. Par exemple, à 75° Ouest, la triaxialité accroît

le demi-grand axe de 91,06 mètres par jour, déterminant la *direction naturelle de la dérive* du satellite. La figure 1.14 illustre l'accélération de dérive en fonction d'une longitude nominale [32][38].

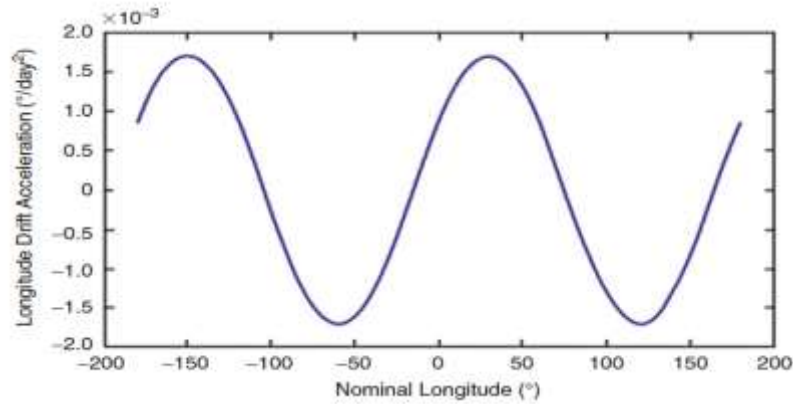


Figure 1.14 - Accélération de dérive en fonction d'une longitude [32].

Dans la Figure 14, il existe quatre points où l'accélération est nulle. Ces *nœuds d'équilibre* sont des positions où une masse peut rester immobile indéfiniment par rapport à la longitude. Ces points peuvent être soit stables, soit instables.

- Dans le cas d'un point stable, une légère déviation en longitude par rapport au nœud entraînera un mouvement de dérive qui ramènera la masse vers celui-ci.
- Pour un point instable, toute déviation entraînera une dérive qui éloignera la masse du nœud.

La Table 1.1 présente leurs emplacements :

Tableau 1.1 - Points d'équilibre

Stable	Instable
75.1° E	11.5° W
105.3° W	161.9° E

Ce sont les points d'équilibre de la ceinture géostationnaire. Ils sont également illustrés dans la Figure 1.15.

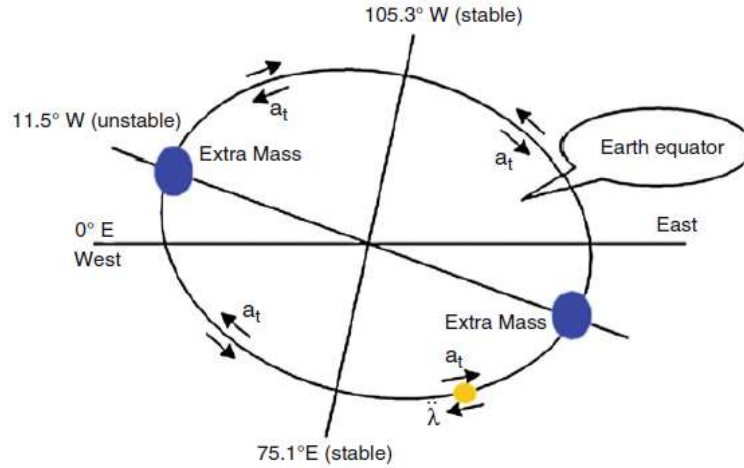


Figure 1.15 - Mouvement de dérive de la longitude d'un satellite GEO [38].

La perturbation non sphérique crée également une accélération normale sur l'orbite et est responsable de la précession du plan orbital. Cette accélération entraîne une dérive vers l'ouest de 4.9° par an, avec une période de 73,64 ans [32][38].

1.9.2. Perturbations luni-solaires

Les forces gravitationnelles du Soleil et de la Lune influencent l'orbite géostationnaire. Bien que ces corps puissent être considérés comme des masses ponctuelles en raison de leur éloignement, leurs effets ne sont pas négligeables. La Lune exerce une force deux fois supérieure à celle du Soleil, car l'attraction nette diminue avec le cube de la distance, malgré la plus grande masse solaire [38]. L'effet attractif solaire et lunaire sur l'orbite géostationnaire peut être exprimé comme suit [32] :

$$a = \mu_s \left(\frac{r_s - r}{|r_s - r|^3 - \frac{r_s^3}{r_s^3}} \right) + \mu_m \left(\frac{r_m - r}{|r_m - r|^3 - \frac{r_m^3}{r_m^3}} \right) \quad (1.21)$$

Un satellite GEO subit ces forces lunisolaires de manière similaire à la Terre, générant des variations à court terme du demi-grand axe :

- 3 km lors de la marée de vive-eau (force maximale).
- 1 km lors de la marée de morte-eau (force minimale).

Ces forces, bien qu'annulées sur une journée, induisent des fluctuations à moyen terme dans le vecteur d'excentricité, suivant un mouvement circulaire de 27 jours (période orbitale lunaire) avec un rayon d'excentricité de $3,5 \times 10^{-5}$. (Figure 1.16). Le Soleil a un effet similaire, mais il est masqué par la perturbation de la pression solaire, qui sera abordée dans la section suivante [32][38].

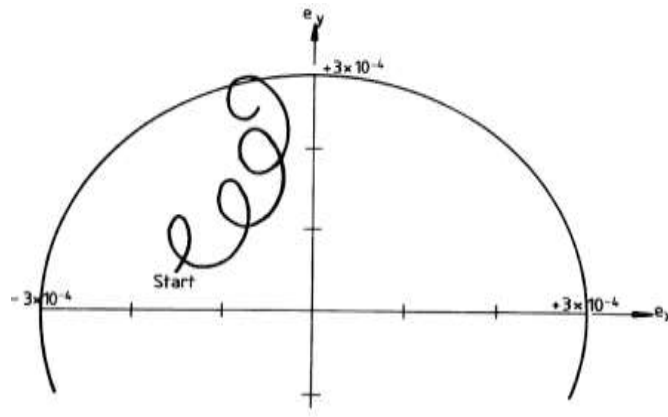


Figure 1.16 - Mouvement du vecteur d'excentricité [38].

Les perturbations lunisolaires influencent principalement le vecteur d'inclinaison, générant un mouvement ondulant sur sa composante x et une dérive progressive perpendiculaire à la direction de l'équinoxe de printemps sur sa composante y [32][38]. Ce comportement, illustré en Figure 1.17, montre une propagation annuelle de l'inclinaison initialement nulle.

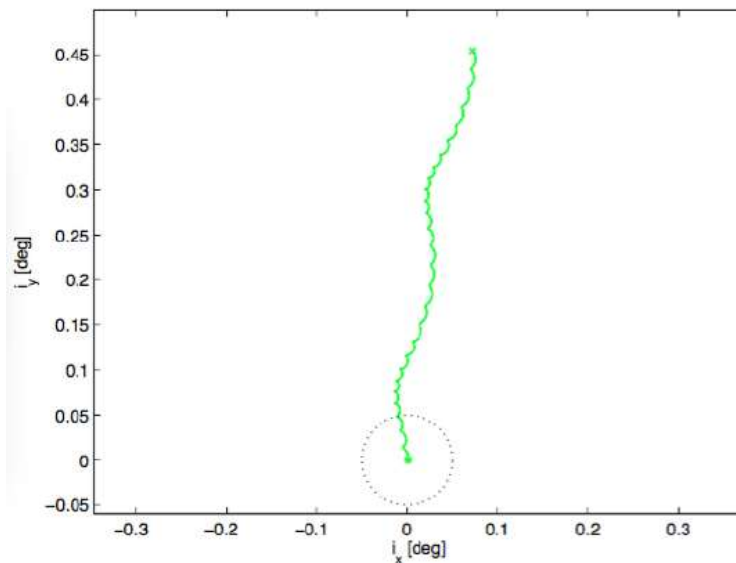


Figure 1.17 - Évolution de l'inclinaison [34].

L'amplitude du vecteur d'inclinaison augmente systématiquement, indépendamment du point de départ, sans impact significatif sur l'optimisation du carburant. Comme illustré en Figure 18, pour une inclinaison initiale de $0,2^\circ$ et trois valeurs de RAAN (250° , 270° et 290°), le mouvement orbital suit un schéma similaire dans tous les cas, simulé sur la première moitié de l'année 2015 [38].

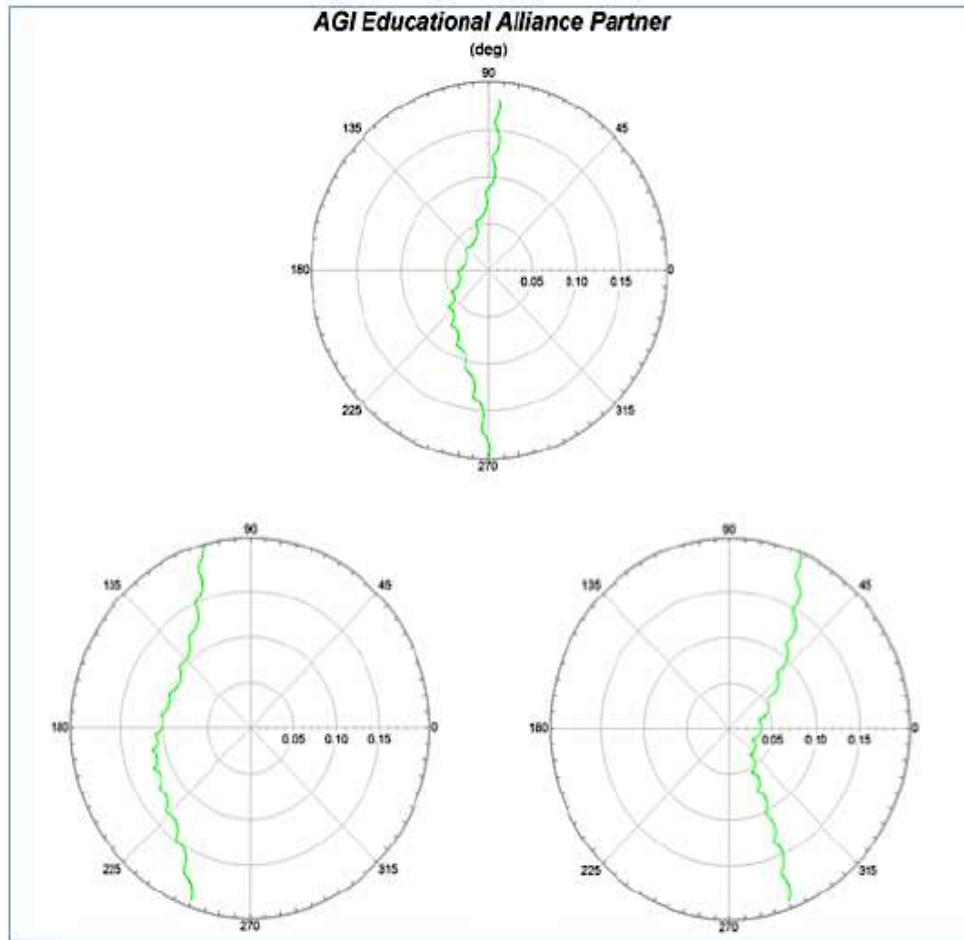


Figure 1.18 - Dérive de l'inclinaison [38].

La vitesse requise pour le contrôle de l'inclinaison reste globalement constante, indépendamment du nombre de manœuvres ou du point de départ du cycle [38]. Toutefois, de légères variations de consommation de carburant peuvent survenir en fonction de la taille de la zone de contrôle et de la complexité du logiciel d'optimisation [43].

1.9.3. Perturbations dues à la radiation solaire

La pression de radiation solaire déforme la forme de l'orbite du satellite. Elle est causée par la radiation électromagnétique du soleil et ne doit pas être confondue avec le vent solaire. La figure 1.19 montre que l'accélération due à la pression de radiation solaire est décomposée en composants radial et tangent, et illustre ses effets sur la forme de l'orbite géostationnaire [38][34].

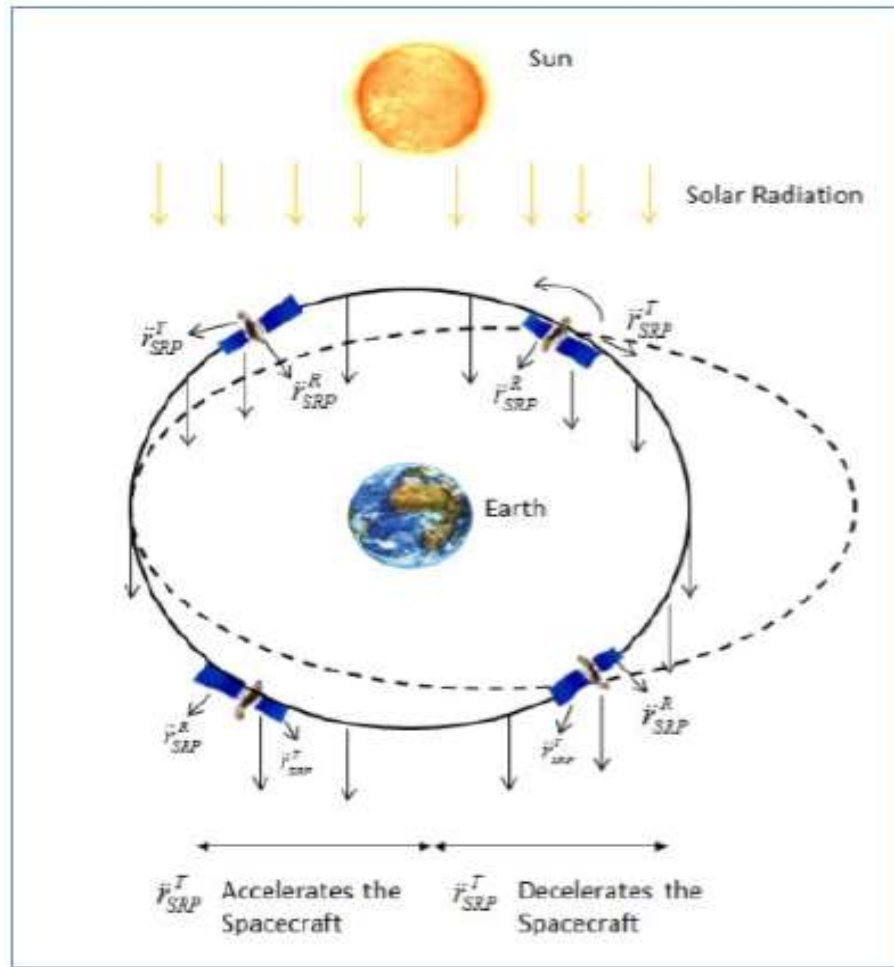


Figure 1.19 - Effet de la pression de radiation solaire [34].

La perturbation induite par le radiation solaire, distincte du vent solaire, dépend fortement de la surface projetée du satellite. Comparable à l'effet d'une voile solaire, la force exercée augmente avec la surface exposée. Bien que l'accélération maximale générée soit faible ($3,4 \times 10^{-7} \text{ m/s}^2$) [32], sa constance tout au long de la durée de vie du satellite la rend non négligeable [38].

Li indique que l'expression de l'accélération due à la pression solaire est [32] :

$$a = -\varepsilon C_R \left(\frac{S}{m} \right) P_0 \mu \quad (1.22)$$

$\varepsilon = 0, 1$: cela indique si le satellite est en éclipse ou non ;

C_R : le coefficient de pression de radiation, qui dépend des composés du matériau de la surface

P_0 : la constante de pression de radiation solaire par mètre carré, égale à $4.56 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$

S : la surface de la zone exposée au soleil ;

m : la masse du satellite ;

μ : la direction du cosinus entre le satellite et le soleil.

La pression solaire induit un déplacement elliptique du vecteur d'excentricité autour de la longitude solaire moyenne, souvent simplifié en mouvement circulaire pour faciliter la planification du maintien en position [38]. La figure 1.20 illustre cette évolution circulaire naturelle de l'excentricité, résultant de l'ensemble des perturbations, y compris la pression de de radiation solaire.

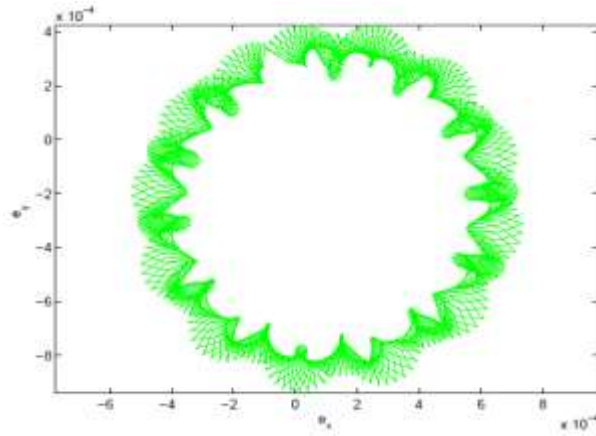


Figure 1.20 - Évolution naturelle de l'excentricité [34].

On appelle souvent cela le cercle de perturbation de l'excentricité, et son rayon peut être calculé par :

$$R_E = 0.011 \cdot C_R \left(\frac{S}{m} \right) \quad (1.23)$$

1.10. Conclusion

Ce premier chapitre a permis d'établir les fondements de la mécanique orbitale et de comprendre les différents paramètres influençant la trajectoire d'un satellite en orbite géostationnaire. L'analyse des lois de *Kepler*, des éléments orbitaux et des divers référentiels a fourni une base théorique essentielle pour l'étude des mouvements orbitaux.

Cependant, l'exploitation des satellites en orbite géostationnaire est soumise à des perturbations continues qui affectent leur stabilité. La forme non sphérique de la *Terre*, les forces gravitationnelles du *Soleil* et de la *Lune*, ainsi que la pression de radiation solaire induisent des variations de l'excentricité, de l'inclinaison et de la longitude du satellite. Ces perturbations, bien que faibles à court terme, s'accumulent progressivement et modifient la position initiale du satellite, compromettant la précision de ses missions.

Face à ces dérives, il s'avère indispensable de mettre en place des stratégies de *station-keeping* afin de corriger les déviations et de maintenir le satellite dans sa position nominale. Le chapitre suivant abordera en détail les techniques de correction orbitale permettant de compenser ces perturbations et d'assurer le bon fonctionnement des satellites tout au long de leur durée de vie opérationnelle.

Chapitre II : Étude de la Dynamique Associée au Maintien à Poste Orbital

Dynamique du Station Keeping des Satellites Géostationnaires

2.1. Introduction

Ce chapitre traite le *maintien en position des satellites géostationnaires*, une nécessité pour compenser les perturbations orbitales naturelles et garantir un positionnement stable. Une orbite géostationnaire idéale est un concept théorique, car en réalité, divers facteurs influencent la trajectoire du satellite, notamment les perturbations gravitationnelles de la Terre, la pression de radiation solaire et les forces lunaires et solaires « lunisolaires ».

Cette section aborde les *stratégies et techniques de correction d'orbite*, en détaillant les éléments clés du maintien en position « Station Keeping », tels que l'excentricité e , l'inclinaison i et la dérive en longitude D . Il expose les principes de *correction d'orbite* et de *contrôle de la position*, notamment la notion de "bande morte", qui définit les limites dans lesquelles le satellite doit rester. Deux stratégies principales sont étudiées :

1. **Le maintien à poste Nord/Sud « NSSK - North-South Station Keeping »**, qui vise à contrôler l'inclinaison du satellite afin de minimiser ses écarts en latitude.
2. **Le maintien à poste Est/Ouest « EWSK - East-West Station Keeping »**, qui contrôle la dérive en longitude du satellite.

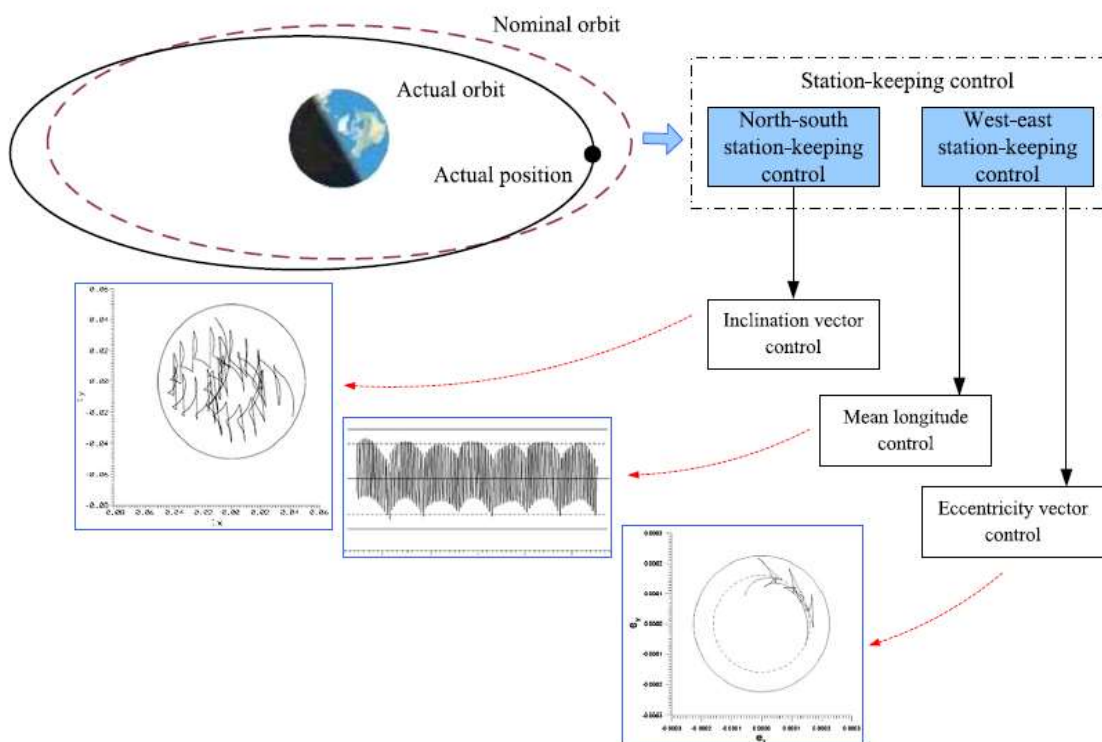


Figure 2.1- Stratégies de contrôle du maintien à poste des satellites géostationnaires [44].

2.2. Les éléments de maintien en position « Station Keeping elements »

Une orbite géostationnaire idéale est circulaire et coplanaire avec l'équateur terrestre, caractérisée par une inclinaison et une excentricité nulle. Dans ce cas, l'ascension droite du nœud ascendant Ω et l'argument du périégée ω deviennent non pertinents. Par exemple, pour un satellite géostationnaire à la longitude λ_n , les éléments orbitaux képlériens à l'époque T sont [32] :

- $a = 42\,164,2$ km
- $e = 0$
- $i = 0$
- Ω et ω : arbitraires entre 0° et 360°

$$M = \lambda_n + \theta(T) - (\Omega + \omega) \quad (2.1)$$

Où $\theta(T)$ est l'angle sidéral moyen à l'époque T .

