REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

MINISTRY OF HIGHER EDUCATION
AND SCIENTIFIC RESEARCH

HIGHER SCHOOL IN APPLIED SCIENCES
–T L E M C E N–



المدرسة العليا في العلوم التطبيقية
École Supérieure en
Sciences Appliquées

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

المدرسة العليا في العلوم التطبيقية
ـ تلمسان ـ

Mémoire de fin d'étude

Pour l'obtention du diplôme de Master

Filière : Automatique
Spécialité : Automatique

Présenté par :Ala eddine GUENNOUNI

Thème

Approche de commande robuste par modes glissants appliqués au contrôle d'attitude d'un satellite flexible

Soutenu publiquement,le 20/06/2026 , devant le jury composé de :

M.Brahim CHERKI	Professeur	ESSA. Tlemcen	Président
M.Jalal BENMANSOUR	MRA	CDS. Oran	Directeur de mémoire
M.Fayssal ARICHI	MCA	ESSA. Tlemcen	Co-Directeur de mémoire
M.Sidi Mohamed ABDI	MCA	ESSA. Tlemcen	Examinateur 1
M.Mahieddine AYAD	Docteur	Polytech. Nantes	Examinateur 2

Année universitaire : 2025. /2026.


بسم الله الرحمن الرحيم

Dédicaces

A cœur vaillant rien d'impossible A conscience tranquille tout est accessible Quand il y a la soif d'apprendre Tout vient à point à qui sait attendre Quand il y a le souci de réaliser un dessein Tout devient facile pour arriver à nos fins"

Je dédie ce mémoire à :

A mes très chères parents pour leur amour inestimable, leur confiance, leur soutien et leurs sacrifices, à qui je leur dois ma vie et mon succès,

A ma sœur pour son encouragement et son soutien
A tous les membres de ma famille qui sauront se reconnaître,

A mes très chères amies " AL Z3ATCHA "

Enfin à tous ceux et celles qui me sont chers...

Remerciement

Mes remerciements les plus sincères vont également à mes encadrants **Mr Jalal Eddine benmansour** et **Mr Arichi Fayssal** , pour leur disponibilité inlassable, leurs précieux conseils et leurs encouragements constants.

Je suis également reconnaissant envers mes chers parents pour leur amour, leur soutien indéfectible et leurs sacrifices inestimables.

Nous tenons à exprimer nos gratitudes aux membres du jury, qui ont accepté d'examiner notre travail. Nous remercions aussi tous les enseignants du département Automatique et le chef de département

Mes collègues ont été une source d'inspiration et de collaboration précieuse, je les remercie du fond du cœur pour leur camaraderie et leur entraide.

Nous tenons également à remercier tous les enseignants qui nous ont enseigné depuis le primaire.

Nous remercions tous les personnes ayant aidé de loin ou de près à l'élaboration de notre travail

Abstract

This thesis addresses the attitude control of a flexible spacecraft operating in low Earth orbit (LEO), subject to both constant and periodic disturbances. To overcome the limitations of conventional approaches, a composite control strategy is proposed, combining a sliding mode controller, a disturbance observer for constant disturbance estimation, and an internal model controller for periodic disturbance compensation. The asymptotic stability of the closed-loop system is rigorously proved using Lyapunov theory. Numerical simulations performed under MATLAB/Simulink validate the effectiveness of the proposed approach in terms of pointing accuracy, disturbance rejection, and flexible structure vibration attenuation.

Résumé

Ce mémoire traite du contrôle d'attitude d'un satellite flexible évoluant en orbite terrestre basse (LEO), soumis à des perturbations constantes et périodiques. Face aux limitations des approches classiques, une stratégie de commande composite est proposée, combinant une commande par modes glissants, un observateur de perturbations pour l'estimation des perturbations constantes, et un contrôleur en mode interne pour la compensation des perturbations périodiques. La stabilité asymptotique du système en boucle fermée est démontrée par la théorie de Lyapunov. Des simulations numériques sous MATLAB/Simulink valident l'efficacité de l'approche en termes de précision de pointage, de rejet des perturbations et d'atténuation des vibrations des structures flexibles.