L'orbite géostationnaire idéale n'existe que comme concept mathématique. En pratique, un satellite à une longitude nominale subit des perturbations qui modifient la forme de son orbite, l'orientation du plan orbital et sa position longitudinale. Néanmoins, ce modèle idéal reste une approximation utile. Pour éviter les singularités associées aux paramètres orbitaux képlériens, des éléments de maintien en position sont utilisés pour décrire le mouvement perturbé du satellite géostationnaire [32] :

2.2.1. L'écart du demi-grand axe (Δa) et vitesse de dérive de la longitude (D)

La vitesse de dérive de la longitude dépend directement de l'écart entre le demi-grand axe réel a et le demi-grand axe synchrone a_s , dont la valeur demeure quasi constante en raison des termes non sphériques du champ gravitationnel terrestre [32].

$$\Delta a = a - a_s \quad (2.2)$$

Selon la vitesse moyenne orbitale du satellite, la vitesse de dérive de la longitude suit :

$$D = \left(\sqrt{\frac{\mu}{a^3}} - \sqrt{\frac{\mu}{a_s^3}} \right) \quad (2.3)$$

Avec le développement en série de Taylor :

$$\left(\frac{a_s}{x} \right)^{\frac{3}{2}} = \left(\frac{a_s + (x - a_s)}{a_s} \right)^{-\frac{3}{2}} = \left(1 + \frac{(x - a_s)}{a_s} \right)^{-\frac{3}{2}} \approx 1 - \frac{3}{2} \left(\frac{x - a_s}{a_s} \right) + \frac{15}{8} \left(\frac{x - a_s}{a_s} \right)^2 - \frac{35}{16} \left(\frac{x - a_s}{a_s} \right)^3 + 0(.) \quad (2.4)$$

Chapitre II : Étude de la Dynamique Associée au Maintien à Poste Orbital

La vitesse de dérive quotidienne de la longitude est alors donnée par :

$$D = \left(\sqrt{\frac{\mu}{a^3}} - \sqrt{\frac{\mu}{a_s^3}} \right) \times \left(\frac{360^\circ}{86164.0} \right) \times 86400.0 \approx -\frac{3}{2} \times \frac{\Delta a}{a_s} \times 360.9860(^{\circ}/day) \quad (2.5)$$

La vitesse de dérive est comptée positivement dans la direction *Est*.

- Si $\Delta a = 0$, alors $D = 0$
- Si $\Delta a > 0$, alors $D < 0$

Une augmentation du demi-grand axe entraîne une rotation plus lente du satellite par rapport à la rotation de la Terre, tandis qu'une diminution du demi-grand axe fait que le satellite se déplace plus rapidement que la rotation de la Terre.

Un écart d'un kilomètre sur le demi-grand axe provoque un *taux de dérive en longitude de 0,0128° par jour* [32].

2.2.2. Le vecteur d'excentricité

Lorsque l'excentricité tend vers zéro, la position du périégée devient indéfinissable selon les paramètres orbitaux classiques de Kepler. Pour analyser la variation de l'excentricité et l'orientation du périégée, le vecteur d'excentricité est défini comme [32][45][46][47] :

$$e = \begin{pmatrix} e_x \\ e_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} e \cos (\Omega + \omega) \\ e \sin (\Omega + \omega) \end{pmatrix} \quad (2.6)$$

La figure 2.2 illustre ce vecteur, dont la magnitude correspond à l'excentricité de l'orbite et dont la direction pointe vers la position du périégée le long de la ligne des apsides.

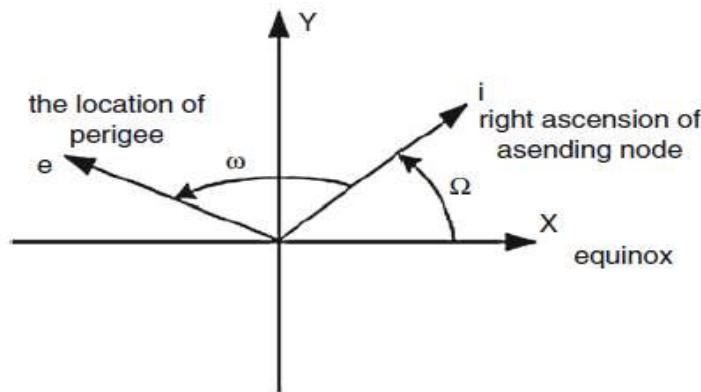


Figure 2.2 - Le vecteur d'excentricité et d'inclinaison [32]

2.2.3. Le vecteur d'inclinaison

De même, lorsque l'inclinaison tend vers zéro, le nœud ascendant devient indéterminable. Il est donc nécessaire de définir le vecteur d'inclinaison afin d'étudier simultanément la variation de l'inclinaison et l'ascension droite du nœud ascendant [46]. La figure 2.3 illustre ce vecteur, dont la magnitude correspond à l'inclinaison orbitale et la direction est alignée avec la ligne des nœuds, orientée vers le nœud ascendant [32][47][48][49].

$$i = \begin{pmatrix} i_x \\ i_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} i \cos(\Omega) \\ i \sin(\Omega) \end{pmatrix} \quad (2.7)$$

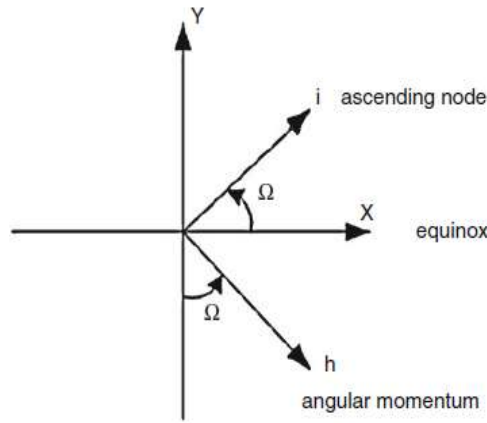


Figure 2.3 - Le vecteur de moment angulaire et d'inclinaison [32]

Une autre définition adoptée pour le vecteur d'inclinaison consiste à l'aligner avec le moment angulaire orbital, dont les composantes sont [46][47] :

$$h = \begin{pmatrix} + \sin i \sin \Omega \\ - \sin i \cos \Omega \\ \cos i \end{pmatrix} \quad (2.8)$$

« $i \cong 0$, $\sin(i) \cong i$ et $\cos(i) \cong 1$ », les composantes dans le plan principal deviennent [32] :

$$h = \begin{pmatrix} + i \sin \Omega \\ - i \cos \Omega \end{pmatrix} \quad (2.9)$$

Sous cette définition, le vecteur du moment angulaire orbital présente un déphasage de 90° par rapport au vecteur d'inclinaison. Ainsi, pour une ascension droite $\Omega = 90^\circ$, il s'oriente vers l'équinoxe de printemps, tandis qu'à $\Omega = 270^\circ$, il pointe vers l'équinoxe d'automne [32].

2.3. Détermination et correction d'orbite du satellite géostationnaire

Les *perturbations orbitales* entraînent des modifications des *valeurs des éléments orbitaux* et, par conséquent, la *vitesse et la position* du satellite s'écarteront de la position idéale initiale sous l'influence des *forces environnementales* [50].

2.3.1. Détermination d'orbite

La détermination d'orbite regroupe un ensemble de techniques permettant d'estimer les trajectoires des engins spatiaux. Pour déterminer l'orbite d'un satellite géosynchrone (GEO), les mesures effectuées par un système basé au sol comprennent généralement des valeurs horodatées d'azimut, d'élévation, de distance (range) et/ou de vitesse radiale (range rate). Les données brutes ainsi mesurées sont ensuite traitées par des algorithmes de détermination d'orbite afin d'estimer la trajectoire du satellite [40].

Il existe principalement deux méthodes pour la détermination d'orbite d'un satellite GEO [40][51] :

- a. **Méthode de suivi par station unique** : cette approche repose sur l'exploitation des données conventionnelles d'azimut, d'élévation et de distance horodatées.
- b. **Méthode de double mesure de distance** : cette technique utilise les données de distance acquises depuis deux sites d'observation distincts, sans nécessiter de mesures angulaires [69].

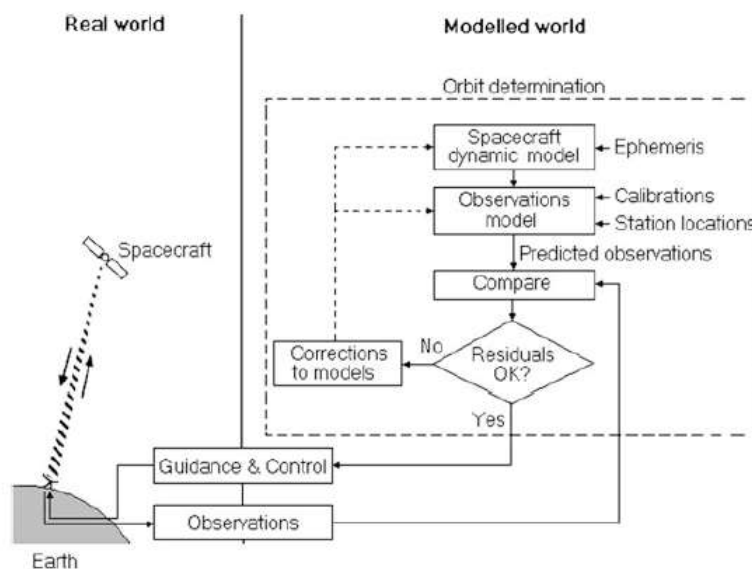


Figure 2.4 - La détermination préliminaire de l'orbite [70]

Le mouvement relatif des satellites localisés en orbite géostationnaire doit être confiné dans une zone restreinte appelée « bande morte », délimitée par des plages de longitude et de latitude. Dans cette section nous détaillons le maintien en poste des satellites géostationnaires [32].

2.3.2. La bande morte « Dead Band-DB »

La « bande morte en longitude » correspond à la plage longitudinale, tandis que la « bande morte en latitude » concerne la plage latitudinale. Lors des corrections orbitales, l'inclinaison doit être maintenue à un faible angle, ce qui distingue la définition de la « bande morte » de celle du plan équatorial terrestre [32][52].

La « bande morte en latitude » est déterminée par l'inclinaison maximale admissible, tandis que la « bande morte en longitude » est définie par l'écart par rapport à la longitude nominale λ_n . Les figures 2.4 et 2.5 illustrent la définition de cette « bande morte/fenêtre » pour le maintien à poste d'un satellite géostationnaire [32][52][53].

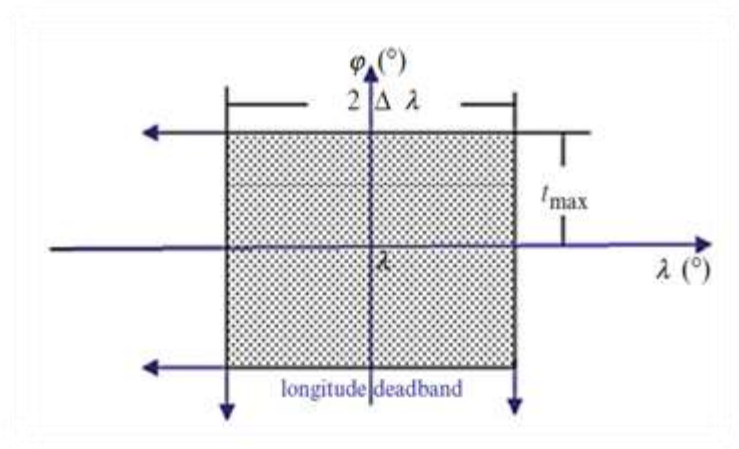


Figure 2.5 - Définition de la "bande morte" [32]

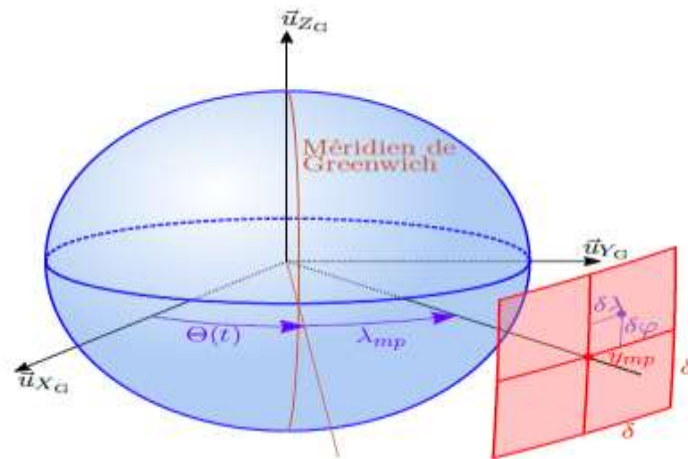


Figure 2.6 - Représentation de la fenêtre de maintien à poste dans l'espace [41]

2.3.3. Correction d'orbite

a. Équation de correction d'orbite :

Supposons qu'un satellite géostationnaire reçoive un incrément de vitesse impulsionnelle ΔV à un instant t_b ou à une ascension droite l_b [32]. ΔV Peut-être décomposé en trois composantes [32][46] :

- La composante radiale ΔV_r
- La composante tangentielle ΔV_T
- La composante normale ΔV_N

$$\Delta V = \begin{pmatrix} \Delta V_r \\ \Delta V_T \\ \Delta V_N \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_r^+ - V_r^- \\ V_T^+ - V_T^- \\ V_N^+ - V_N^- \end{pmatrix} \quad (2.10)$$

Dans cette section, nous analysons l'effet de chaque composante sur les éléments orbitaux.

- **Vecteur de dérive en longitude :**

$$\Delta D = D^+ - D^- ; \quad \Delta \lambda_0 = \lambda_0^+ - \lambda_0^- \quad (2.11)$$

- **Vecteur d'excentricité :**

$$\Delta e_x = e_x^+ - e_x^- ; \quad \Delta e_y = e_y^+ - e_y^- \quad (2.12)$$

- **Vecteur d'inclinaison :**

$$\Delta i_x = i_x^+ - i_x^- ; \quad \Delta i_y = i_y^+ - i_y^- \quad (2.13)$$

Les paramètres de mouvement du satellite avant (−) et après (+) l'impulsion de vitesse sont déduits de l'équation linéaire des petites perturbations orbitales [32].

b. Équations des incréments de position et de vitesse :

- **Incrément de position radiale :**

$$\begin{cases} r^- = a_s - a_s \left(\frac{2}{3} D^- + e_x^- \cos l_b + e_y^- \sin l_b \right) \\ r^+ = a_s - a_s \left(\frac{2}{3} D^+ + e_x^+ \cos l_b + e_y^+ \sin l_b \right) \end{cases} \quad (2.14)$$

- **Incrément de position tangentielle :**

$$\begin{cases} \lambda^- = \lambda_0^- + D^-(l_b - l_0) + 2(e_x^- \sin l_b - e_y^- \cos l_b) \\ \lambda^+ = \lambda_0^+ + D^+(l_b - l_0) + 2(e_x^+ \sin l_b - e_y^+ \cos l_b) \end{cases} \quad (2.15)$$

- **Incrément de position normale :**

$$\begin{cases} \varphi^- = i_x^- \sin l_b - i_y^- \cos l_b \\ \varphi^+ = i_x^+ \sin l_b - i_y^+ \cos l_b \end{cases} \quad (2.16)$$

- **Incrément de vitesse radiale :**

$$\begin{cases} V_r^- = V_s(e_x^- \sin l_b - e_y^- \cos l_b) \\ V_r^+ = V_s(e_x^+ \sin l_b - e_y^+ \cos l_b) \end{cases} \quad (2.17)$$

- **Incrément de vitesse tangentielle :**

$$\begin{cases} V_T^- = V_s(D^- + 2 e_x^- \cos l_b + 2 e_y^- \sin l_b) \\ V_T^+ = V_s(D^+ + 2 e_x^+ \cos l_b + 2 e_y^+ \sin l_b) \end{cases} \quad (2.18)$$

- **Incrément de vitesse normale :**

$$\begin{cases} V_N^- = V_s(i_x^- \cos l_b + i_y^- \sin l_b) \\ V_N^+ = V_s(i_x^+ \cos l_b + i_y^+ \sin l_b) \end{cases} \quad (2.19)$$

Ces équations [32][44][46] permettent de quantifier l'effet des impulsions de correction sur l'orbite du satellite, assurant ainsi son maintien dans les limites de la bande morte définie.

2.3.4. Les opérations effectuées pour la correction d'orbite

La correction d'orbite des satellites géostationnaires consiste en une série de manœuvres propulsives visant à maintenir le satellite dans la « bande morte » définie, comme illustré dans la figure 2.4. Une « bande morte » large facilite le maintien du satellite dans la zone définie, tandis qu'une bande plus étroite rend cette opération plus complexe [32].

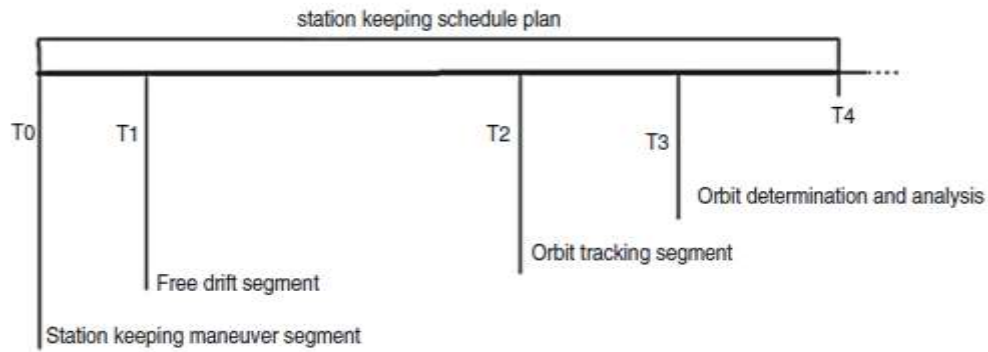


Figure 2.7 - Une période de maintien à poste de routine [32]

L'opération de correction d'orbite et l'événement de mesure associé sont appelés une période de maintien à poste, divisée en quatre segments [32] :

- **T₀–T₁ :** *Segment de manœuvre* (1 à 2 jours), impliquant une à plusieurs impulsions.
- **T₁–T₂ :** *Segment de dérive libre* (1 à 3 semaines pour les manœuvres est/ouest et 1 à 3 mois pour les manœuvres nord/sud), correspondant à la dérive du satellite dans la « bande morte ».
- **T₂–T₃ :** *Segment de suivi d'orbite* (1 à 2 jours), nécessitant au moins un jour de mesures au sol pour garantir une détermination orbitale précise.
- **T₃–T₄ :** *Segment de détermination et d'analyse de l'orbite* (1 à 2 jours), dédié à l'évaluation de la précision des corrections et à la planification des manœuvres futures.

2.4. Stratégie de maintien à poste Nord/Sud

L'objectif du maintien à poste nord/sud « *NSSK - North-South Station Keeping* » est de contrôler l'inclinaison orbitale par une poussée normale, garantissant que la latitude reste confinée dans la « bande morte ». Cette poussée affecte simultanément l'amplitude de l'inclinaison et l'ascension droite du nœud ascendant [32].

2.4.1. Allocation de la marge d'inclinaison

En suppose que l'inclinaison maximale admissible soit i_{max} , le module du vecteur d'inclinaison à tout moment doit satisfaire la condition suivante [32][54] :

$$|i| \leq i_{max} \quad (2.20)$$

Pour maintenir l'inclinaison dans la plage autorisée autant que possible, la stratégie de contrôle de l'inclinaison doit prendre en compte les marges suivantes [32] :

- $\Delta i_{measure}$: Erreur de mesure de l'inclinaison
- $\Delta i_{control}$: Erreur de contrôle de l'inclinaison
- Δi_{random} : Erreur d'incertitude
- Δi_{leave} : Préservation du terme de longue période

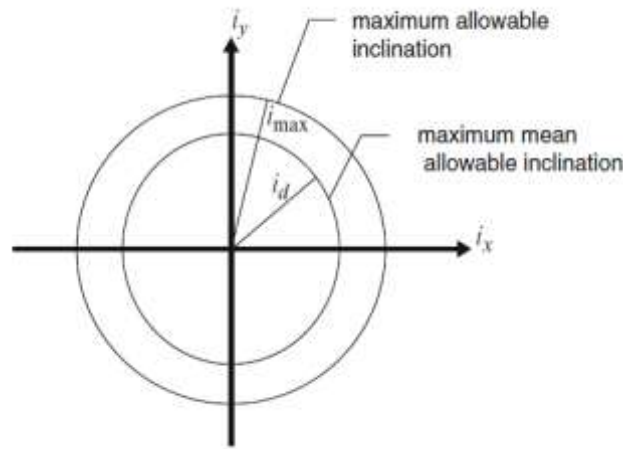


Figure 2.8 - Stratégie de marge d'inclinaison [32]

Comme illustré dans la Figure 2.7, le rayon de l'inclinaison moyenne confinée doit satisfaire :

$$i_d = \Delta i_{max} - (\Delta i_{measure} + \Delta i_{control} + \Delta i_{random} + \Delta i_{leave}) \quad (2.21)$$

L'objectif du contrôle de l'inclinaison est de maintenir le vecteur d'inclinaison après contrôle en dérive libre dans les contraintes de l'inclinaison moyenne aussi longtemps que possible [32]. La sélection des cibles de manœuvre dépend ainsi de la direction de la perturbation de l'inclinaison moyenne Ω_d et de la distribution des contraintes [32].

2.4.2. Stratégie de manœuvre d'inclinaison

Supposons que la direction de la perturbation de l'inclinaison moyenne soit Ω_d et que le rayon de l'inclinaison moyenne confinée soit i_d , comme illustré dans la Figure 2.8 [32].

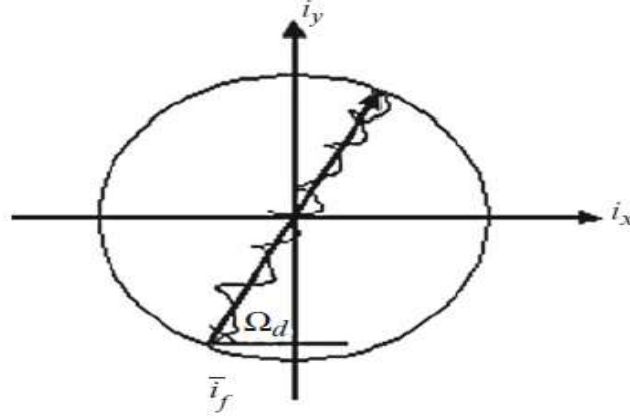


Figure 2.9 - Cible de la manœuvre d'inclinaison [32]

Si la cible du contrôle de l'inclinaison $i_f(i_{fx}, i_{fy})$ est choisie de manière à ce que la perturbation de l'inclinaison passe par l'origine du repère et que la distance de perturbation libre soit équivalente au diamètre des contraintes confinées $2 i_d$, où l'inclinaison atteint sa durée maximale de dérive, alors la cible du contrôle de l'inclinaison est définie par [32] :

$$i_f = \begin{pmatrix} i_{fx} \\ i_{fy} \end{pmatrix} = i_d \begin{pmatrix} \cos(\pi + \Omega_d) \\ \sin(\pi + \Omega_d) \end{pmatrix} \quad (2.22)$$

Si le taux de perturbation annuel de l'inclinaison moyenne est $\left(\frac{\delta i}{\delta t}\right)$, alors la durée de perturbation libre à l'intérieur de l'inclinaison moyenne confinée est donnée par [32] :

$$T = 2 \cdot i_d / \left(\frac{\delta i}{\delta t}\right) \quad (2.23)$$

2.4.3. Calcul de manœuvre d'inclinaison

Pour la cible de contrôle de l'inclinaison i^+ , si le vecteur d'inclinaison actuel est i^- , alors, l'équation du vecteur d'inclinaison est donnée par [32] : $\Delta i = i^+ - i^-$

$$\begin{cases} \Delta i = \begin{pmatrix} \Delta i_x \\ \Delta i_y \end{pmatrix} = \frac{\Delta V_N}{V_s} \begin{pmatrix} \cos(l_b) \\ \sin(l_b) \end{pmatrix} ; \Delta V_N \geq 0 \\ \Delta i = \begin{pmatrix} \Delta i_x \\ \Delta i_y \end{pmatrix} = \frac{|\Delta V_N|}{V_s} \begin{pmatrix} \cos(l_b + \pi) \\ \sin(l_b + \pi) \end{pmatrix} ; \Delta V_N < 0 \end{cases} \quad (2.24)$$

Si $\Delta V_N \geq 0$ correspond à un contrôle vers le nord et $\Delta V_N < 0$ à un contrôle vers le sud, l'équation ci-dessus montre qu'un contrôle vers le nord à la longitude moyenne l_b est équivalent à un contrôle vers le sud à la longitude moyenne $l_b + \pi$. Pour un même incrément de vitesse

Chapitre II : Étude de la Dynamique Associée au Maintien à Poste Orbital

normale, la taille et la direction de l'incrément d'inclinaison après contrôle restent identiques, comme illustré dans la Figure 2.9 [32].

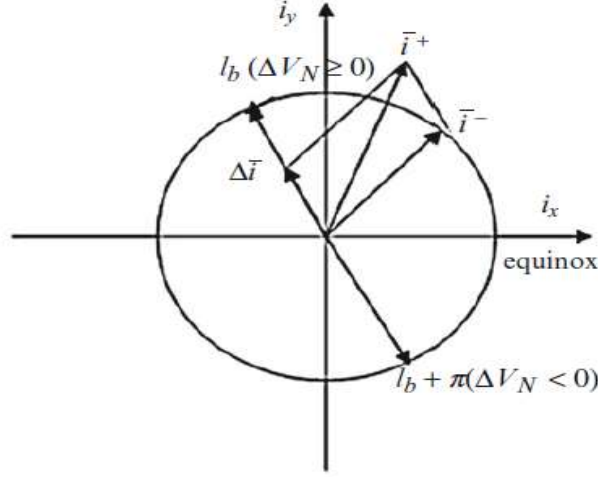


Figure 2.10 - Calcul des incréments de vitesse [32]

L'incrément de vitesse normale modifie la taille et la direction de l'inclinaison. La variation de la taille de l'inclinaison causée par l'incrément de vitesse normale est donnée par :

$$\Delta i = 0.0186^\circ \times |\Delta V_N| \quad (2.25)$$

La direction de l'inclinaison est liée au *temps d'impulsion* ou à la *longitude moyenne*. Si et seulement si $l_b = \Omega^-$ ou $l_b = \Omega^- + \pi$, c'est-à-dire lorsque l'incrément de vitesse normale est appliqué aux nœuds ascendant et descendant, l'incrément de vitesse normale et le vecteur d'inclinaison initial sont colinéaires. Ainsi, la direction de l'inclinaison reste inchangée et la taille de l'incrément d'inclinaison atteint sa valeur maximale [32].

- Si $l_b = \Omega^-$, c-à-d au *nœud ascendant*, alors :

$$i^+ = i^- + \left(\frac{\Delta V_N}{V_S} \right) \quad (2.26)$$

L'incrément de vitesse normale vers le nord $\Delta V_N \geq 0$ augmente l'inclinaison, tandis que l'incrément de vitesse normale vers le sud $\Delta V_N < 0$ la diminue.

- Si $l_b = \Omega^- + \pi$, c-à-d au *nœud descendant*, alors :

$$i^+ = i^- - \left(\frac{\Delta V_N}{V_S} \right) \quad (2.27)$$

Dans ce cas, l'incrément de vitesse normale vers le nord ($\Delta V_N \geq 0$) diminue l'inclinaison, tandis que l'incrément de vitesse normale vers le sud ($\Delta V_N < 0$) l'augmente.

2.4.4. La planification de manœuvre

L'angle entre le Soleil et l'équinoxe de printemps influence la direction des impulsions de correction. Selon la saison, l'impulsion nord peut être en retard ou en avance par rapport à la direction solaire, tout comme l'impulsion sud. Cette variation implique que les corrections doivent être effectuées à des moments spécifiques en heure locale [32] :

- **Au printemps et en automne**, les corrections sont opposées entre matin et soir.
- **En été et en hiver**, elles sont inversées entre midi et minuit.

Tableau 2.1 - Planification des Manœuvres de Correction Nord/Sud en Fonction des Saisons

Saison	Angle Soleil - Équinoxe de printemps	Temps d'exécution de la manœuvre par rapport à la direction du soleil		Moment de contrôle Nord	Moment de contrôle Sud
		Impulsion Nord	Impulsion Sud		
Printemps	0°	En retard de 90°	En avance de 90°	Matin	Soir
Été	90°	180° par rapport au Soleil	Pointée vers le Soleil	Minuit	Midi
Automne	180°	En avance de 90°	En retard de 90°	Soir	Matin
Hiver	270°	Dirigée vers le Soleil	180° par rapport au Soleil	Midi	Minuit

Ce tableau illustre la relation entre la position du Soleil et la planification des corrections d'orbite nord/sud pour un satellite en orbite géostationnaire [32].

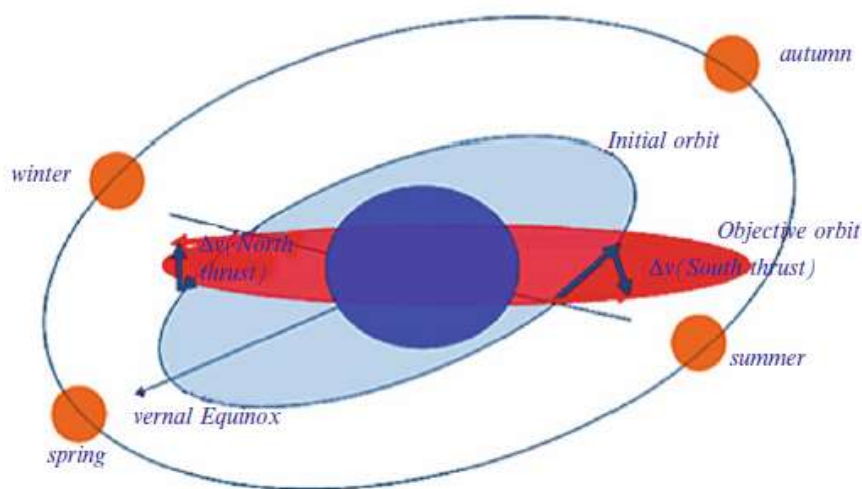


Figure 2.11 - Planification des Manœuvres d'Inclinaison [32]

2.5. Stratégie de maintien à post Est/Ouest

Le contrôle Est/Ouest « *EWSK - East-West Station Keeping* » vise à ajuster l'orbite à l'aide de la poussée tangentielle afin de réguler le taux de dérive en longitude [53]. Cette stratégie permet de corriger la dérive moyenne en longitude induite par les perturbations gravitationnelles non sphériques de la Terre [54] et de contraindre l'excentricité orbitale afin de minimiser les oscillations journalières de la longitude du satellite, résultant de la pression de radiation solaire [32][53].

La stratégie de l'EWSK peut être conçue comme illustré dans la Fig. 2.11 [32][38] :

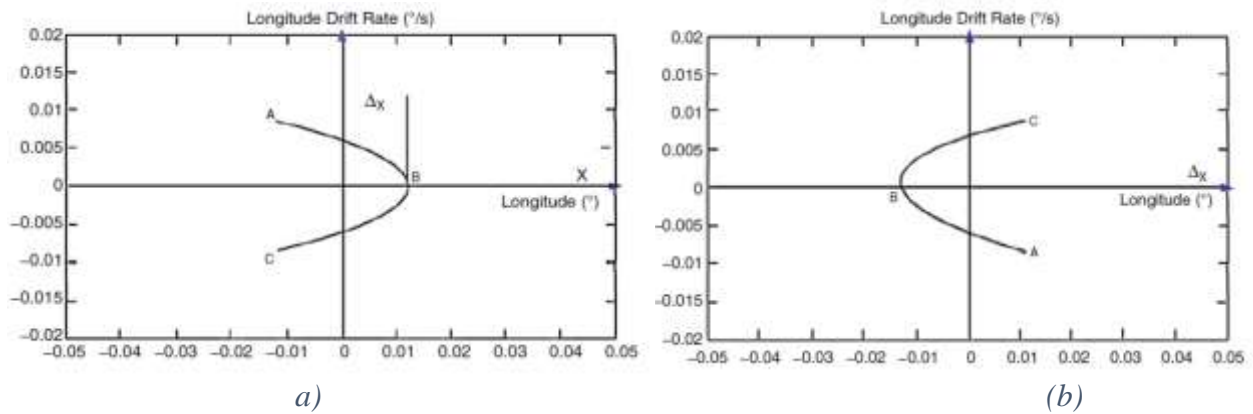


Figure 2.12 : Cycle de dérive en longitude ; (a) accélération négative, (b) accélération positive [32][38]

Sous l'effet des perturbations naturelles, le satellite suit une trajectoire en courbe selon la séquence $A \rightarrow B \rightarrow C$ « *sens négative* ». Lorsque le satellite atteint la limite ouest de cette courbe (point C), une correction de contrôle vers l'ouest est appliquée. Cette correction réduit le demi-grand axe de l'orbite, inversant ainsi la direction du mouvement du satellite, qui passe alors de $C \rightarrow A$ « *sens positive* ». Cette phase définit le cycle du maintien en position Est-Ouest (EWSK) [32][38][53].

2.5.1. Allocation de la marge longitude

a. Stratégie de dérive circulaire à longitude moyenne fixe

Si la demi-largeur conçue pour la dérive en longitude Est/Ouest est notée $\Delta\lambda_{max}$, la stratégie de contrôle de la longitude doit intégrer les marges suivantes afin de maintenir la longitude dans la plage admissible [32] :

- $\Delta\lambda_{measure}(3\sigma)$: Erreur de suivi et de détermination orbitale.
- $\Delta\lambda_{perform}$: Erreur d'exécution à bord.
- $\Delta\lambda_{Daily\ from\ Ecc}$: Libration journalière de la longitude due à l'excentricité non nulle.
- $\Delta\lambda_{Sun\ and\ Moon}$: Libration de longue période induite par l'attraction luni-solaire.

Chapitre II : Étude de la Dynamique Associée au Maintien à Poste Orbital

Ainsi, la demi-largeur de la parabole de dérive en longitude moyenne est donnée par :

$$\Delta\bar{\lambda} = \Delta\lambda_{max} - \Delta\lambda_{Sun\ and\ Moon} - \Delta\lambda_{measure} - \Delta\lambda_{perform} - \Delta\lambda_{Daily\ from\ Ecc} \quad (2.28)$$

La libration journalière de la longitude due à l'excentricité non nulle constitue le principal facteur de sortie du satellite de la région confinée. Par conséquent, pour maintenir le satellite dans une zone restreinte, la limitation raisonnable de l'excentricité est un élément clé dans la conception de la stratégie de contrôle Est/Ouest [32].

Si l'accélération de la longitude moyenne est notée $\ddot{\lambda}_n$ et que la demi-largeur de la parabole de dérive en longitude moyenne est $\Delta\bar{\lambda}$, alors la période T du contrôle Est/Ouest est donnée par [32][55][56] :

$$T = 4 \left(\sqrt{\frac{\Delta\bar{\lambda}}{|\ddot{\lambda}_n|}} \right) \quad (2.29)$$

« La parabole de dérive en longitude moyenne est définie différemment selon les stratégies de contrôle adoptées ; elle est principalement caractérisée par une *demi-largeur fixe* et une *période fixe*. »

b. Stratégie de contrôle Est/Ouest à durée fixe

Si la durée de contrôle fixe est T et que l'accélération de la longitude moyenne est $\ddot{\lambda}_n$, alors la demi-largeur de la parabole de dérive en longitude moyenne est donnée par [32] :

$$\Delta\bar{\lambda} = \left| \frac{T^2}{16} \ddot{\lambda}_n \right| \quad (2.30)$$

Si la demi-largeur prévue de la longitude Est/Ouest est $\pm\Delta\lambda_{max}$, afin de maintenir la longitude dans la plage admissible autant que possible, la stratégie de contrôle en longitude doit prendre en compte les mêmes marges précédentes.

Étant donné que la demi-largeur de la longitude moyenne est fixe, la libration journalière $\Delta\lambda_{Daily\ from\ Ecc}$ doit satisfaire la condition suivante :

$$\Delta\lambda_{Daily\ from\ Ecc} \leq \Delta\lambda_{max} - \Delta\lambda_{Sun\ and\ Moon} - \Delta\lambda_{measure} - \Delta\lambda_{perform} - \Delta\bar{\lambda} \quad (2.31)$$

Ainsi, l'excentricité orbitale doit être ajustée afin de respecter la contrainte suivante :

$$e \leq e_c = \frac{1}{2} Rad(\Delta\lambda_{Daily\ from\ Ecc}) \quad (2.32)$$

2.5.2. Stratégie de manœuvre de la longitude

La parabole de dérive établit la relation entre la variation de longitude $\Delta\lambda$ et le taux de dérive D , sous la contrainte que l'écart entre la longitude moyenne et la longitude de position respecte la limite de demi-largeur définie. Cette relation détermine l'objectif du contrôle du taux de dérive [32].

L'optimisation du contrôle de la dérive vise à maximiser la durée de dérive libre tout en minimisant l'incrément de vitesse. Ainsi, la sélection de l'objectif de contrôle est conditionnée par l'orientation du vecteur de taux de dérive dans les différents quadrants [32].

Supposons qu'au jour du contrôle, la longitude moyenne et le taux de dérive moyen soient notés $(\Delta\bar{\lambda}_0, \bar{D}_0)$. La parabole de dérive est définie soit par l'accélération de dérive $\ddot{\lambda}_n$ et la demi-largeur de la parabole $\Delta\bar{\lambda}$, soit par $\ddot{\lambda}_n$ et la période de contrôle Est/Ouest T [32].

La stratégie de contrôle est formalisée par l'algorithme défini par le tableau suivant :

$$\text{CTLDRIFT} = \begin{cases} 1 ; \text{Contrôle appliqué} \\ 0 ; \text{aucun contrôle} \end{cases}$$

Chapitre II : Étude de la Dynamique Associée au Maintien à Poste Orbital

Tableau 2.2 - Formalisation Algorithmique de la Stratégie de Contrôle Est-Ouest

Condition principale	Quadrant	Critères du quadrant	Sous-condition	Cible de contrôle de dérive (CTLDRIFT, $\Delta\bar{\lambda}_T$, D_T)
$\ddot{\lambda}_n \leq 0$	I	$\Delta\bar{\lambda}_0 \cdot \bar{D}_0 > 0$ Et $\bar{D}_0 > 0$	$\Delta\bar{\lambda}_0 > \Delta\bar{\lambda}$	$(1, \Delta\bar{\lambda}_0, 0)$
			$\Delta\bar{\lambda}_0 \leq \Delta\bar{\lambda}$	$(1, \Delta\bar{\lambda}_0, -\sqrt{D_A^2 - 2\ddot{\lambda}(\Delta\bar{\lambda} - \Delta\bar{\lambda}_0)})$
	II	$\Delta\bar{\lambda}_0 \cdot \bar{D}_0 \leq 0$ Et $\bar{D}_0 > 0$	/	$(0, \Delta\bar{\lambda}_0, 0.0)$
	III	$\Delta\bar{\lambda}_0 \cdot \bar{D}_0 > 0$ Et $\bar{D}_0 < 0$	/	$(0, \Delta\bar{\lambda}_0, D_x)$ avec $D_x = \sqrt{\bar{D}_A^2 - 2\ddot{\lambda}_n(\Delta\lambda_A - \Delta\bar{\lambda}_0)}$
$\ddot{\lambda}_n > 0$	IV	$\Delta\bar{\lambda}_0 \cdot \bar{D}_0 \leq 0$ Et $\bar{D}_0 \leq 0$	/	$(0, \Delta\bar{\lambda}_0, 0.0)$
	I	$\Delta\bar{\lambda}_0 \cdot \bar{D}_0 > 0$ Et $\bar{D}_0 > 0$	$\Delta\bar{\lambda}_0 > \Delta\bar{\lambda}$	$(1, \Delta\bar{\lambda}_0, -\sqrt{D_A^2 - 2\ddot{\lambda}(\Delta\bar{\lambda} - \Delta\bar{\lambda}_0)})$
	II	$\Delta\bar{\lambda}_0 \cdot \bar{D}_0 \leq 0$ Et $\bar{D}_0 > 0$	/	$(0, \Delta\bar{\lambda}_0, 0.0)$
	III	$\Delta\bar{\lambda}_0 \cdot \bar{D}_0 > 0$ Et $\bar{D}_0 < 0$	/	$(0, \Delta\bar{\lambda}_0, D_x)$ avec $D_x = \sqrt{\bar{D}_A^2 - 2\ddot{\lambda}_n(\Delta\lambda_A - \Delta\bar{\lambda}_0)}$
$\ddot{\lambda}_n > 0$	IV	$\Delta\bar{\lambda}_0 \cdot \bar{D}_0 \leq 0$ Et $\bar{D}_0 \leq 0$	/	$(0, \Delta\bar{\lambda}_0, 0.0)$

2.5.3. Stratégie de manœuvre de l'excentricité

La perturbation de longue période de l'excentricité due à la pression de radiation solaire présente les caractéristiques suivantes [32] :

- La direction de perturbation de l'excentricité est avancée de 90° par rapport à la direction du Soleil ; quelle que soit l'orientation initiale de l'excentricité, celle-ci décrit un arc circulaire approximatif en suivant le mouvement solaire.
- Le rayon de cet arc dépend du rapport surface/masse ainsi que du coefficient de réflexion de la radiation solaire C_R [35], désigné comme le rayon de perturbation de l'excentricité [47].

$$R_e = \frac{3}{2} \frac{1}{n_e a} C_R \left(\frac{s}{m} \right) P_0 \cdot \frac{1}{n_s} \approx 0.011 \cdot C_R \left(\frac{s}{m} \right) \quad (2.33)$$

Ainsi, en supposant que l'excentricité initiale du satellite soit $\vec{e}_0(e_0, \Omega_0 + \omega_0)$ et que la longitude solaire initiale soit α_{s0} , et en négligeant l'effet de l'angle entre le plan de l'écliptique et le plan équatorial, le centre du cercle de perturbation moyenne de l'excentricité (C_x, C_y) est donné par [35] :

$$\begin{cases} C_x = e_0 \cos(\Omega_0 + \omega_0) - R_e \cos \alpha_{s0} \\ C_y = e_0 \sin(\Omega_0 + \omega_0) - R_e \sin \alpha_{s0} \end{cases} \quad (2.34)$$

L'équation du lieu géométrique de l'arc circulaire de rayon $R_e \approx 0.011 \cdot C_R \left(\frac{s}{m} \right)$, illustrée dans la fig. 2.13, est exprimée comme suit [47] :

$$\begin{cases} e_x = C_x + R_e \cos \alpha_s \\ e_y = C_y + R_e \sin \alpha_s \end{cases} \quad (2.35)$$

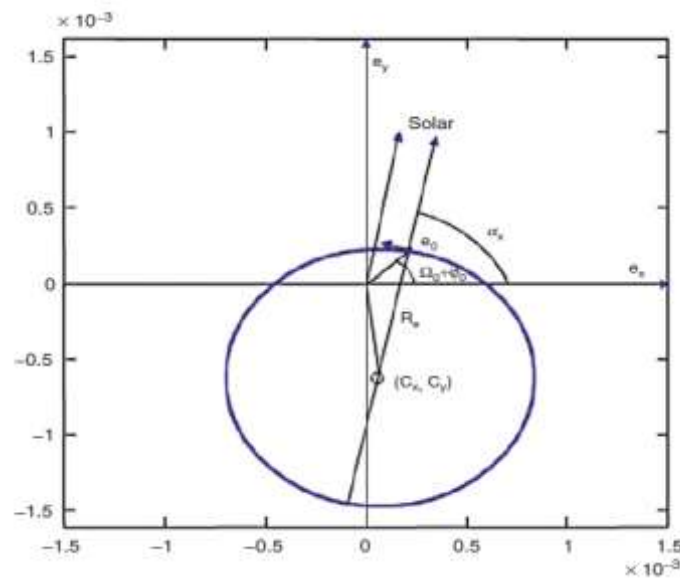


Figure 2.13 - Cercle de dérive de perturbation d'excentricité [32]

2.5.4. Calcul des manœuvres

Selon l'équation d'incrément de vitesse impulsienne pour le contrôle du taux de dérive $\Delta D = -\frac{3}{V_s} \Delta V_T$, et en tenant compte de la parabole de dérive, l'incrément actuel de vitesse tangentielle est relié au taux de dérive en longitude $\ddot{\lambda}_n$ et à la demi-largeur de la parabole de dérive $\Delta \bar{\lambda}$ par la relation suivante [32][48][49] :

$$\Delta V_T = -\frac{4}{3} \left(\frac{1}{360.9856} \right) \sqrt{\Delta \bar{\lambda} \cdot |\ddot{\lambda}_n|} \cdot V_s \quad (2.36)$$

La relation entre cet incrément et la période de contrôle actuelle T est donnée par :

$$\Delta V_T = -\frac{1}{3} \left(\frac{1}{360.9856} \right) \cdot \ddot{\lambda}_n \cdot T \cdot V_s \quad (2.37)$$

L'incrément total de vitesse tangentielle sur une année est exprimé par :

$$\Sigma \Delta V_T = -\frac{1}{3} \left(\frac{1}{360.9856} \right) \ddot{\lambda}_n \cdot V_s \cdot \Sigma T = -\frac{1}{3} \left(\frac{1}{360.9856} \right) \ddot{\lambda}_n \cdot V_s \cdot 365.24 \quad (2.38)$$

V_s représente la vitesse géostationnaire idéale, définie par $V_s = a_s \cdot \omega_e = 3074.7(m/s)$. L'unité de l'accélération de dérive est exprimée en degrés par jour carré ($^{\circ}/J$). La figure 2.14 illustre les incréments de vitesse aux différentes longitudes nominales.

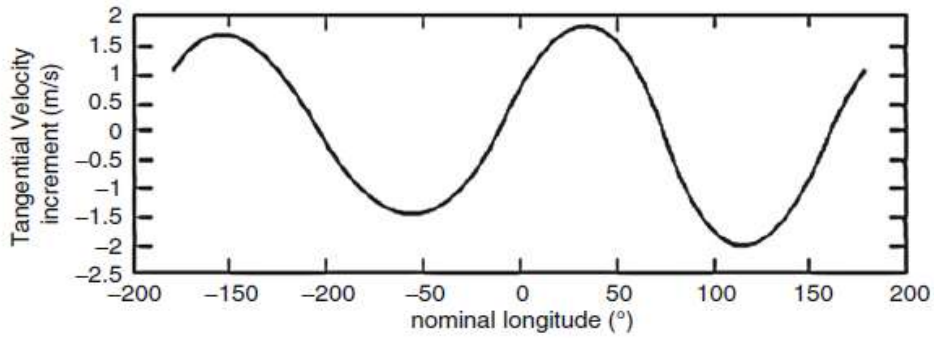


Figure 2.14 - L'incrément de vitesse pour le maintien en position Est/Ouest [32]

Ainsi, l'incrément de vitesse nécessaire pour le maintien en position Est/Ouest sur une année dépend uniquement de l'accélération de dérive en longitude. Il n'est pas influencé par le nombre d'opérations de contrôle ni par la taille de la parabole de dérive [32].

2.6. Conclusion

Ce chapitre a permis de mettre en évidence l'importance des éléments critiques du maintien à poste incluant l'excentricité, l'inclinaison et la dérive longitudinale ont été modélisés, accompagnés des principes de correction d'orbite et de la définition de la bande morte. Les deux stratégies principales de *station-keeping*, à savoir le maintien à poste *Nord/Sud* (NSSK) et *Est/Ouest* (EWSK), ont été analysées en détail.

L'ensemble des concepts, modèles, équations et stratégies décrits ci-dessus servira de base à la mise en œuvre et à la simulation des stratégies de correction d'orbite, présentées dans le chapitre suivant. Ce dernier présentera une modélisation et une simulation numérique développées à l'aide de l'environnement *MATLAB/Simulink*.

Chapitre III : Modélisation et Conception

*Système de maintien à poste en orbite
géostationnaire*

3.1. Introduction

Dans ce chapitre, nous abordons la modélisation et la simulation numérique du comportement orbital du satellite géostationnaire *AlcomSat-1*, en utilisant *MATLAB/Simulink*. Après avoir présenté les caractéristiques techniques du satellite et ses principaux sous-systèmes, l'attention est portée sur l'environnement de simulation conçu pour étudier sa dynamique orbitale, incluant les effets des perturbations naturelles et les stratégies de maintien à poste. Un schéma synoptique est proposé pour illustrer l'architecture fonctionnelle du système de contrôle orbital et sa détermination.

Par la suite, une chaîne complète de simulation est développée sous *Simulink* afin d'évaluer la stabilité orbitale du satellite, tant en mode dérive libre qu'en mode correction active (*Station-Keeping*). Cette approche permet de quantifier l'impact des perturbations gravitationnelles, lunisolaires et de la pression de radiation solaire, sur les paramètres orbitaux fondamentaux (*longitude, inclinaison, excentricité, demi-grand axe*), et de démontrer l'efficacité des manœuvres correctives prévues dans les scénarios opérationnels.

3.2. Le Satellite AlcomSat-1

Le satellite *AlcomSat-1* est un satellite géostationnaire de télécommunications caractérisé par un poids total de 5225 Kg (poids au lancement) et d'une durée de vie estimée à 15 années. *Alcomsat-1* transporte 33 transpondeurs opérationnels - 19 en bande Ku, 12 en bande Ka et deux en bande L [57][58]. Il fournit des services de diffusion des programmes TV et Radio, Internet et services VSAT ainsi que d'augmentation de la précision du signal GPS, SBAS [57][3].

3.2.1. Lancement et mise en orbite de Alcomsat-1

Ce satellite est lancé le 11 Décembre 2017 à 00:41 AM (heure locale) depuis la Chine et mis en orbite géostationnaire le 18 Décembre 2017 à 36 000 Km d'altitude, à la position orbitale 24.8 Ouest. 26 minutes après le décollage vertical, selon les données du centre de poursuite et de contrôle des satellites de Xi'an. Cette opération a été effectuée par le lanceur chinois LongMarch-3B (LM-3B) [59].



Figure 3.1 – La phase du lancement du satellite AlcomSat-1[58][59]

Les opérations de séparation du satellite *Alcomsat-1* du véhicule de lancement et son entrée en *Orbite de Transfert Géostationnaire (GTO)* se sont déroulées avec succès.

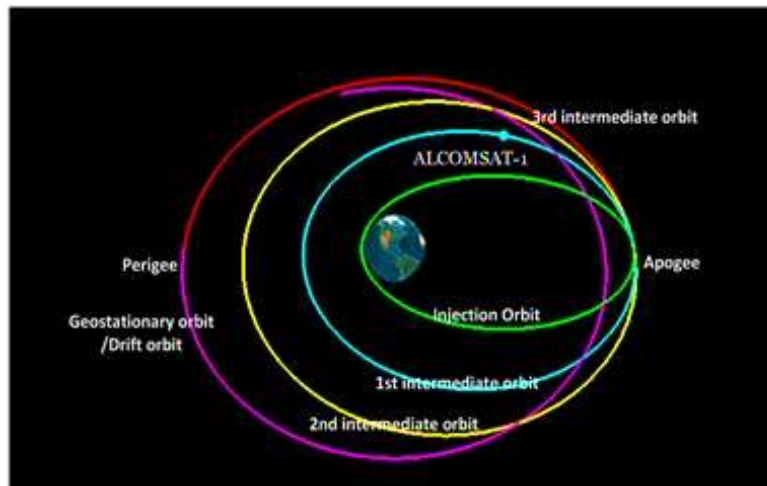


Figure 3.2 - La phase de transfert d'orbite du satellite AlcomSat-1[58][59]

3.2.2. La position nominale :

Dans le cadre d'une bande morte de précision, telle que $\pm 0,1^\circ$ pour le maintien à poste, le plan de référence associé peut être approximé par le plan équatorial moyen de la *Terre*. Il est recommandé d'appliquer une fenêtre de $\pm 0.05^\circ$ pour les satellites fonctionnant dans les bandes *Ku* et *Ka* [60]. Toutefois, afin d'assurer un contrôle précis de la position orbitale d'un satellite *GEO* dans sa bande morte de haute précision (inférieure ou égale à $\pm 0.05^\circ$), le plan de référence doit correspondre au véritable plan équatorial terrestre, afin de garantir un contrôle plus rigoureux de la position orbitale du satellite [32].

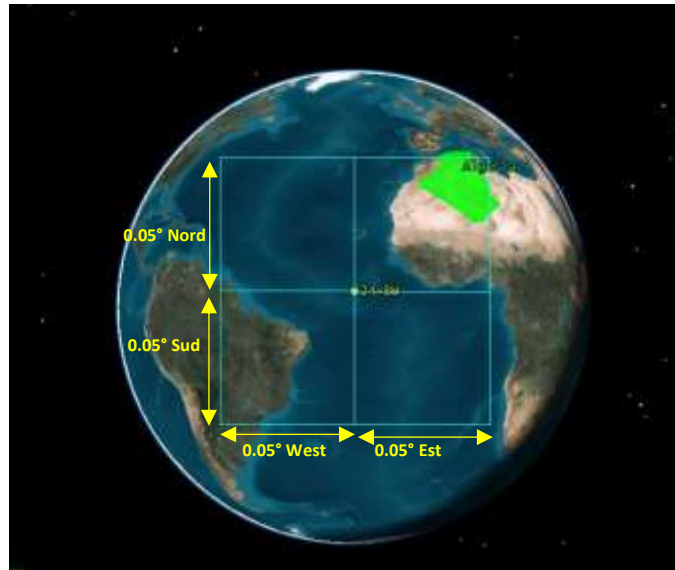


Figure 3.3 – La bande morte de positionnement satellite géostationnaire AlcomSat-1

3.2.3. Les sous-systèmes du satellite Alcomsat-1

Les satellites de communication en orbite géostationnaire sont généralement composés des sous-systèmes suivants [53][61] :

a. Sous- Système de contrôle d'attitude et d'orbite (AOCS) :

Le système *AOCS* permet de déterminer et de contrôler l'attitude des satellites, le contrôle de l'orbite et les états de pointage de l'antenne conformément aux exigences de toutes les phases de la mission, de la séparation du lanceur aux manœuvres de désorbitation finales.

b. Sous-système d'alimentation électrique (EPS) :

Le bus d'alimentation entièrement régulé permet à l'équipement du satellite d'utiliser des Convertisseurs de faible masse à haute efficacité, offrant ainsi un rapport puissance/masse élevé au niveau du système. En fonctionnement normal sur station, l'*EPS* fonctionne de manière autonome sans avoir besoin de commandes au sol. Si la gestion automatique de la batterie est annulée, il sera possible de contrôler indépendamment toutes les fonctions de charge/décharge de la batterie par commande au sol.

c. Sous-système de propulsion unifié (UPS) :

UPS est le système d'actionnement du sous-système de contrôle d'attitude et d'orbite et assure le contrôle et l'ajustement d'attitude au cours des différentes phases de vol du satellite ; il fournit la force et le couple nécessaires pour les manœuvres d'apogée, l'acquisition de *GEO*, le réglage de l'orbite, le maintien de la station et le contrôle d'attitude.

d. Sous-système de télémétrie, de commande et de poursuite (TC&R) :

Le sous-système *TC&R* permet de surveiller, de suivre et de contrôler le satellite. Il effectuera la fonction de :

- Réception, traitement et distribution de commandes ;
- Acquisition, traitement et transmission de données de télémétrie des satellites ;
- Réception et retransmission de signaux de télémétrie de la station au sol.

e. Sous-système répéteur/charge utile (payload) :

Le sous-système répéteur comprend les transpondeurs suivants :

- 19 Transpondeurs actifs en bande *Ku*
- 12 Transpondeurs actifs en bande *Ka*
- 02 Transpondeurs actifs bande *L*

Le sous-système d'antenne se compose de sept (07) antennes de types réflecteur et double réflecteur.

f. Sous-système de contrôle thermique (THCS) :

Le Sous-système thermique contrôle l'échange de chaleur interne et externe pour maintenir les températures de tous les instruments et appareils dans leurs plages de fonctionnement normales.

g. Sous-système On-Board Data Handling (OBDH):

Le sous-système *OBDH* est un système informatique distribué en temps réel basé sur *SDB* et se compose d'une unité terminale centrale (*CTU*), de quatre unités terminales distantes (*RTU*), d'un ensemble de bus de données série (*SDB*) et d'un logiciel auxiliaire.

h. Sous-système de structure

Le sous-système de structure fournit les supports mécaniques pour d'autres sous-systèmes dans une configuration qui répond aux exigences du système de contrôle thermique, propriétés de masse, alignement, interface du lanceur, assemblage, intégration et test.

3.3. Introduction à MATLAB et Simulink

MATLAB est une abréviation de *Matrix LABoratory*. Écrit à l'origine, en Fortran, par *C. Moler* [62]. C'est un logiciel de calcul matriciel à syntaxe simple. Grâce à ses fonctions spécialisées, il peut être aussi considéré comme un langage de programmation adapté pour les problèmes scientifiques [63][64]. Il possède des bonnes capacités graphiques pour présenter des résultats ou pour créer des applications [65][66].

Simulink est une extension graphique de *MATLAB* permettant la modélisation et la simulation de systèmes. Dans *Simulink*, les systèmes sont représentés à l'écran sous forme de schémas blocs. De nombreux éléments de schémas blocs sont disponibles, tels que les fonctions de transfert, les sommateurs, etc. [67]. Ces dispositifs virtuels permettent d'effectuer des simulations des modèles conçus. *Simulink* est entièrement intégré à *MATLAB* [66], facilitant ainsi le transfert de données entre les deux environnements [67]. Dans cette section, nous avons utilisé *MATLAB R2023b/Simulink* pour la modélisation et la simulation des systèmes de

télécommunications spatiale. Pour plus d'informations sur ces outils, leurs fonctionnalités et leur documentation technique, le site officiel de *Math Works* constitue une référence essentielle [68].

3.4. Schéma synoptique du système de maintien à poste d'un satellite en orbite géostationnaire

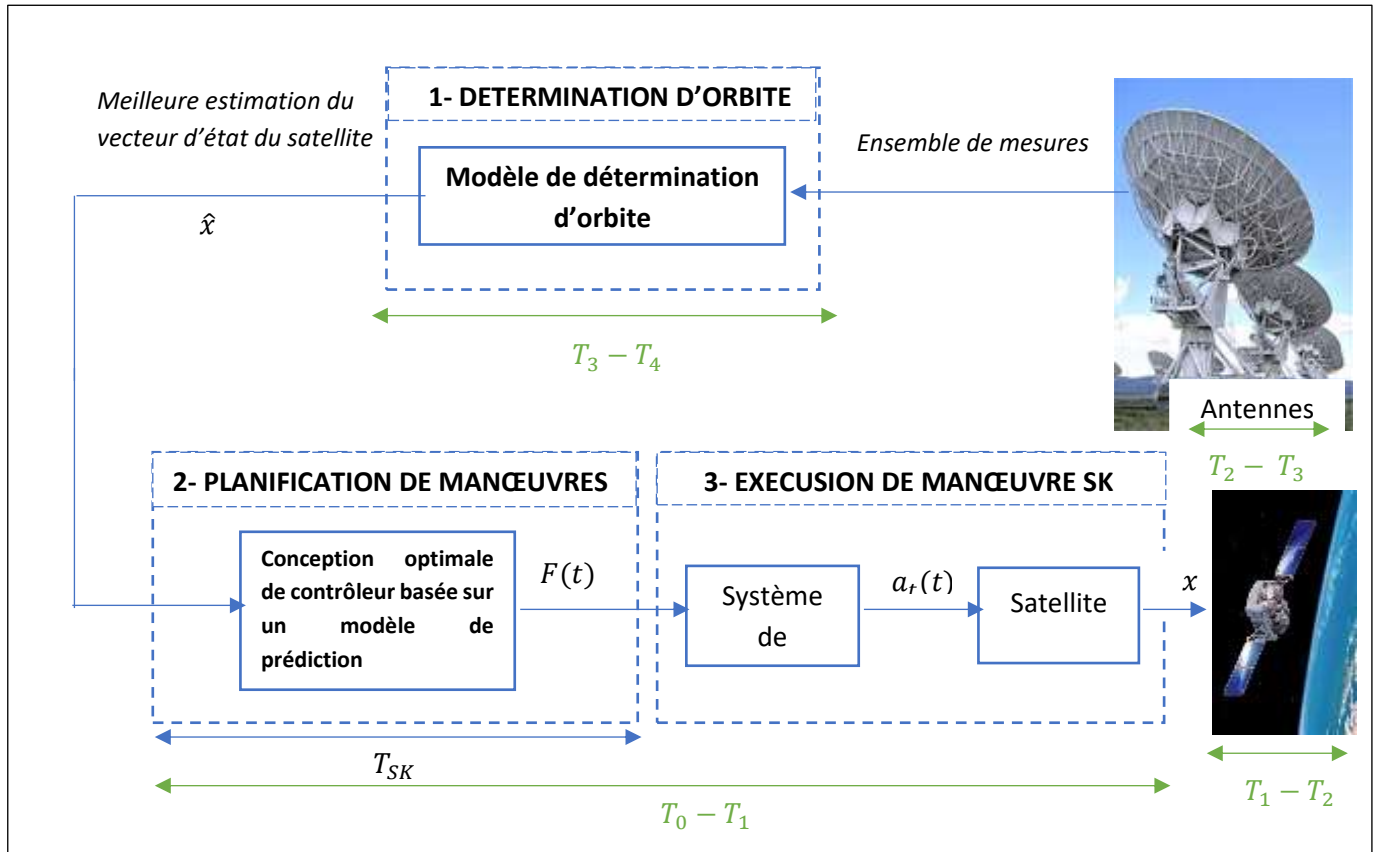


Figure 3.4 - Schéma de manœuvre de maintien orbital d'un satellite géostationnaire

Le tableau 3.1 résume les différentes phases du cycle de maintien à poste d'*Alcomsat-1*, illustrées dans le schéma synoptique (figure 3.4). Chaque phase correspond à une étape clé du processus : exécution de la manœuvre, dérive libre, collecte de données (ranging), puis détermination d'orbite et planification de la manœuvre suivante.

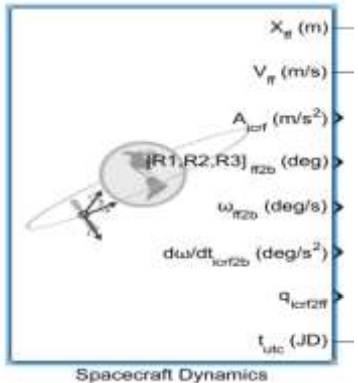

Tableau 3.1 - Phases du cycle de maintien à poste du satellite AlcomSat-1

Phase	Intervalle	Description
$T_0 - T_1$	2–8 heures	Exécution de la manœuvre de correction
$T_1 - T_2$	15 à 28 jours	Dérive libre du satellite (E-W : 14 j / N-S : 28 j)
$T_2 - T_3$	2 jours	Ranging (48h de collecte de données de télémessure)
$T_3 - T_4$	1–2 jours	Détermination d'orbite et planification de la manœuvre

3.5. Système de maintien à poste en orbite géostationnaire : modélisation et conception

La figure 3.9 présente la chaîne de simulation développée sous *MATLAB/Simulink* pour la propagation orbitale du satellite *AlcomSat-1*, le modèle est structuré en plusieurs blocs. Le tableau suivant décrit chaque bloc fonctionnel, en précisant ses paramètres d'entrée, de sortie et sa configuration technique.

3.5.1. Bloc « Spacecraft Dynamics »

Paramètres de bloc	Configurations
	<ul style="list-style-type: none"> - C'est le cœur de la simulation qui génère la dynamique complète du satellite, où il réalise l'intégration numérique des équations du mouvement en tenant compte des multiples forces et perturbations agissant sur le satellite. - Il simule avec précision le comportement orbital du satellite.
	<ul style="list-style-type: none"> - Dans cette partie dans le bloc « <i>Spacecraft Dynamics</i> », se trouve les paramètres principaux de la configuration de modèle dynamique du satellite. - On définit ici les paramètres du système de coordonnée spécifique, relatif aux « <i>JD</i> ». - Le temps initial en <i>Julian Date</i> est important pour les calculs précis liés à la position relative de la terre, <i>Soleil</i> et <i>Lune</i>.



- Dans cette partie du bloc, on définit la masse et la matrice d'inertie, c'est le modèle mathématique du satellite (décrit comment la masse du satellite est distribué par rapport à son centre de gravité)



- Après on définit les paramètres orbitaux initial du satellite relatif au *epoch JD* discuté en haut.
- C'est ici la base où le satellite commence son mouvement selon ces paramètres.



- Ici on définit les paramètres d'objet central (*Terre*), dont laquelle notre satellite tourne par rapport à son orbite.



- Celle-ci, on définit les sources de perturbations planétaires affectant l'orbite de notre satellite (forces gravitationnelles)



- Aussi, il y a une autre source de perturbation, c'est les radiations solaires (vent solaire), qui toujours affect la position du satellite.

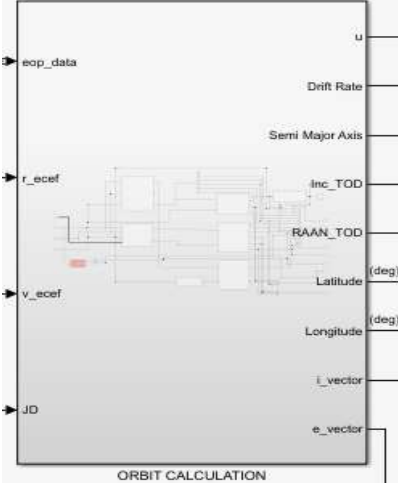
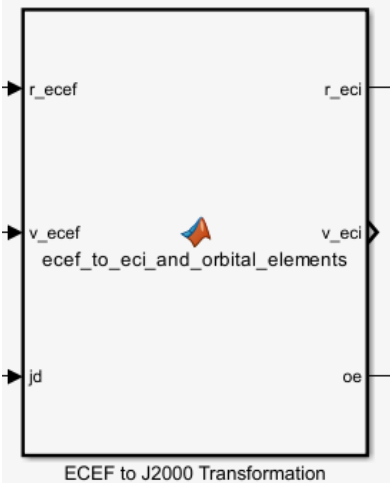
Le bloc produit plusieurs sorties qui sont connectées à d'autres composants du modèle :

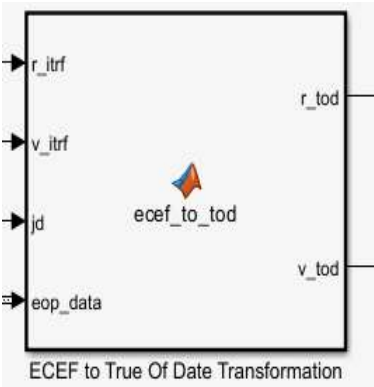
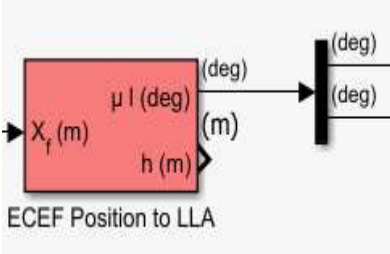
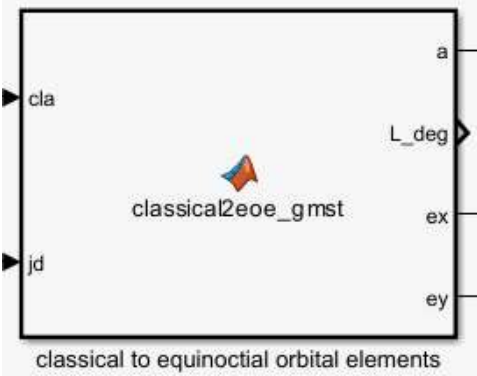
- x_{ecef} : Position du satellite dans le repère *ECEF* (*Earth-Centered Earth-Fixed*).
- v_{ecef} : Vitesse dans le repère *ECEF*.
- **JD (Julian Day)** : Date relative au mouvement du satellite dans son orbite.
- **L'orientation du satellite dans son orbite** (autour de son propre axe) : dans notre travail, nous ne sommes pas censés l'utiliser, car ce n'est pas l'objectif de notre étude et cela n'a pas d'impact sur les données orbitales analysées.

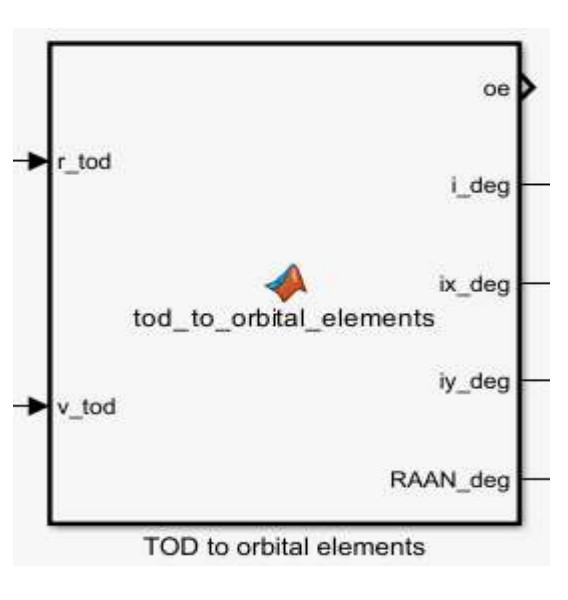
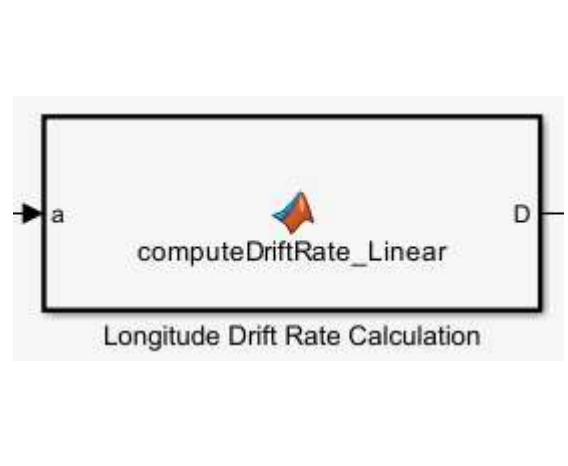
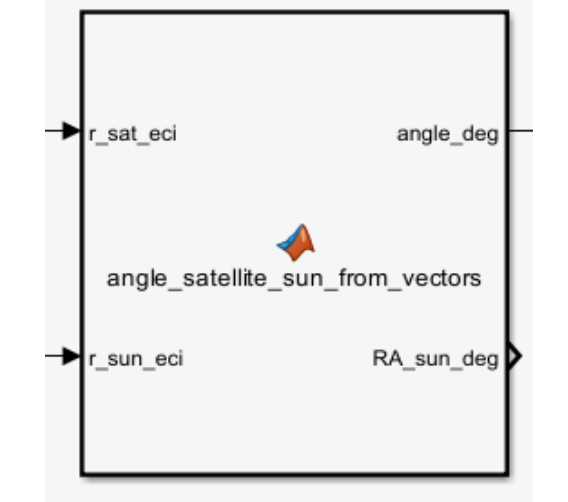
3.5.2. Bloc « ORBIT CALCULATION »

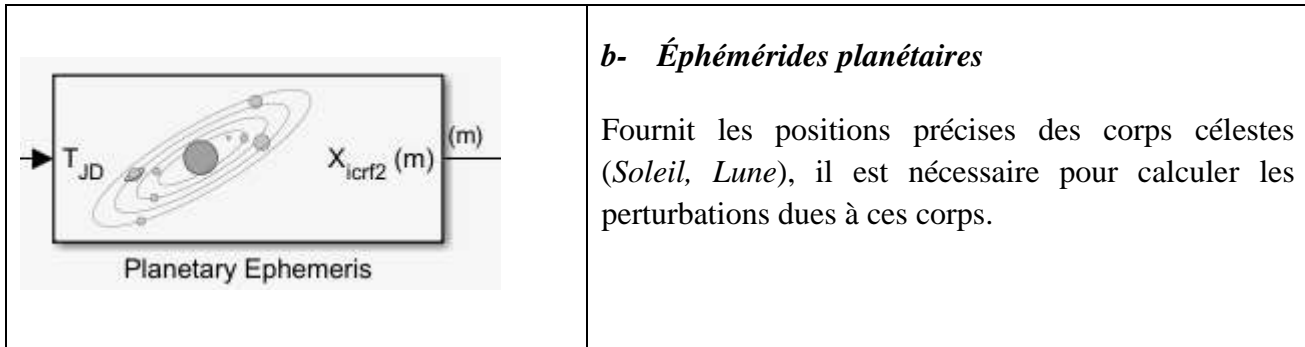
La figure 3.10 illustre la chaîne fonctionnelle du bloc « *Orbit Calculation* » dans la simulation d'*AlcomSat-1*. Elle comprend les transformations de coordonnées (*ECEF* vers

J2000, TOD et LLA), les conversions entre différents types d'éléments orbitaux, ainsi que des calculs spécifiques comme la dérive longitudinale et les angles solaires, essentiels à l'analyse orbitale d'un satellite géostationnaire.

Paramètres de bloc	Configurations
	<ul style="list-style-type: none">- Ce bloc joue un rôle crucial dans la transformation des données brutes de position et vitesse en paramètres orbitaux utilisables pour l'analyse.
	<p>Blocs de transformation de coordonnées</p> <p><i>a- Transformation de ECEF vers J2000</i></p> <p>Il prend les entrées x_{ecef} et v_{ecef} (position et vitesse dans le repère lié à la Terre) et les transformé en coordonnées J2000 (repère inertiel standard), ces transformations sont essentielles car les équations de la mécanique orbitale sont plus simples dans un repère inertiel. Et le calcul des éléments orbitaux se fait juste dans cette transformation.</p>

	<p>b- Transformation de ECEF vers le référentiel vrai de date</p> <p>Convertit les coordonnées <i>ECEF</i> en coordonnées "True of Date" se repère <i>TOD</i> est aligné avec l'équateur et l'équinoxe de la date courante. Il est important pour prendre en compte les effets de la précession et de la nutation terrestres, pour calculer avec précision les éléments orbitaux relatif au l'inclinaison.</p>
	<p>c- Conversion de la position ECEF en LLA</p> <p>Transforme la position <i>ECEF</i> (X, Y, Z cartésien) en coordonnées géographiques <i>LLA</i> (<i>Latitude, Longitude, Altitude</i>), particulièrement utile pour un satellite géostationnaire car la longitude et latitude est un paramètre critique de suivi.</p>
	<p>Blocs de calcul des éléments orbitaux</p> <p>a- Des éléments orbitaux classiques aux éléments équinoxiaux</p> <p>Convertit les éléments orbitaux classiques en éléments équinoxiaux, les éléments équinoxiaux sont mathématiquement plus stables pour les orbites à faible excentricité et inclinaison (comme les géostationnaires)</p>

 <p style="text-align: center;">TOD to orbital elements</p>	<p>b. De la référence TOD aux éléments orbitaux</p> <p>Transforme les vecteurs de position et vitesse <i>TOD</i> en éléments orbitaux classiques, ou le calcule les paramètres de vecteur d'inclinaison (i_x, i_y, $RAAN$)</p>
 <p style="text-align: center;">Longitude Drift Rate Calculation</p>	<p>c. Calcul du taux de dérive en longitude</p> <p>Calcule spécifiquement le taux de dérive longitudinale du satellite : Paramètre critique pour un satellite géostationnaire qui doit maintenir une longitude fixe. Ce bloc utilise une approche linéaire pour estimer la dérive</p>
 <p style="text-align: center;">angle_satellite_sun_from_vectors</p>	<p>Blocs de calcul d'angle solaire</p> <p>a- Angle entre le satellite, la Terre et le Soleil</p> <p>Calcule les angles entre le satellite et le Soleil et la terre. L'important pour déterminer l'exposition à la radiation solaire</p>



3.5.3. Bloc « Osculating Elements Storage »

Le bloc « *Osculating Element Storage* » a pour fonction spécifique de stocker les paramètres orbitaux osculateurs du satellite sur une période de 24 heures et de les transférer ensuite au bloc « *MEAN ORBITAL ELEMENTS* ».

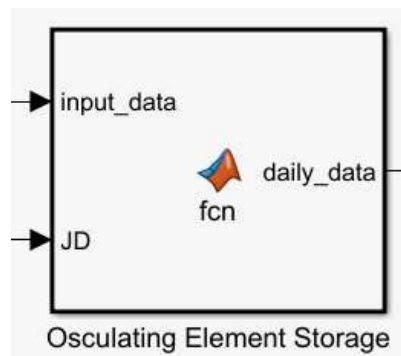


Figure 3.5 - Bloc de stockage des éléments orbitaux osculateurs

3.5.4. Bloc de « calcul de la force corrective »

Ce bloc permet de *calculer la poussée du propulseur à chaque instant t* , Il s'agit d'une génération de poussée en fonction du temps, selon les stratégies planifiées. Cette force est utilisée pour modifier la trajectoire du satellite.



Figure 3.6 - Bloc de génération de la poussée (thrust) en fonction du temps

➤ Entrées du bloc :

- **t** : le temps courant de la simulation (en secondes).
- **$Fvec$** : un vecteur des valeurs de poussée (en Newtons), représentant l'intensité de la poussée lors de chaque mise à feu.

- **t_{fire_vec}** : les instants où les mises à feu commencent (en secondes).
- **dt_vec** : les durées de chaque poussée (combien de temps chaque F_{vec} (i) est appliquée).

➤ **Sorties du bloc :**

- **F** : la force de poussée actuelle, en fonction du temps t . C'est une valeur qui est différente de zéro uniquement pendant les intervalles de poussée définis par t_{fire_vec} et dt_vec .

3.5.5. Bloc « *MEAN ORBITAL ELEMENTS* »

Ce bloc reçoit les données orbitales osculatrices stockées sur 24 heures et applique un traitement mathématique complexe pour calculer les éléments orbitaux moyens, illustré dans la figure 3.8.

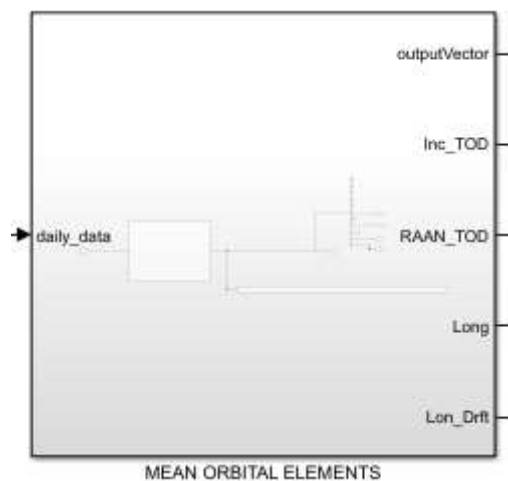


Figure 3.7 - Bloc des éléments orbitaux moyens

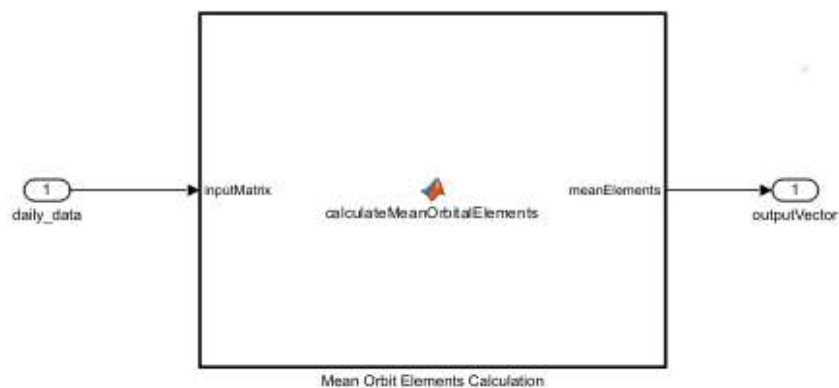


Figure 3.8 - Bloc de calcul des éléments orbitaux moyens à partir des données osculatrices

➤ Fonction principale

Ce bloc calcule les éléments orbitaux moyens en appliquant un processus de filtrage statistique avancé qui :

- Élimine les variations à court terme dues aux perturbations cycliques.
- Identifie les tendances réelles de l'évolution orbitale.
- Établit des valeurs représentatives stables sur lesquelles baser les décisions opérationnelles.

➤ Sorties du bloc

Le bloc génère un ensemble complet d'éléments orbitaux moyens comprenant :

- Demi-grand axe moyen \mathbf{a} (calculé en relation avec la valeur géostationnaire de référence) et le taux de dérive moyen \mathbf{D} .
- Excentricité moyenne \mathbf{e} (dérivée des composantes vectorielles).
- Inclinaison moyenne \mathbf{i} (calculée à partir des vecteurs d'inclinaison).
- \mathbf{RAAN} moyen $\mathbf{\Omega}$ (ascension droite du nœud ascendant) et la longitude moyenne $\mathbf{\lambda}$.
- Argument du périégée moyen $\mathbf{\omega}$ et Anomalie moyenne \mathbf{M} .
- Inclinaison et \mathbf{RAAN} dans le système *True-of-Date* \mathbf{TOD}

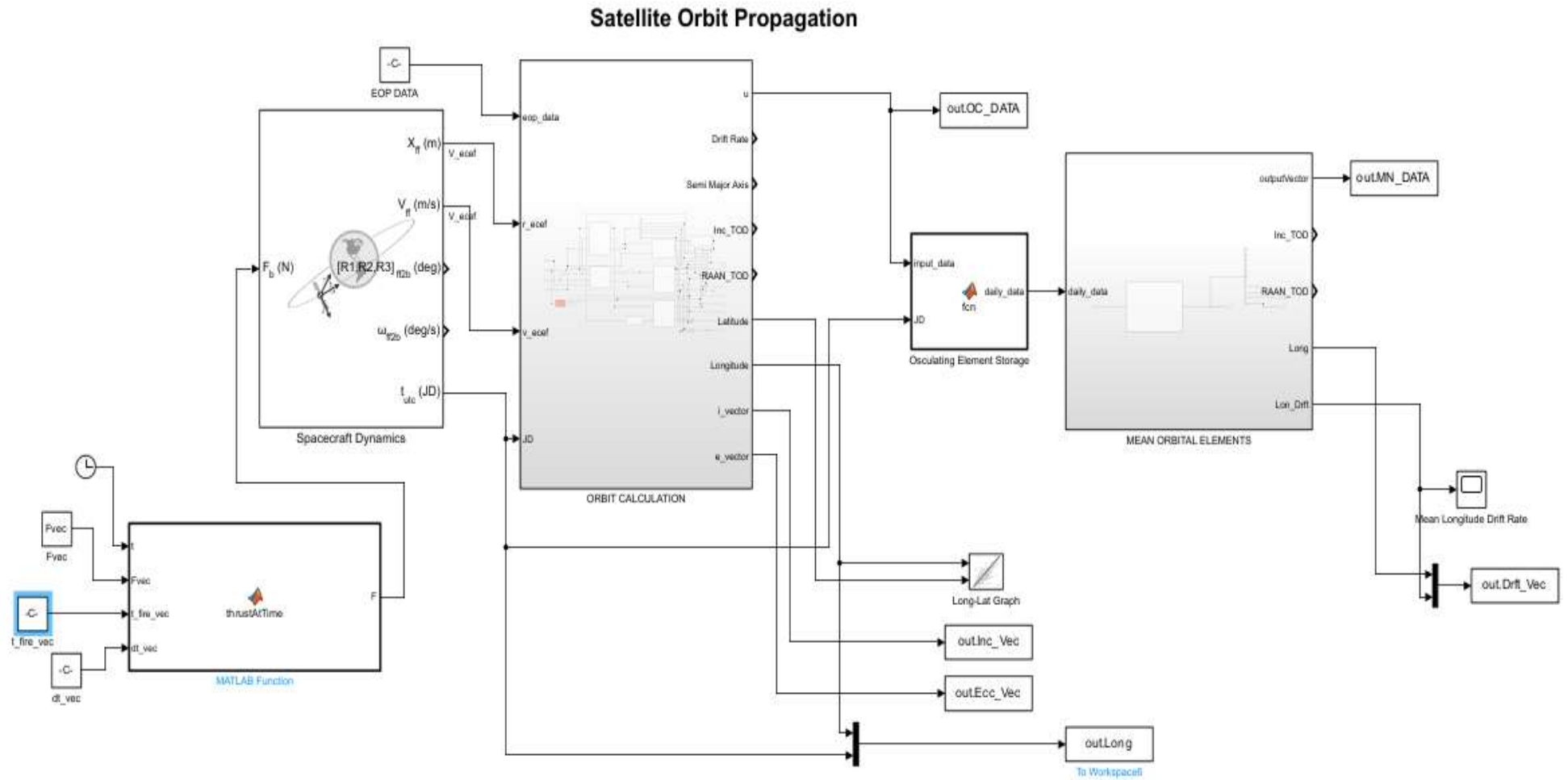


Figure 3.9- Architecture de la chaîne de simulation du satellite AlcomSat-1 sous MAT/Simulink

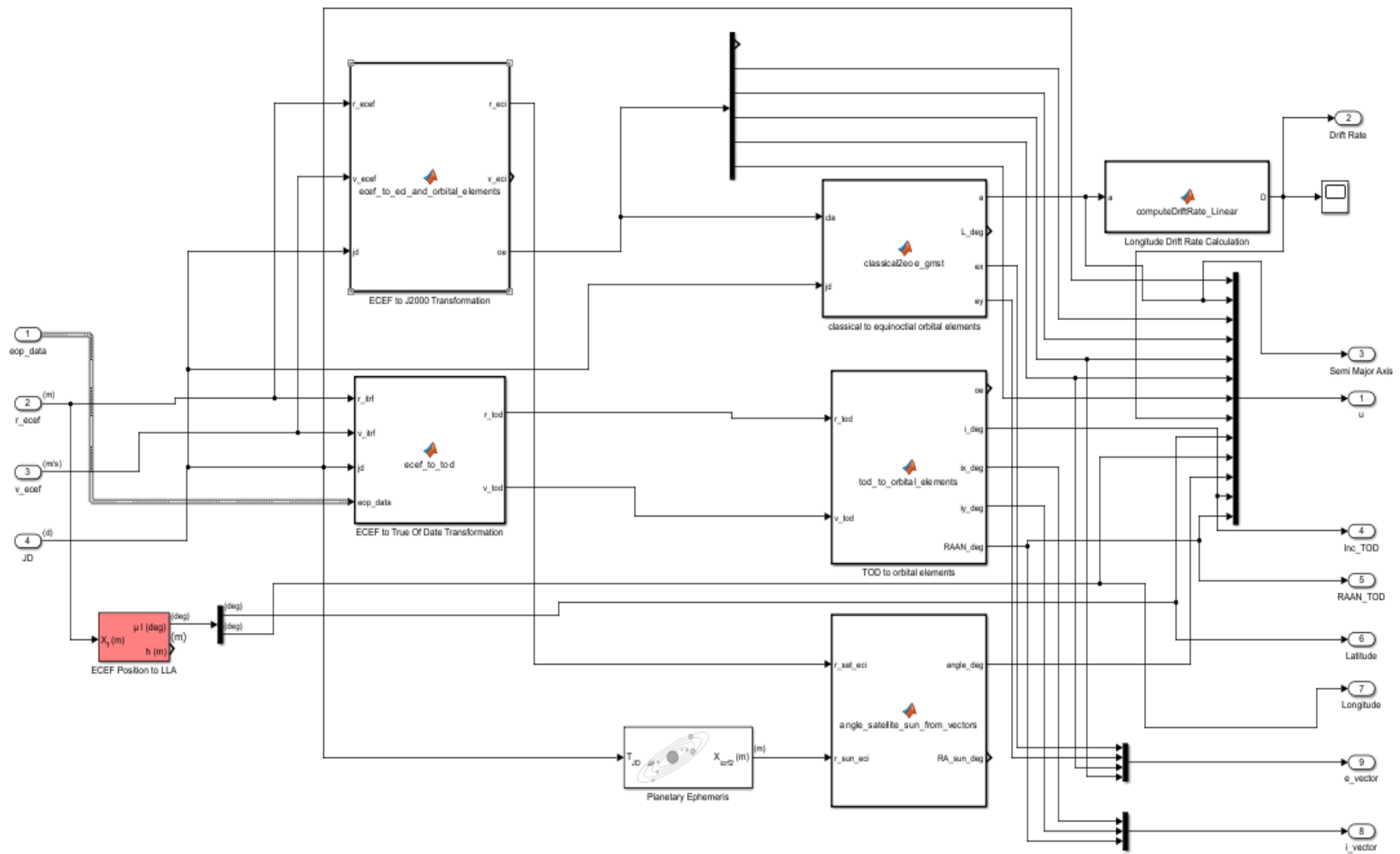


Figure 3.10 - Bloc « Orbit Calculation » ; transformations de coordonnées ECEF et calcul des EO

3.6. Interprétation des résultats :

3.6.1. Analyse de la trajectoire de dérive libre pour le satellite AlcomSat-1

Le satellite géostationnaire *AlcomSat-1* est conçu pour opérer à une longitude nominale de $24.8^{\circ} W$, avec une tolérance imposée dans la fenêtre de contrôle dite *Dead band* « fenêtre opérationnelle » " de $\pm 0.05^{\circ}$. En conditions nominales, le satellite est maintenu dans cette fenêtre par des manœuvres de maintien à poste (*Station-Keeping*).

- **Objectif de la Simulation :**

Dans le *scénario* étudié ici, le satellite est en mode dérive libre « aucune manœuvre n'est appliquée », ce qui permet d'observer l'influence naturelle des perturbations environnementales étudiées dans le *chapitre 1 section 9* sur ses paramètres orbitaux, principalement *la longitude, le semi major axis, l'inclinaison et l'excentricité*. Une simulation réalisée sous *MATLAB/Simulink*, vise à illustrer dans les figures suivantes le comportement du satellite en l'absence de manœuvres correctives.

- **Conditions de Simulation :**

Tableau 3.2 - Conditions et paramètres de simulation (sans correction) pour l'analyse de la stabilité géostationnaire

Longitude nominale	<i>24,8° Ouest</i>
Fenêtre opérationnelle (cadre vert)	$\pm 0,05^{\circ}$
Fenêtre tolérée (cadre orange)	$\pm 0,1^{\circ}$
Durée de simulation	<i>02 mois</i>
Mass du Satellite	<i>2520 Kg</i>
Epoch time (UTC)	<i>19 septembre 2024 à 17h43min22s</i>
Hypothèse	<i>Aucune force appliquée après le positionnement initial</i>
Perturbations prises en compte	<ul style="list-style-type: none"> - Oblativité de la Terre (effet J2) - Pression de radiation solaire - Attraction gravitationnelle de la Lune et du Soleil

Tableau 3.3 - Paramètres Orbitaux pour la simulation (sans corrections)

<i>Epoch</i>	<i>a (m)</i>	<i>e</i>	<i>i (°)</i>	<i>Ω (°)</i>	<i>ω (°)</i>	<i>M (°)</i>
<i>19 sep 2024 17:43:22 UTC</i>	42165251.326	0.000332	0.1039	108.8988	86.8314	44.1032

3.6.1.1. Analyse de la dérive de Longitude

a. Longitude vs Latitude :

La figure 3.11 illustre la position orbitale du satellite *Alcomsat-1* (axe *X* représente l'attitude, axe *Y* représente la longitude), simulé sur une période de deux mois (02 mois), débutant le 19 septembre 2024 à 17h43min22s. On observe une forme spirale perturbée du phénomène « *free drift* », montrant les dérives naturelles accumulées sous l'effet des forces perturbatrices de l'orbite géostationnaire ; perturbations non-sphérique de la terre, lunisolaire et pression de radiation solaire (voir chapitre I section 9). L'axe horizontal représente la variation en longitude, tandis que l'axe vertical traduit la dérive en latitude.

Les fenêtres tolérées en orbite géostationnaire, définie dans une fenêtre de $\pm 0.05^\circ$ ou de $\pm 0.1^\circ$ autour de la position nominale, représente une zone d'acceptabilité réglementaire fixée notamment par l'Union Internationale des Télécommunications (UIT) [60]. Cependant, la fenêtre opérationnelle, généralement limitée à $\pm 0.05^\circ$, est la zone dans laquelle le satellite assure ses meilleures performances techniques.

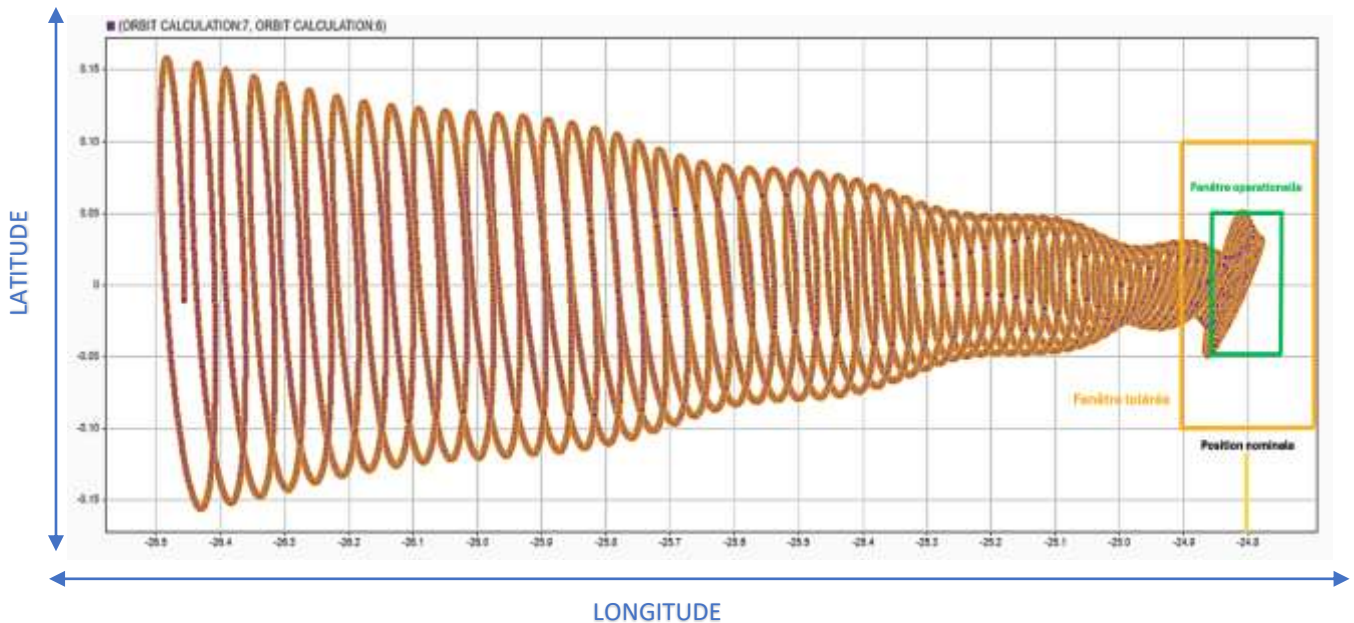


Figure 3.11 - Évolution de la position du satellite AlcomSat-1 sous l'effet des perturbations

Dans la figure 3.12 le satellite *Alcomsat-1* évolue dans la plage de $\pm 0.05^\circ$ [−24.85, −24.75] indiquée en verte considérée comme fenêtre opérationnelle. Dans cette zone les performances sont maximales, la *qualité de service* est optimale, notamment pour les charges utiles en bandes *Ku* et *Ka*. Cette position assure une couverture précise et réduit le besoin en corrections fréquentes (consommation de carburant est minimale), ce qui prolonge la durée de vie du satellite.

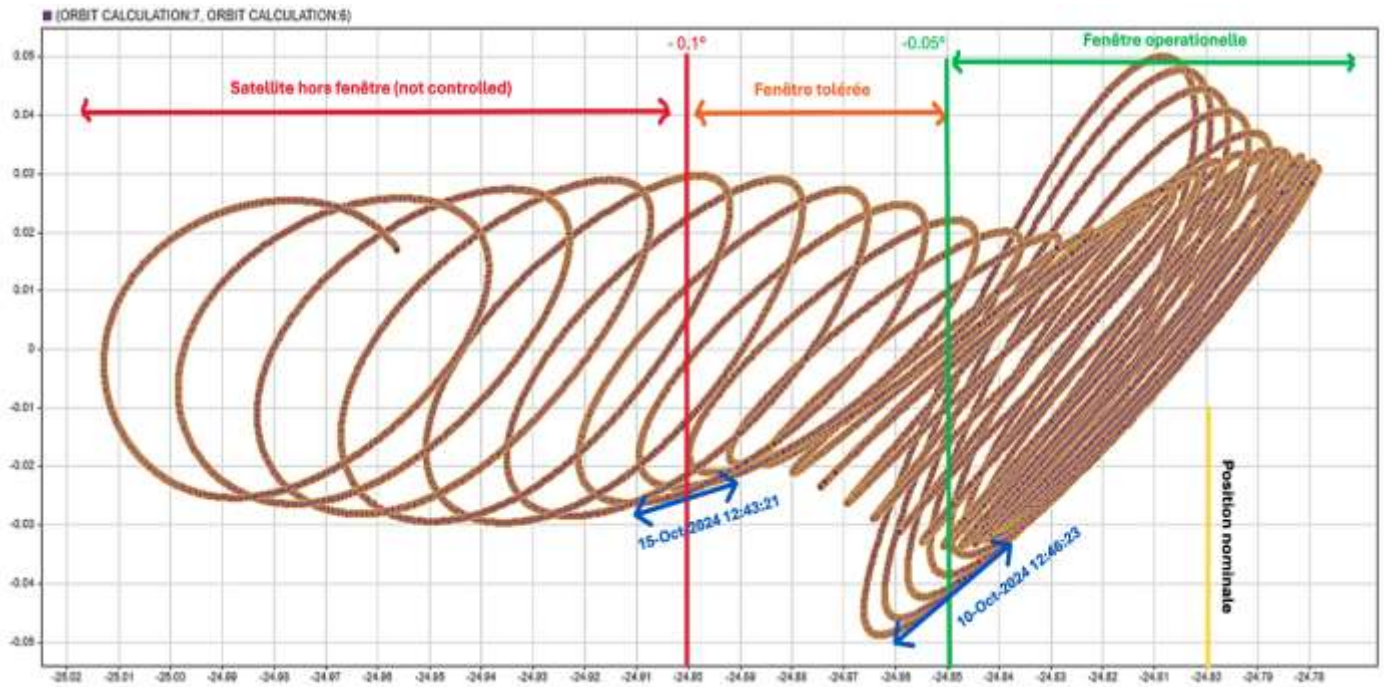


Figure 3.12 - Comportement orbital du satellite géostationnaire AlcomSat-1

b. Evolution de Longitude vs Temps :

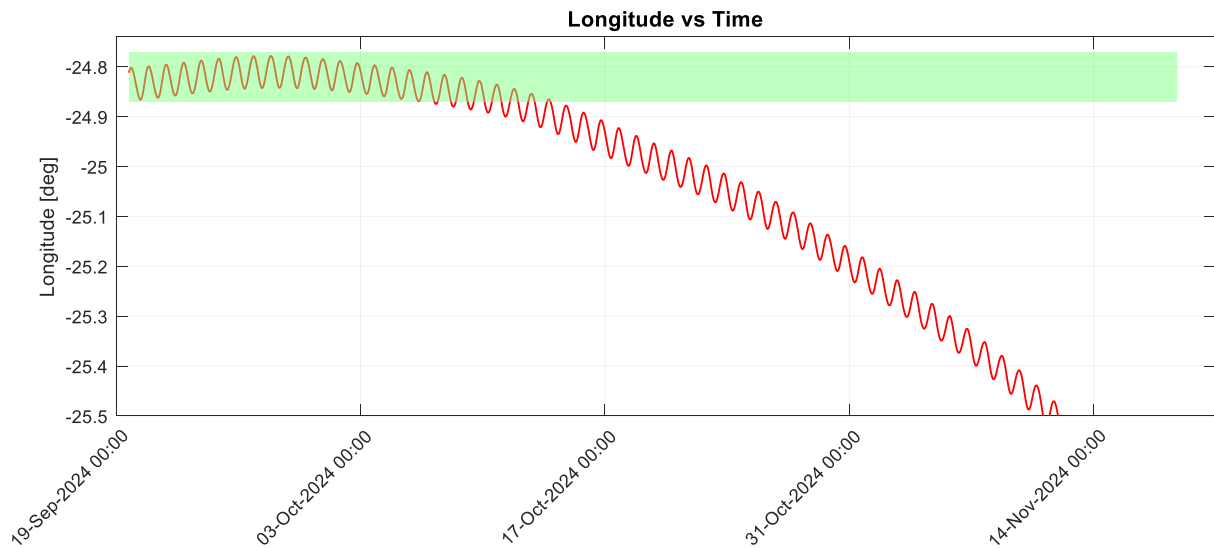


Figure 3.13 - Évolution temporelle de la longitude du AlcomSat-1 dans sa fenêtre opérationnelle

La figure 3.13 montre l'évolution de la longitude du satellite *AlcomSat-1* au fil du temps, où la courbe rouge représente la position longitudinale réelle qui reste stable autour de $-24,8^\circ$ jusqu'au 10 octobre 2024, puis commence une dérive continue vers l'ouest.

La zone verte indique la "limite de fenêtre opérationnelle", soit les limites acceptables de position pour le bon fonctionnement du système.

c. Evolution de semi major axe vs Temps :

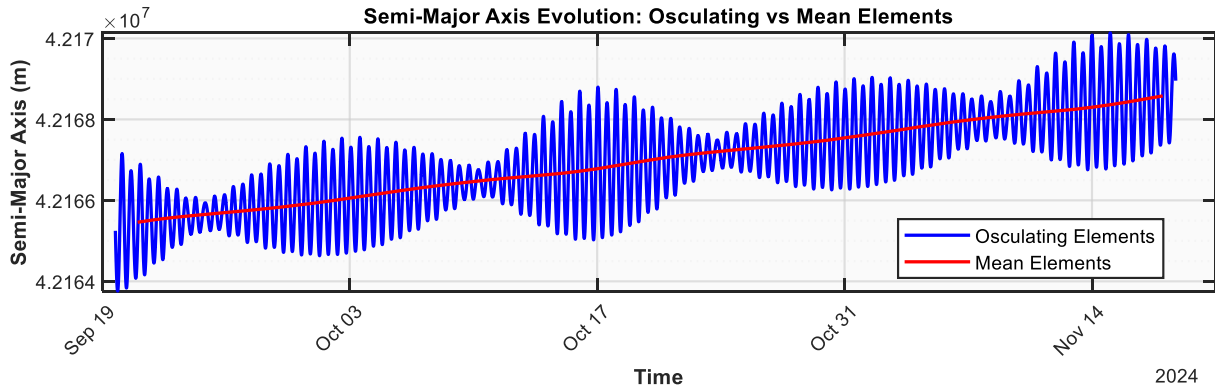


Figure 3.14 - Évolution du Demi-Grand Axe : Éléments Osculants vs Moyens (Sept.-Nov.2024)

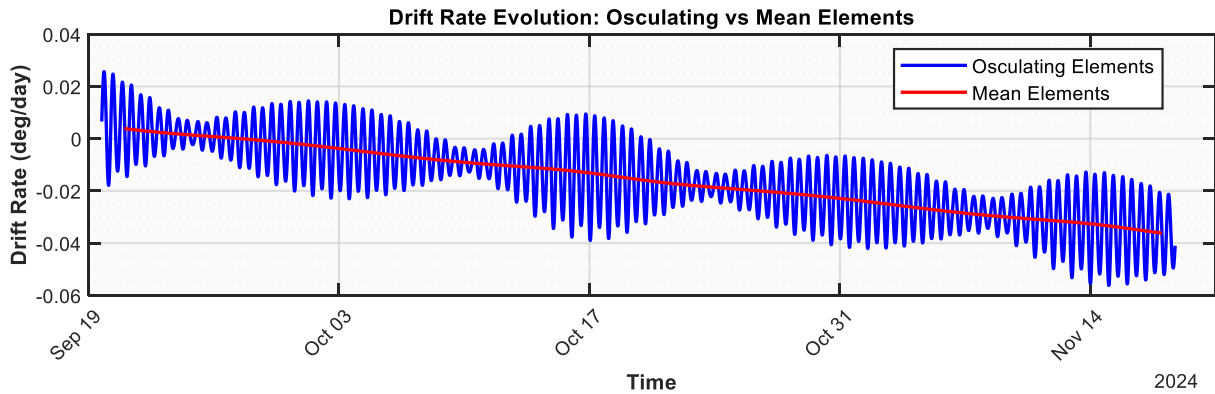


Figure 3.15 - Évolution de la vitesse de dérive : Éléments Osculants vs Moyens

La figure 3.14 représente l'évolution du *demi-grand axe* orbital sur une période d'environ 02 mois (de 19 septembre 2024 à 19 novembre 2024). La courbe bleue est « *Osculating Elements* » - présente des oscillations très rapides et de forte amplitude relative perturbations à court terme autour de courbe « *Mean Elements* ». Cependant la courbe rouge représente "*Mean Elements*" - montre une progression lisse et quasi-linéaire croissante sans les oscillations courtes durées.

L'augmentation du demi-grand axe (environ 3-4 km sur la période) entraîne une période orbitale légèrement supérieure à 24hours, causant la dérive longitudinale progressive. Un satellite géostationnaire doit maintenir un *demi-grand axe* précis de ~42,164 km pour rester synchrone avec la rotation terrestre. L'élévation progressive observée ici augmente la période orbitale au-delà de 24h, causant la dérive vers l'ouest observée dans la première figure 3.14.

Cependant, l'augmentation du demi-grand axe affecte directement la vitesse de dérive du satellite, comme observé dans la figure 3.15 « *Drift Rate Evolution* ». En effet, lorsque le demi-

grand axe dépasse la valeur nominale de $\sim 42164 \text{ km}$, la période orbitale devient supérieure à 24 heures. Par conséquent, le satellite met plus de temps à effectuer une révolution complète autour de la Terre que la rotation terrestre elle-même. Cette désynchronisation engendre une dérive longitudinale vers l'ouest, observable dans les données de position. Plus la période orbitale s'éloigne de 24 heures, plus la vitesse de dérive augmente. Il devient donc essentiel de corriger régulièrement le *demi-grand axe* par des manœuvres orbitales afin de maintenir le satellite dans sa position géostationnaire assignée et d'éviter une dégradation progressive des services prévus.

d. Vecteur de dérive en Longitude :

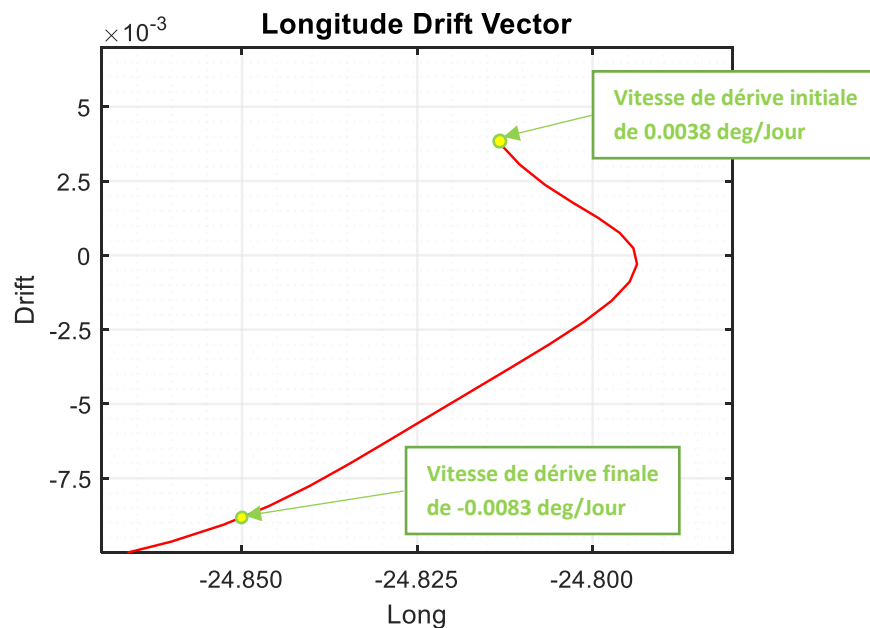


Figure 3.16 - Variation de la Vitesse de Dérive Longitudinale en Fonction de la Longitude Satellite

Cette figure présente la relation entre la vitesse de dérive longitudinale (axes Y, en unités $^{\circ}/\text{Jour} \times 10^{-3}$) et la position longitudinale (axe X, de -24.850° à -24.750°). Dans la simulation, le satellite a commencé par une vitesse de dérive positive de $0.0038^{\circ}/\text{Jour}$ comme illustré dans la figure 3.16, cela signifie que le satellite va se déplacer vers l'Est dans la fenêtre orbital chaque jour par 0.0038 deg , (ce qui signifie que si la longitude du satellite est -24.8136° ce jour-là, après 24h il se déplace au -24.8098°).

✓ **Phase initiale (dérive vers l'est) :**

- ⇒ La dérive du satellite commence à -24.850° avec une vitesse de $+0.0038^{\circ}/\text{jour}$,
- ⇒ Le satellite se déplace vers l'Est (longitudes moins négatives),
- ⇒ La vitesse de dérive positive diminue progressivement.

✓ **Point de retournement :**

- ⇒ Vers -24.79° , la vitesse de dérive atteint $0^{\circ}/\text{jour}$,
- ⇒ C'est le point d'arrêt temporaire du mouvement longitudinal.

✓ Phase de dérive vers l'ouest :

- ⇒ La vitesse devient négative et s'amplifie,
- ⇒ Le satellite commence à dériver vers l'ouest,
- ⇒ Il sort finalement de la fenêtre à -24.850° avec $-0.0084^\circ/\text{jour}$.

Cette trajectoire illustre l'effet des *perturbations gravitationnelles terrestres* (triaxialité). La courbe de la figure 3.16 indique que :

- ⇒ Le satellite est initialement « poussé » vers l'est par la force de correction,
- ⇒ Les forces gravitationnelles le ralentissent puis l'accélèrent vers l'ouest,
- ⇒ La vitesse finale vers l'ouest est plus importante que la vitesse initiale vers l'est.

Cette dynamique est caractéristique d'un satellite géostationnaire soumis aux perturbations du champ gravitationnel terrestre non-sphérique, particulièrement l'effet des harmoniques zonales et tessérales.

3.6.1.2. Analyse d'évolution de l'inclinaison

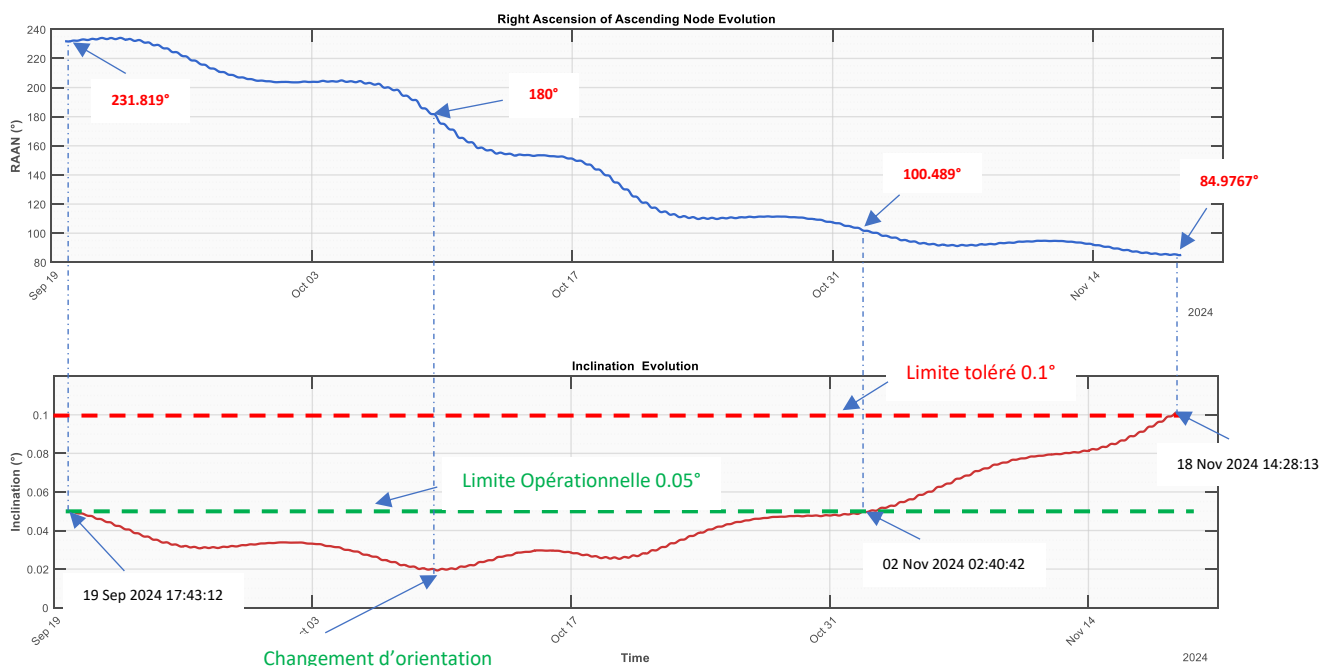


Figure 3.17 - Évolution Couplée du Nœud Ascendant et de l'inclinaison orbitale

Cette figure représente l'évolution des angles *RAAN* (*Ascension Droite du Nœud Ascendant*) et d'inclinaison orbitale, ainsi que la relation entre ces deux paramètres. La simulation début le 19 septembre 2024 à 17h43min22s juste après une correction d'inclinaison, avec une valeur initiale du *RAAN* de 231.819° , indiquant que le nœud ascendant se situe à 231.819° de l'axe d'équinoxe vernal de la terre et une inclinaison de 0.05° .

La gravité exercée par la *Lune* et le *Soleil* influence directement l'évolution de l'inclinaison orbitale, tout en provoquant une diminution progressive de l'angle *RAAN*. Lorsque le *RAAN* est supérieur à 180° , cela indique que le plan orbital est incliné vers le bas (inclinaison négative dans le repère inertiel). En revanche, lorsqu'il devient inférieur à 180° , cela signifie que l'orientation du plan orbital a basculé, et que l'inclinaison a changé de direction sous l'effet des perturbations lunisolaires, comme il sera indiqué dans la figure 3.18.

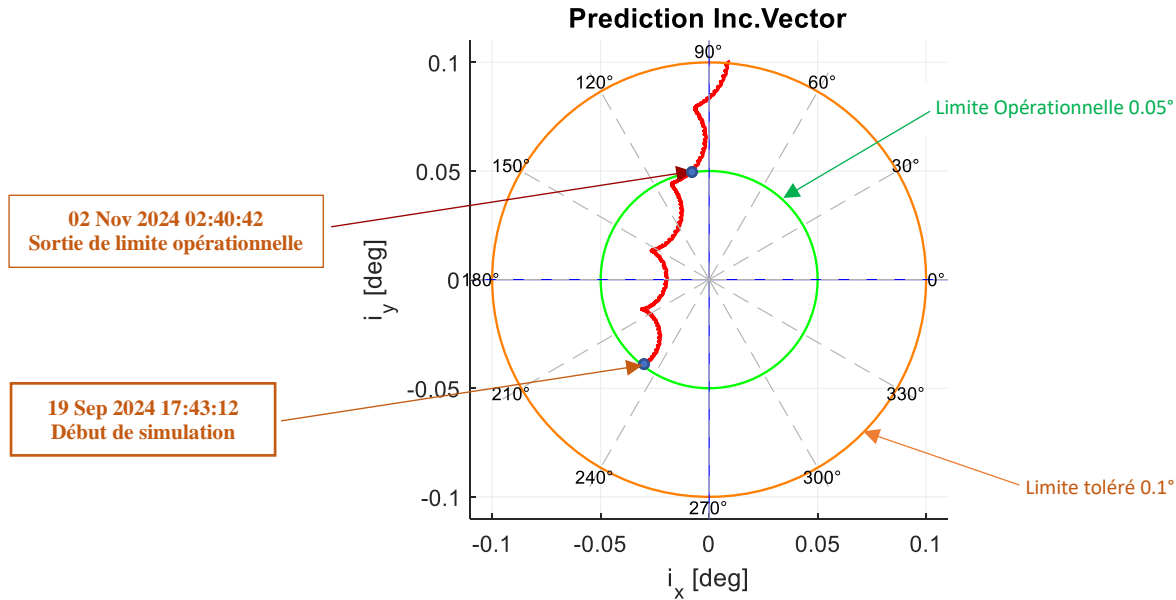


Figure 3.18 – l'évolution du vecteur d'inclinaison \vec{i}

Cette figure combine l'évolution du vecteur d'inclinaison $\vec{i} = (i_x, i_y)$, exprimée en degrés, par rapport à l'angle *RAAN*, pour le satellite géostationnaire *AlcomSat-1*, dans un scénario naturel sans manœuvres de correction.

Cette évolution traduit une augmentation progressive de l'inclinaison, accompagnée d'une rotation continue du vecteur *RAAN*, signe de la précession du plan orbital sous l'effet des perturbations gravitationnelles lunisolaires. Cette représentation met en évidence la dérive naturelle du vecteur d'inclinaison en absence de correction active, et permet d'identifier les fenêtres optimales pour effectuer des manœuvres de correction efficaces, en exploitant la dynamique du système, notamment à travers la stratégie de gestion du *RAAN*.

La courbe rouge définit la trajectoire du vecteur d'inclinaison (équation 2.7, Chapitre 2) d'un satellite géostationnaire qui n'est pas parfait, mais subit une évolution cyclique dans le plan équatorial inertiel (i_x, i_y) . Cette évolution du vecteur d'inclinaison \vec{i} cause une dérive progressive du plan orbital du satellite par rapport au plan équatorial terrestre $i = 0^\circ$.

3.6.1.3. Analyse d'évolution de l'excentricité

La figure 3.19 représente l'évolution du vecteur d'excentricité $\vec{e} = (e_x, e_y)$ dans le plan (e_x, e_y) du satellite géostationnaire *AlcomSat-1*, dans un scénario *naturel sans manœuvres de correction*. La courbe rouge représente précisément ce vecteur d'excentricité, tandis que la simulation a été effectuée sur une durée de *02 mois*, à partir du *19 septembre 2024 à 17h43min22s*, afin de mettre en évidence les effets à long terme des perturbations.

L'un des principaux facteurs influençant l'excentricité orbitale est la *pression de radiation solaire*, causée par le flux électromagnétique émis par le *Soleil*. Cette pression agit comme une force non gravitationnelle, déformant l'orbite circulaire idéale en une orbite elliptique. Elle induit un déplacement du vecteur d'excentricité, qui décrit un *mouvement elliptique* autour de la longitude solaire moyenne.

Dans cette figure, le *cercle orange de 0.0004* et le *cercle vert de 0.0002* représentent la limite maximale du vecteur d'excentricité, définie par la relation étudiée dans le chapitre 2 section 2.2.2 (équation 2.6) suivante :

$$e = \begin{pmatrix} e_x \\ e_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} e \cos (\Omega + \omega) \\ e \sin (\Omega + \omega) \end{pmatrix}$$

Où ω est l'argument du périée et Ω est l'ascension droite. Cette somme angulaire oriente la direction du vecteur d'excentricité \vec{e} dans le référentiel inertiel

La trajectoire rouge observée est localisée dans le quadrant *sud-ouest* (entre environ 180° et 240°), ce qui indique que le cycle de rotation complet n'a pas encore eu lieu, sur cette courte période, l'impact de longue période de la *SRP* n'est pas encore visible de manière significative. Pour que la perturbation décrive un arc circulaire ou elliptique complet dans le plan (e_x, e_y) . Afin de visualiser une évaluation complète autour du centre, une période de simulation d'environ *06 mois à 1 an* serait nécessaire, afin de détecter l'influence de la pression de radiation solaire sur l'orbite géostationnaire.

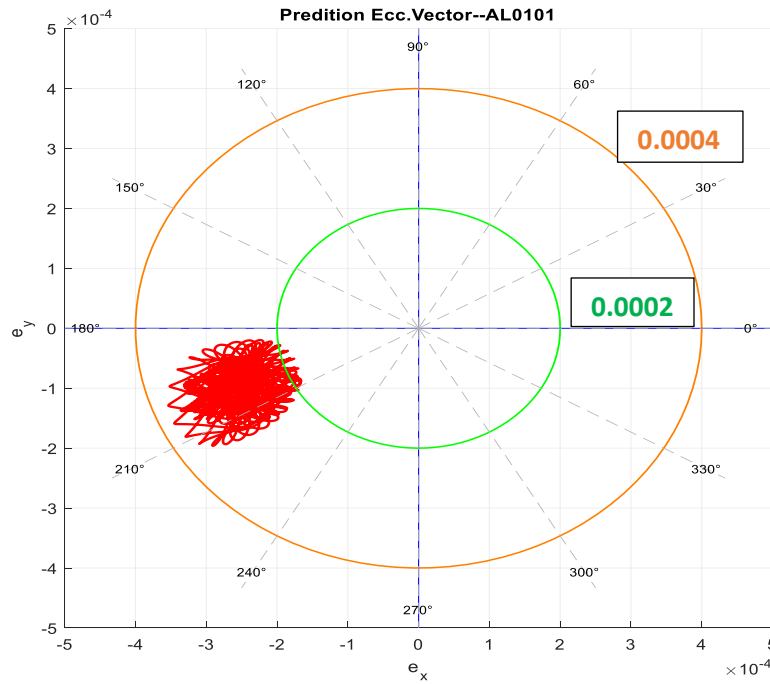


Figure 3.19 – l'évolution du vecteur d'excentricité \vec{e}

3.6.2. Correction Station Keeping

Après avoir analysé le comportement du satellite *Alcomsat-1* en mode libre « *free drift* », c'est-à-dire en l'absence de manœuvres de correction orbitale, nous avons vu clairement que les perturbations naturelles agissant sur l'orbite ; notamment la force non sphérique terrestre, les forces lunisolaires et la pression de radiation solaire — induisent une dérive progressive des paramètres orbitaux principal (longitude, le demi grand axe, inclinaison et excentricité). Cette dérive conduit une sortie du satellite de sa fenêtre de stabilité, ce qui peut altérer la qualité de service et la conformité aux exigences réglementaires.

Afin de contrôler ces dérives et de maintenir le satellite dans sa position orbitale assignée, il est nécessaire de mettre en œuvre une stratégie de *station-Keeping*. La suite de ce travail est consacrée à l'analyse de l'effet des manœuvres de *Station-Keeping*, pour corriger ces dérives et stabiliser la position orbitale du satellite dans sa fenêtre de service, selon les standards opérationnels en orbite géostationnaire :

- **Stratégie de maintien à poste Nord/Sud** : Tous les 28 *jours*, avec une fréquence saisonnière pour corriger le vecteur d'inclinaison.
- **Stratégie de maintien à poste Est/West** : Tous les 15 *jours* destinés à maintenir la longitude du satellite à sa position nominale.
- **Stratégie de maintien à poste Est/West** : Une fois par an pour corriger le vecteur d'excentricité.

Chapitre III : Modélisation et Conception

L'objectif de cette deuxième phase est d'évaluer l'efficacité des manœuvres de *Station-Keeping* dans la réduction des dérives et la préservation des performances orbitales du satellite.

- **Objectif de la Simulation :**

Dans le scénario étudié ici, le satellite est en mode *Station-Keeping*. L'objectif de cette deuxième phase est d'analyser la capacité de notre modèle *MATLAB/Simulink* d'évaluer l'efficacité des manœuvres de *Station-Keeping* dans la réduction des dérives et la préservation des performances orbitales du satellite.

- **Conditions de Simulation :**

Tableau 3.4 - Paramètres Orbitaux pour la simulation (avec corrections)

<i>Epoch</i>	<i>a (m)</i>	<i>e</i>	<i>i (°)</i>	Ω (°)	ω (°)	<i>M (°)</i>
10 sep 2024 08:00:00- UTC	42165641.094	0.000234	0.145630	106.279438	67.245667	271.208185

Tableau 3.5 - Conditions et paramètres de simulation (avec corrections) pour l'analyse de la stabilité géostationnaire

Longitude nominale	24,8° Ouest
Fenêtre opérationnelle (cadre vert)	$\pm 0,05^\circ$
Fenêtre tolérée (cadre orange)	$\pm 0,1^\circ$
Durée de simulation	2 mois
Mass du Satellite	2520 Kg
Epoch time (UTC)	10 septembre 2024 à 08h00min00s
Hypothèse	Deux corrections appliquées : (correction d'inclinaison ; correction d'excentricité)
Perturbations prises en compte	- Oblativité de la Terre (effet J2) - Pression de radiation solaire - Attraction gravitationnelle de la Lune et du Soleil

3.6.2.1. Planification de correction d'inclinaison

On va démontrer ici la stratégie de suivi et de planification des corrections d'inclinaison du satellite *AlcomSat-1*. À la date identifiée, l'orientation du plan orbital (*RAAN*) et l'amplitude de l'inclinaison rendent la fenêtre idéale pour appliquer une manœuvre corrective minimale mais efficace. Cette approche permet d'économiser le carburant et de prolonger la durée de vie du satellite.

Tableau 3.6 – Critères de Correction d'inclinaison

Epoch time	Orbite at correction		Orbite Cible	
	i (°)	Ω (°)	i (°)	Ω (°)
14 sep 2024 20:45:24 UTC	0.04549	156.975	0.05	240

La figure 3.20 représentée illustre l'analyse dynamique de l'évolution orbitale pour *AlcomSat-1*, en mettant en évidence le moment optimal pour effectuer une correction d'inclinaison. La simulation début le 10 septembre 2024 à 20h00min00s, avec une valeur initiale du RAAN de 176.336°, et une inclinaison de 0.0388°.

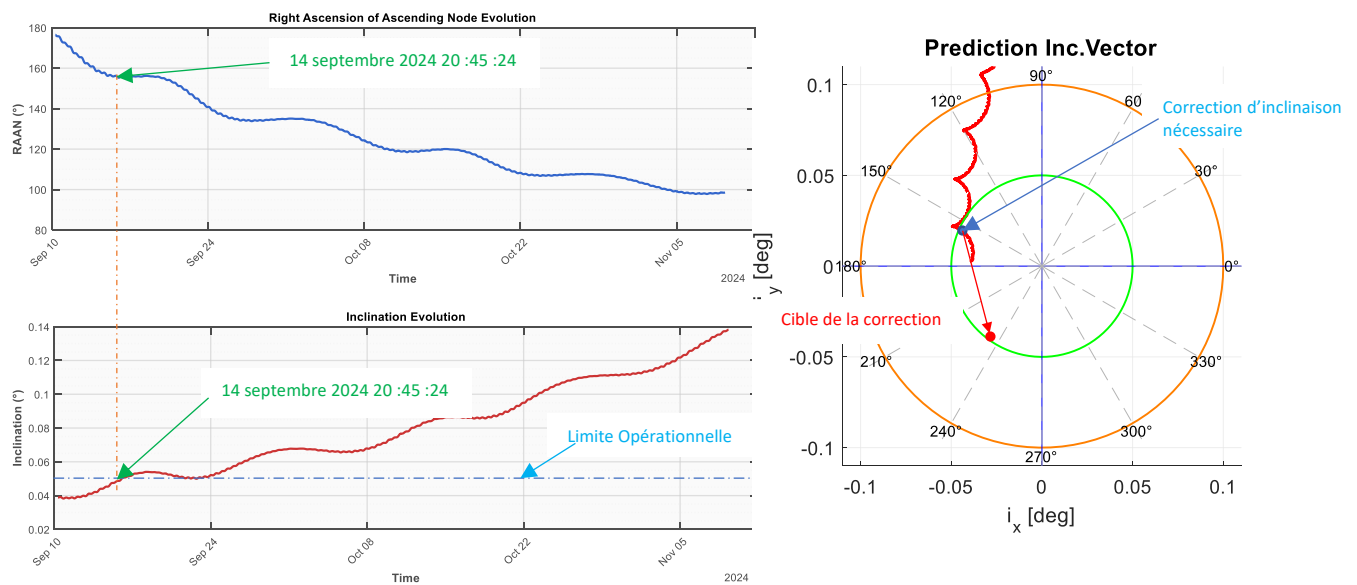


Figure 3.20 – Planification de la stratégie de correction d'inclinaison

À gauche, les deux graphes montrent respectivement l'évolution de l'ascension droite du nœud ascendant (RAAN) et celle de l'inclinaison au cours du temps. Le 14 septembre 2024 à 20:45:24 UTC, marqué en vert sur les deux graphes, l'inclinaison atteint une valeur de 0.04549°, encore en dessous du seuil critique, tandis que le RAAN est de 156.975°, comme indiqué dans le tableau 3.4. Ce moment représente donc une fenêtre favorable pour une correction.

À droite, le diagramme vectoriel du vecteur d'inclinaison dans le plan (i_x , i_y) permet de visualiser l'amplitude de l'inclinaison par rapport à l'orientation du plan orbital. Le vecteur rouge montre que la direction du plan orbital (représentée par le RAAN) est telle que le vecteur dépasse progressivement la zone nominale, et se dirige vers la zone orange (limite tolérée à 0.1°). Une correction d'inclinaison devient nécessaire à la limite de la zone nominale (limite opérationnelle) pour éviter toute dérive excessive. L'ensemble de ces représentations confirme

que le 14 septembre 2024 constitue un moment stratégique pour appliquer une manœuvre de correction minimale, en exploitant la dynamique naturelle pour réduire le coût énergétique de l'opération et prolonger la durée de vie du satellite.

Calcule de quantité de correction nécessaire :

$$i_{initial} = \begin{pmatrix} i_{0x} \\ i_{0y} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0.04549 \cos (156.975^\circ) \\ 0.04549 \sin (156.975^\circ) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -0.025 \\ -0.0433 \end{pmatrix}$$

$$i_{target} = \begin{pmatrix} i_x \\ i_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0.05 \cos (240^\circ) \\ 0.05 \sin (240^\circ) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -0.0419 \\ 0.0178 \end{pmatrix}$$

D'après l'équation 2.24 :

$$\Delta i = \begin{pmatrix} i_x - i_{0x} \\ i_y - i_{0y} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0.0169 \\ -0.0611 \end{pmatrix}$$

$$\Delta V_{correction} = \sqrt{(\Delta i_x^2 + \Delta i_y^2)} \times V_{satellite} = 3.4011 m/s$$

La vitesse totale appliquée pour la correction d'inclinaison, pour orienter l'orbite du satellite au plan ciblé est de 3.4011 m/s. Cette vitesse doit être orientée principalement vers l'axe normal du satellite (sur le plan RTN).

Les figures présentées dans la figure 3.21 illustrent l'exécution d'une manœuvre de correction d'inclinaison destinée à réaligner le plan orbital du satellite *Alcomsat-1* avec le plan ciblé, tout en maintenant l'inclinaison à un niveau acceptable. À gauche, les graphes temporels montrent l'évolution du *RAAN* (*en haut*) et de l'inclinaison (*en bas*) autour de la date de correction. On observe un changement au niveau du *RAAN*, indiquant l'application de la manœuvre à un angle de *RAAN* = 240°, moment sélectionné pour changer l'orientation sur le plan d'orbite. Simultanément, l'inclinaison est de 0.0491° dans le sens contraire, juste en dessous de la limite opérationnelle de 0.05°, ce qui confirme l'efficacité immédiate de la correction.

À droite, le diagramme polaire du vecteur d'inclinaison dans le plan (i_x, i_y) fournit une visualisation claire de l'orientation et de la norme du vecteur avant et après la manœuvre. Le vecteur rouge, après l'exécution de la correction s'oriente vers une direction associée au *RAAN* de 240°, avec une amplitude d'inclinaison vers la limite opérationnelle ($\approx 0.05^\circ$), comme l'indique dans la figure. Cette trajectoire reflète une manœuvre exécutée avec précision, exploitant le bon positionnement du plan orbital pour minimiser l'impulsion nécessaire.

La vitesse totale appliquée durant cette correction est de 3.4011 m/s, orientée principalement selon l'axe normal du satellite (axe *N* du repère RTN). Ce choix d'orientation est cohérent avec les règles de dynamique orbitale, car une impulsion normale

modifie directement le plan orbital (donc l'inclinaison), sans altérer le *demi-grand axe* ni l'excentricité. L'efficacité de cette manœuvre s'observe également dans la *stabilité post-correction* de l'inclinaison, qui reste bien contenue dans la zone nominale pendant plusieurs semaines.

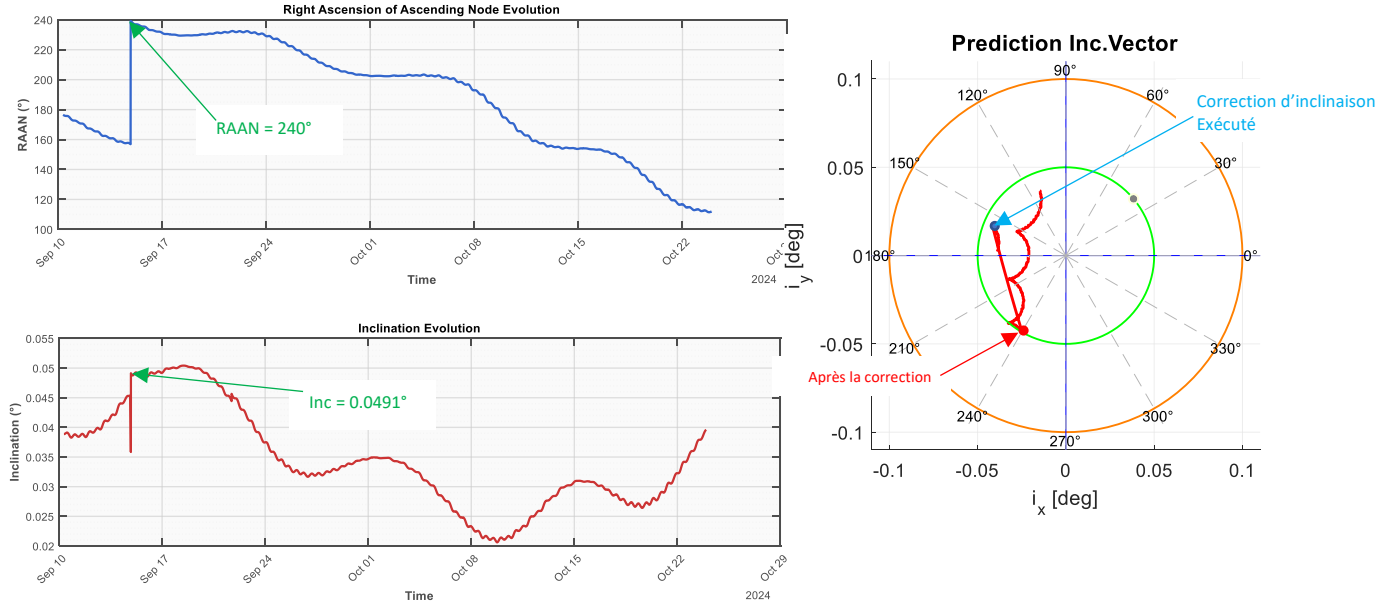


Figure 3.21 – Exécution d'une manœuvre de correction d'inclinaison

3.6.2.2. Planification de correction de dérive de longitude

Juste après la correction d'inclinaison, et faire une prédiction orbitale pour le satellite *AlcomSat-1*, pour planifier la correction de dérive de longitude. Afin de maintenir notre satellite dans sa position géostationnaire nominale, une analyse de la dérive longitudinale a été effectuée. Les résultats de la figure 3.22 montrent une dérive continue vers l'ouest, atteignant une vitesse angulaire de $-0,00537^\circ/\text{jour}$ due à une élévation du *demi-grand axe* à 42166200 m, soit un dépassement de 440 m par rapport à la référence géostationnaire (42165,76 km). Cette dérive entraîne une sortie progressive de la zone de contrôle prédéfinie, observée à travers l'évolution des éléments orbitaux osculateurs et moyens.

Une intervention est donc planifiée pour le 21 septembre 2024 à 17h36min37s, moment auquel le seuil critique de longitude est franchi. Cette correction vise à ramener le satellite à son point de référence, en annulant la dérive longitudinale afin de garantir la continuité du service et la stabilité de la position orbitale.

Chapitre III : Modélisation et Conception

Tableau 3.7 – Critères de Correction de dérive de longitude

Epoch time	Orbite at correction		Orbite Cible	
	D (°/Jour)	a (m)	D (°/Jour)	a (m)
21 sep 2024 17:36:37 UTC	-0.004053	42166200	0.00546	42165300

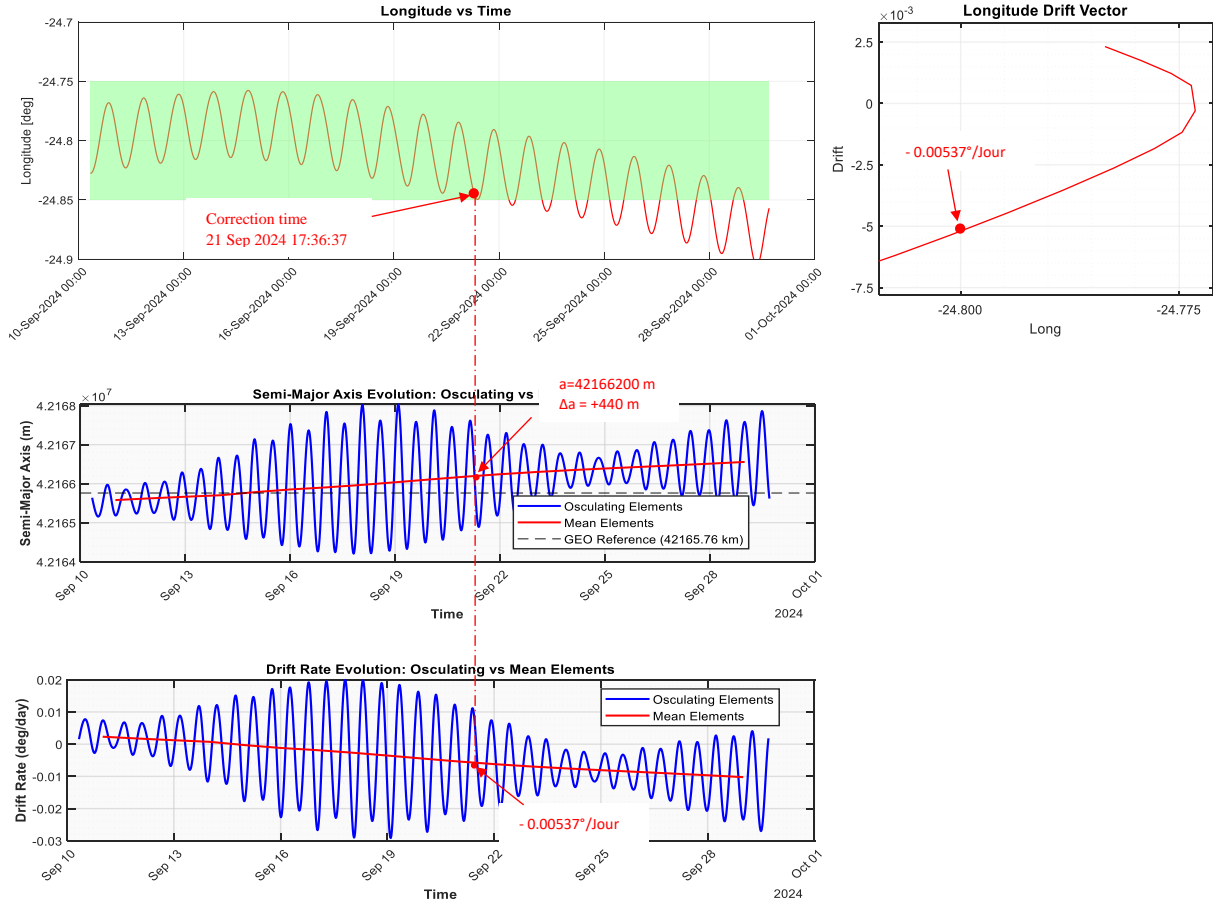


Figure 3.22 – Planification de la correction de dérive de la longitude

Calcul de quantité de correction nécessaire :

$$\Delta D = (D_{cible} - D_0) = (0.00546 + 0.004053) = 0.009513 \text{ } ^\circ/\text{Jour}$$

$$\Delta V = \frac{-V_{satellite} \times \Delta D}{3 \times 360.9856} = \frac{-3074.7 \times 0.009513}{3 \times 360.9856} = -0.027 \text{ m/s}$$

La vitesse appliquée pour corriger la dérive de longitude du satellite est de $-0,027 \text{ m/s}$, appliquée exclusivement selon l'axe *tangentiel*. Dans le cas présent, *AlcomSat-1* dérivait vers l'ouest, ce qui indique une orbite légèrement plus haute que l'orbite géostationnaire nominale. Pour annuler cette dérive et revenir à la longitude de référence de 24.8° Ouest, une *réduction de l'énergie orbitale* est nécessaire, réalisée par une *petite impulsion rétrograde (négative)* dans

l'axe tangentiel. Le ΔV de $-0,027 \text{ m/s}$, bien que faible, est suffisant pour induire une baisse du *demi-grand axe* de quelques centaines de mètres ($\approx 440 \text{ m}$ selon les données), ramenant ainsi le satellite sur une orbite parfaitement synchronisée avec la rotation terrestre, et stoppant la dérive angulaire.

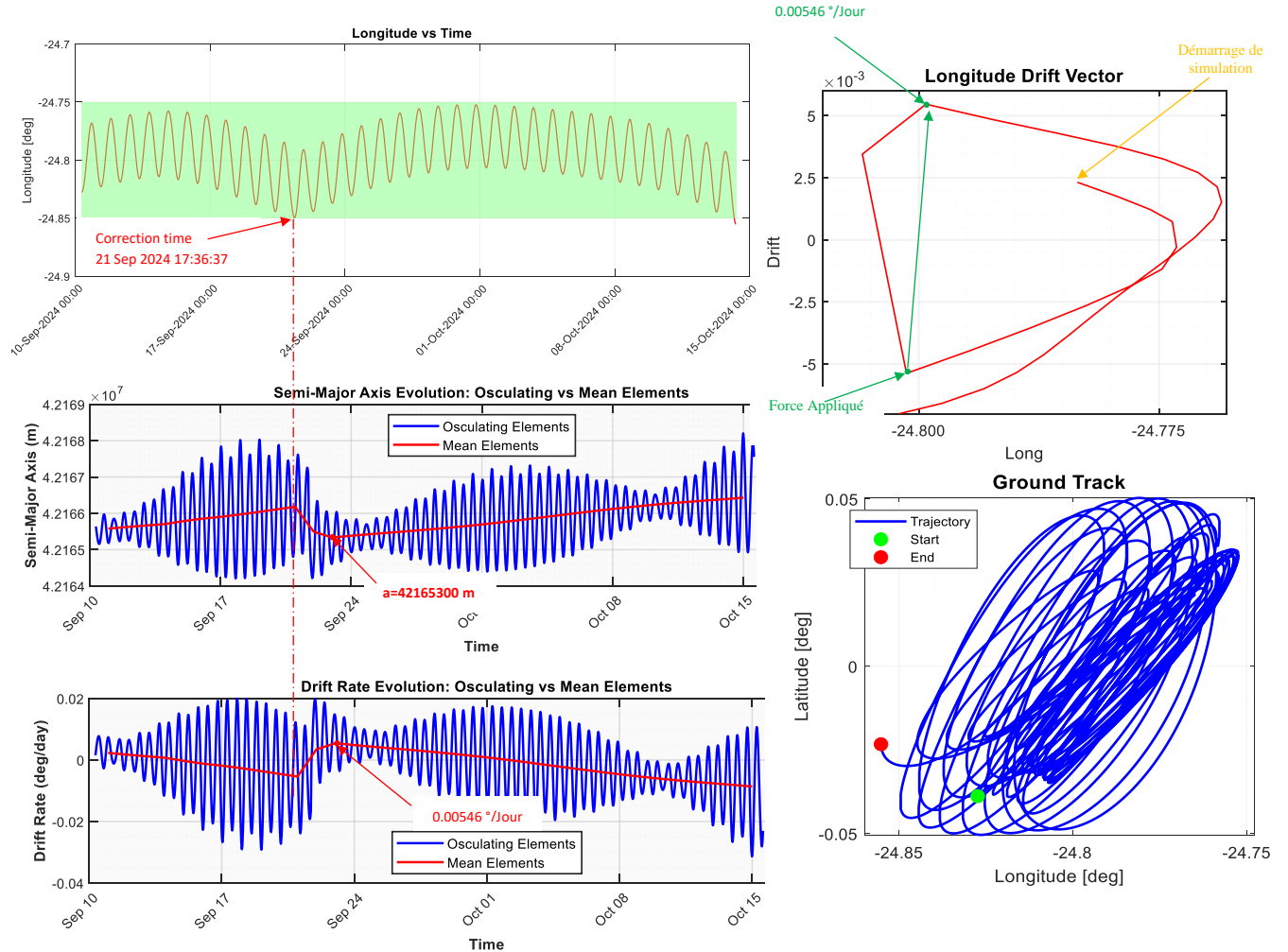


Figure 3.23 - Exécution d'une manœuvre de correction de la longitude

Après l'application de la manœuvre de correction le 21 septembre 2024 à 17h36min37s comme illustré dans la figure 3.23, la dérive observée auparavant, causée par un *demi-grand axe* supérieur à la valeur référentielle, est complètement annulée. La longitude du satellite cesse de décroître et commence à osciller autour d'une valeur moyenne stable, indiquant un retour à une orbite géostationnaire conforme.

Le *demi-grand axe*, initialement élevé à 42165300 m ($+440 \text{ m}$ par rapport à la référence *GEO*), a été réduit grâce à une impulsion tangente de -0.027 m/s . Cette petite variation de vitesse a suffi à abaisser l'altitude orbitale, ramenant ainsi la période orbitale à exactement 24 heures sidérales. Cela a permis de stopper la dérive vers l'ouest et de recalibrer l'orbite du satellite.

Le taux de dérive, qui atteignait avant correction $-0.004053^\circ/\text{jour}$, diminue brutalement à un niveau proche de zéro après la manœuvre. Cette annulation du drift est confirmée par le suivi des éléments orbitaux, qui montrent des oscillations contenues autour de la nouvelle valeur de référence.

3.7. Performances et Durée d'exécution

La simulation a été exécutée sur une machine disposant des caractéristiques suivantes :

- **Processeur** : Intel Core i5 de 10^e génération
- **Mémoire vive (RAM)** : 16 Go
- **Stockage** : Disque SSD de 512 Go
- **Carte graphique** : GTX 1665.

La simulation portant sur 02 mois de données a nécessité un temps d'exécution total de 06 heures.

3.8. Conclusion

Ce chapitre a présenté une étude complète de la dynamique orbitale du satellite géostationnaire *AlcomSat-1*, en réalisant une modélisation détaillée et une simulation sous *MATLAB/Simulink*. L'environnement de simulation développé a permis d'analyser avec précision l'évolution des éléments orbitaux en présence des principales perturbations naturelles, notamment la force gravitationnelle non sphérique terrestre, les forces *lunisolaires* et la pression *de radiation solaire*.

Dans la première partie de ce chapitre (*Section 6.1*), l'analyse en mode dérive libre (absence des corrections) a mis en évidence une dérive significative des paramètres orbitaux fondamentaux, principalement de la *longitude*, de l'*inclinaison* et du *demi-grand axe*. Cette dérive naturelle, causée par les perturbations à longue période, entraîne un éloignement progressif du satellite de sa position nominale 24.8° hors de sa fenêtre opérationnelle définie par les standards géostationnaires ($\pm 0,05^\circ$), compromettant ainsi la stabilité orbitale à long terme et la qualité de service attendu.

Face à cette évolution des paramètres orbitaux, la modélisation des stratégies de maintien à poste (*Station-Keeping*) a permis de démontrer leur efficacité opérationnelle. Les manœuvres *Est-Ouest* et *Nord-Sud*, planifiées respectivement tous les 14 et 28 jours, ont permis de corriger les dérives observées avec une impulsion minimale.

Les résultats obtenus démontrent l'efficacité des corrections appliquées : la dérive longitudinale est annulée par une réduction ciblée du *demi-grand axe*, et l'*inclinaison* est rétablie à l'intérieur de la fenêtre opérationnelle grâce à une impulsion normale bien synchronisée avec l'évolution du RAAN. Ces ajustements ont permis de maintenir l'orbite du satellite à l'intérieur de sa zone de service opérationnel ($\pm 0,05^\circ$).

Conclusion Générale

Conclusion générale et perspective

L'objectif principal de cette thématique est de modéliser et simuler les stratégies de manœuvres orbitales de maintien à poste appliquées au satellite géostationnaire *AlcomSat-1*, dans le but d'analyser leur performance face aux perturbations naturelles de long terme. Une première phase a consisté en une étude théorique approfondie de la mécanique orbitale, permettant d'identifier et de caractériser les principales perturbations affectant l'orbite géostationnaire, telles que l'asymétrie gravitationnelle de la *Terre* (termes J_2), les effets gravitationnels du *Soleil* et de la *Lune*, ainsi que la pression de radiation solaire. Ces perturbations induisent, à différentes échelles temporelles, des dérives progressives de la longitude, de l'inclinaison et de l'excentricité, compromettant la stabilité de l'orbite et la conformité du satellite aux exigences de l'*Union Internationale des Télécommunications (UIT)*.

Dans une seconde phase, une simulation numérique détaillée a été réalisée sous *MATLAB/Simulink R2023b*. Elle a permis de modéliser avec précision le comportement du satellite en *mode dérive libre* (free drift ; sans *Station Keeping*) sur une période de deux mois (02 mois). Les résultats obtenus ont mis en évidence une dérive marquée vers l'ouest de la position longitudinale, une augmentation de l'inclinaison hors tolérance, ainsi qu'une perturbation de l'excentricité, difficilement observable sur une courte durée. Ces observations confirment la nécessité d'intervenir par des manœuvres correctives pour maintenir le satellite sa fenêtre opérationnelle ($\pm 0.05^\circ$).

À partir de cette analyse, des manœuvres de maintien à poste ont été introduites dans le modèle, selon deux stratégies principales :

- ⇒ **Le station-keeping Nord-Sud (NSSK)**, appliqué tous les 28 jours, destiné à corriger l'inclinaison orbitale i par des impulsions normales, en tenant compte des contraintes saisonnières.
- ⇒ **Le station-keeping Est-Ouest (EWSK)**, effectué tous les 14 jours, visant à contrôler la dérive longitudinale à l'aide d'impulsions tangentielles. Cette même manœuvre contribue également à la correction annuelle de l'excentricité e .

Les résultats obtenus ont démontré l'efficacité des stratégies de correction mises en œuvre pour maintenir le satellite au sein de sa position nominale, dans le but d'optimiser la consommation de carburant tout en garantissant le respect des marges de tolérance opérationnelles. Ce travail met en évidence que la maîtrise des manœuvres orbitales, fondée sur une modélisation précise des perturbations et une planification rigoureuse des impulsions correctives, est essentielle pour assurer la stabilité, la longévité et la performance des satellites en orbite géostationnaire.

Ainsi, ce projet souligne la complexité de la dynamique orbitale associée aux satellites géostationnaires, et met en avant la nécessité d'une approche intégrée alliant modélisation théorique, simulation numérique et stratégie de contrôle afin de garantir leur stabilité et répondre aux contraintes opérationnelles propres à ce type de mission.

L'architecture modulaire et évolutive développée dans ce travail ouvre la voie à une réutilisation et une adaptation aisée pour d'autres missions en orbite géostationnaire. Elle pourra servir de base à l'intégration de nouveaux modèles de perturbations, à l'optimisation de stratégies de *station keeping* pour différents profils de satellites, ou encore à la mise en œuvre d'algorithmes de contrôle autonomes.

Bibliographie

Références

- [1] Agence Spatiale Algérienne (ASAL). *Missions et attributions*. Consulté le 18 mars 2025, à l'adresse : https://asal.dz/?page_id=50
- [2] Agence Spatiale Algérienne (ASAL). *Entités opérationnelles*. Consulté le 18 mars 2025, à l'adresse : https://asal.dz/?page_id=52
- [3] Agence Spatiale Algérienne (ASAL). *Programmes de télécommunications satellitaires*. Consulté le 5 mars 2025, à l'adresse : https://asal.dz/?page_id=1347
- [4] Green, B. D. (2014). *Space situational awareness data sharing: safety tool or security threat?* McGill University (Canada).
- [5] Goff, G. M. (2015). *Orbit estimation of non-cooperative maneuvering spacecraft* (No. AFITENYDS15J051).
- [6] National Research Council, Division on Engineering, Physical Sciences, Commission on Engineering, Technical Systems, & Committee on Space Debris. (1995). *Orbital debris: A technical assessment*. National Academies Press.
- [7] Stansbery, G. (2009). *Orbital debris research in the United States* (No. JSC-CN-18386).
- [8] Chatters, E. P., & Crothers, B. J. (2009). Space Surveillance Network. *AU-18 Space Primer*, 249-258.
- [9] Johnson, N. L. (1993). US space surveillance. *Advances in Space Research*, 13(8), 5-20.
- [10] Geul, J., Mooij, E., & Noomen, R. (2017). Modelling and assessment of the current and future space surveillance network. *7th ECSD*.
- [11] Hernández, C. P., Caceres Mosqueira, K., Jobic, C., Salles, F. V., Antón, A. M., & Moreno-Espinosa, D. (2023, September). EUSST Sensor Calibration Procedure. In *Advanced Maui Optical and Space Surveillance (AMOS) Technologies Conference, Maui Economic Development Board, Maui, HI* (p. 114).
- [12] Faucher, P., & Gillet, A. (2023, December). European Union Space Surveillance and Tracking: Current State of Play and Strategic Vision. In *2nd International Orbital Debris Conference* (Vol. 2852, p. 6063).
- [13] Hoots, F., Baral, V., Delmas, F., Cano, A., Martínez, S., Pérez, C., ... & Auman, K. (2022). US-EUSST data exchange for improved orbital safety. *Exchange*.
- [14] JACKSON, P. (1990). Space surveillance satellite catalog maintenance. In *Orbital Debris Conference: Technical Issues and Future Directions* (p. 1339).
- [15] European Space Agency (2025). *ESA's annual space environment report* (Version 9.0, GEN-DB-LOG-00288-OPS-SD). ESA Space Debris Office.

- [16] European Space Agency. (2024). ESA's annual space environment report (Version 8.0, GEN-DB-LOG-00288-OPS-SD). ESA Space Debris Office.
- [17] Chen, L., Huang, P., Cai, J., Meng, Z., & Liu, Z. (2016). A non-cooperative target grasping position prediction model for tethered space robot. *Aerospace Science and Technology*, 58, 571-581.
- [18] Xu, W., Liang, B., Li, C., & Xu, Y. (2010). Autonomous rendezvous and robotic capturing of non-cooperative target in space. *Robotica*, 28(5), 705-718.
- [19] Yoshida, K., Nakanishi, H., Ueno, H., Inaba, N., Nishimaki, T., & Oda, M. (2004). Dynamics, control and impedance matching for robotic capture of a non-cooperative satellite. *advanced robotics*, 18(2), 175-198.
- [20] NASA Orbital Debris Program Office. (n.d.). *Photo gallery – Graphics*. NASA. Consulté le 10 mai 2025, à l'adresse <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/gallery/graphics.html>
- [21] Nations Unies. (2025). *Rapport du Secrétaire général. Application des recommandations sur la sûreté des sources d'énergie nucléaires à bord des engins spatiaux* (A/AC.105/C.1/128/Add.1). Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique. Consulté le 05/05/2025 https://www.unoosa.org/oosa/oosadoc/data/documents/2025/aac.105c.1/aac.105c.1128add.1_0.html
- [22] Schildknecht, T., Musci, R., Ploner, M., Beutler, G., Flury, W., Kuusela, J., ... & Palmero, L. D. F. D. (2004). Optical observations of space debris in GEO and in highly-eccentric orbits. *Advances in Space Research*, 34(5), 901-911.
- [23] Mehrholz, D., Leushacke, L., Flury, W., Jehn, R., Klinkrad, H., & Landgraf, M. (2002). Detecting, tracking and imaging space debris. *ESA Bulletin* (0376-4265), (109), 128-134.
- [24] Japan Aerospace Exploration Agency. (s.d.). *Mt.FUJI (MulTiple reFlector Unit from Jaxa Investigation)*. <https://track.sfo.jaxa.jp/en/project/mtfuji.html> consulté le 08/04/2025
- [25] Zigo, M., Šilha, J., Krajčovič, S., & Hrobár, T. (2020). *Photometric program on the 70-centimeter telescope at AGO Modra*. Faculty of Mathematics, Physics and Informatics, Comenius University in Bratislava.
- [26] Zappala, V., Cellino, A., Farinella, P., & Knezevic, Z. (1990). Asteroid families. I-Identification by hierarchical clustering and reliability assessment. *Astronomical Journal* (ISSN 0004-6256), vol. 100, Dec. 1990, p. 2030-2046. *Research supported by the Ministero dell'Universita e della Ricerca Scientifica e Tecnologica di Italy and CNR.*, 100, 2030-2046.
- [27] Wu, D., & Rosengren, A. J. (2020). Secular dynamics-based features for the characterization of small debris clouds after fragmentation. In *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Virtual*.
- [28] Wu, D., & Rosengren, A. J. (2021). RSO proper elements for space situational and domain awareness. In *Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies (AMOS) Conference, Maui*.
- [29] Ester, M., Kriegel, H. P., Sander, J., & Xu, X. (1996, August). A density-based algorithm for discovering clusters in large spatial databases with noise. In *kdd* (Vol. 96, No. 34, pp. 226-231).

- [30] Wu, D., & Rosengren, A. J. (2023). An investigation on space debris of unknown origin using proper elements and neural networks. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 135(4), 44.
- [31] Hintz, G. R. (2015). Orbital mechanics and astrodynamics. Cham, Switzerland: Springer International Publishing. isbn, 978-3.
- [32] Li, H. (2014). *Geostationary satellites collocation* (pp. 10-98). Berlin, Germany: Springer.
- [33] Chobotov, V. A. (2002). Orbital Mechanics, AIAA. Inc.: Reston, WV, USA.
- [34] Rausch, R. R. (2012). *Relative orbit control of collocated geostationary spacecraft* (Doctoral dissertation, Purdue University).
- [35] Losa, D. (2007). *High vs low thrust station keeping maneuver planning for geostationary satellites* (Doctoral dissertation, École Nationale Supérieure des Mines de Paris).
- [36] Boukhit, H. (2014). Détermination des caractéristiques d'un propulseur permettant de mettre en orbite géostationnaire (GEO) une charge utile à partir d'une orbite de transfert (GTO).
- [37] Maral, G., & Bousquet, M. (2009). *Satellite communications systems: Systems, techniques and technology* (5^e éd.). Wiley.
- [38] Duque, R. A. (2016). *Geostationary collocation: case studies for optimal maneuvers* (Doctoral dissertation, Monterey, California: Naval Postgraduate School).
- [39] Hardacre, S. (1996). *Control of colocated geostationary satellites*. Springer.
- [40] Öz, İ. (2017, June). Evaluation of station location for orbit determination of geo satellites at different slots. In *2017 8th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)* (pp. 375-379). IEEE.
- [41] Gazzino, C. (2018). *Stratégies de maintien à poste pour un satellite géostationnaire à propulsion tout électrique* (Doctoral dissertation, Université Paul Sabatier-Toulouse III).
- [42] Dehant, V., et Mathews, P. M. (2007). Variations de la rotation de la Terre. *Planètes et Lunes*, 10, 295-349
- [43] Soop, E. M. (1994). *Handbook of geostationary orbits* (Vol. 3). Springer Science & Business Media. Consulté sur google books le 16-03-2025.
- [44] Yang, W., & Li, S. (2015). A station-keeping control method for GEO spacecraft based on autonomous control architecture. *Aerospace Science and Technology*, 45, 462-475.
- [45] Lee, B. S. (2012). GEO Satellite Collision Avoidance Maneuver Strategy Against Inclined GSO Satellite. In *SpaceOps 2012* (p. 1294441).
- [46] Biboud, F. (2024). Manoeuvre Optimization of a Geostationary Satellite during Station Keeping.
- [47] Han, C., Zhang, S., & Wang, X. (2019). On-orbit servicing of geosynchronous satellites based on low-thrust transfers considering perturbations. *Acta Astronautica*, 159, 658-675.

- [48] Romero, P., Gambi, J. M., Patiño, E., & Antolin, R. (2008). Optimal station keeping for geostationary satellites with electric propulsion systems under eclipse constraints. In *Progress in Industrial Mathematics at ECMI 2006* (pp. 260-264). Springer Berlin Heidelberg.
- [49] Romero, P., & Gambi, J. M. (2004). Optimal control in the east/west station-keeping manoeuvres for geostationary satellites. *Aerospace Science and Technology*, 8(8), 729-734.
- [50] Amozegay, F., Kosari, A. R., & Fakoor, M. (2024). Coordinated Control of Relative Orbit of Co-Location Geostationary Satellites Using Game Theory. *IEEE Access*.
- [51] Schutz, B., Tapley, B., & Born, G. H. (2004). *Statistical orbit determination*. Elsevier. Consulté sur google books le 20-03-2025
- [52] Losa, D., Lovera, M., Marmorat, J. P., Dargent, T., & Amalric, J. (2006, October). Station keeping of geostationary satellites with on-off electric thrusters. In *2006 IEEE Conference on Computer Aided Control System Design, 2006 IEEE International Conference on Control Applications, 2006 IEEE International Symposium on Intelligent Control* (pp. 2890-2895). IEEE.
- [53] BENFRIHA, E. (2021). Bang-Bang Attitude Control During East-West Station Keeping For Geostationary Satellite. *Algerian Journal of Signals and Systems*, 6(3), 163-168.
- [54] Woo, H. J., & Buckwalter, B. (2021). Geostationary satellite station keeping robustness to loss of ground control. *Journal of Astronomy and Space Sciences*, 38(1), 65-82.
- [55] Lee, B. S., Lee, J. S., & Choi, K. H. (1999). Analysis of a station-keeping maneuver strategy for collocation of three geostationary satellites. *Control Engineering Practice*, 7(9), 1153-1161.
- [56] Borissov, S., Wu, Y., & Mortari, D. (2015). East–west GEO satellite station-keeping with degraded thruster response. *Aerospace*, 2(4), 581-601.
- [57] N2YO. (2025). *Satellite 43039 - Informations et suivi en temps réel* [https://www.n2yo.com/satellite/?s=43039#google_vignette]. Consulté le 5 mars 2025
- [58] National Aeronautics and Space Administration (NASA). (s.d.). *Spacecraft: Alcomsat-1*. Consulté le 5 mars 2025. <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=2017-078A>
- [59] Agence Spatiale Algérienne (ASAL). (2017, 11 décembre). *Lancement du satellite algérien de télécommunications Alcomsat-1* [<https://asal.dz/?p=300>]. Consulté le 5 mars 2025
- [60] Federal Communications Commission. (2021, February 1). *Commission rules to enable GSO fixed-satellite service space-to-Earth operations in the 17.3–17.8 GHz band*. *Federal Register*. <https://www.federalregister.gov/documents/2021/02/01/2021-00047/commission-rules-to-enable-gso-fixed-satellite-service-space-to-earth-operations-in-the-173-178-ghz>
- [61] Partie technique d'un document interne au sein de Centre d'exploitation des systèmes de télécommunications spatiale.
- [62] Mignotte, M. (s.d.). *Introduction à MATLAB*. Université de Montréal. <https://www.iro.umontreal.ca/~mignotte/IFT2425/Matlab.pdf>

- [63] Bouallegue, R. (2004). *Introduction à MATLAB & SIMULINK : Environnement et programmation avec MATLAB, Introduction à Simulink et Toolbox, Création d'Interfaces Graphiques Utilisateur (GUIs) avec MATLAB*. Sup'Com. https://www.ceremade.dauphine.fr/~bey/enseignement/Enseignement/All_enseignement_dauphine/Module_analyse_numerique/livre%20analyse%20num%C3%A9rique/cours%20Matlab2.pdf
- [64] Le-Huy, H. (1998). *Introduction à MATLAB et Simulink. Département de génie électrique et de génie informatique, Université Laval, Québec, CANADA*.
- [65] Tona, P. (s.d.). *Introduction à MATLAB et Simulink*. Laboratoire d'Automatique de Grenoble. Récupéré de http://fractale.gecif.net/si/logiciels/matlab/intro_matlab_simulink.pdf
- [66] (s.d.). *Ressource pédagogique sur MATLAB*. Centre Universitaire de Mila. Récupéré de <https://elearning.centre-univ-mila.dz/a2025/mod/resource/view.php?id=12251>
- [67] (s.d.). *Simulink Basics Tutorial*. University of Nevada, Las Vegas. Récupéré de https://eelabs.faculty.unlv.edu/docs/guides/Simulink_Basics_Tutorial.pdf
- [68] MathWorks. (2023). *MATLAB R2023b*. MathWorks. Consulté le 5 mars 2025, sur https://fr.mathworks.com/products/new_products/release2023b.html
- [69] Montenbruck, O., & Gill, E. K. A. (2014). Models, Methods, and Applications. In *Satellite Orbits* (pp. 293-318). Springer.
- [70] De Iaco Veris, A. (2018). *Practical astrodynamics* (pp. 978-3). Berlin : Springer.