الملخص

تناول هذه المذكرة التحكم في حال القمر الصناعي المرن يدور في مدار أرضي منخفض LEO ويتعرض لاضطرابات ثابتة ودورية. في مواجهة محدودية المناهج الكلاسيكية، يُقترح نهج تحكم مركّب يجمع بين التحكم بوضع الانزلاق، ومراقب الاضطرابات لتقدير الاضطرابات الثابتة، ومتحكم الوضع الداخلي للتعويض عن الاضطرابات الدورية. يُثبت الاستقرار التقاربي للنظام في الحلقة المغلقة بواسطة نظرية ليابونوف. تُصادق المحاكاة العددية على منصة MATLAB/Simulink على فعالية النهج المقترح من حيث دقة التوجيه، ورفض الاضطرابات، وتخفيف اهتزازات الهياكل المرنة.

Table des matières

Liste des figures **10**

Liste des tableaux **11**

Liste des abréviations **11**

Introduction **12**

1 Présentation des satellites **15**
1.1 Introduction 15
1.2 Définition d'un satellite 15
1.3 Historique 15
1.4 Structure d'un satellite 18
1.4.1 Charge utile 18
1.4.2 Contrôle d'orbite et d'attitude 19
1.4.3 Contrôle thermique 19
1.4.4 Propulsion 19
1.4.5 Télémesure et télécommande 19
1.4.6 Gestion de bord (ordinateur de bord) 19
1.5 Types de satellites 20
1.5.1 Satellites de télécommunication 20
1.5.2 Satellites d'observation de la Terre 20
1.5.3 Satellites de navigation 21
1.5.4 Satellites scientifiques 21
1.6 Types d'orbites 22
1.6.1 Orbite basse 22
1.6.2 Orbite SSO 22
1.6.3 Orbite MEO 22
1.6.4 Orbite GEO 23
1.7 Mouvement du satellite 23
1.8 Conclusion 24

2 Détermination, contrôle d'attitude et environnement perturbateur des satellites **25**
2.1 Introduction . . . 25
2.2 Contrôle d'attitude . . . 25
2.3 Boucle de contrôle d'attitude . . . 26
2.3.1 Capteurs . . . 27
2.3.2 Actionneurs . . . 31
2.4 Couples de perturbation . . . 34
2.4.1 Introduction . . . 34
2.4.2 Perturbations externes . . . 35
2.4.3 Perturbations internes . . . 36
2.5 Conclusion . . . 39

3 Modélisation cinématique et dynamique de l'attitude du satellite **40**
3.1 Introduction . . . 40
3.2 Systèmes de coordonnées en contrôle d'attitude . . . 40
3.2.1 Repère inertiel . . . 40
3.2.2 Repère orbital local . . . 40
3.2.3 Repère satellite . . . 41
3.3 Représentation de l'attitude . . . 41
3.3.1 Angles d'Euler . . . 41
3.3.2 Matrice de rotation (DCM) . . . 43
3.3.3 Quaternions . . . 43
3.3.4 Paramètres de Rodrigues . . . 44
3.4 Équations du mouvement d'un satellite . . . 44
3.4.1 Équations dynamiques . . . 44
3.4.2 Équations cinématiques . . . 45
3.5 Conclusion . . . 45

4 Étude, commande et simulation d'un satellite flexible **47**
4.1 Introduction . . . 47
4.1.1 Problématique . . . 47
4.1.2 Méthodologie proposée . . . 48
4.2 Modèle mathématique . . . 48
4.2.1 Vérification de la stabilité du contrôleur . . . 50
4.3 Simulation numérique et analyse des résultats . . . 52

Annexe **62**

Table des figures

1.1 Sputnik I [1] . . . 16
1.2 Sputnik II [2] . . . 17
1.3 Explorer 1 [3] . . . 17
1.4 Syncom [4] . . . 18
1.5 Satellite de télécommunication [5] . . . 20
1.6 Satellite d'observation de la terre [5] . . . 21
1.7 Satellite de Navigation [5] . . . 21
1.8 Satellite scientifique [5] . . . 22

2.1 Schéma fonctionnel du SCAO . . . 27
2.2 Capteur terrestre . . . 27
2.3 Capteur solaire . . . 28
2.4 Capteur d'étoiles . . . 29
2.5 Magnétomètre . . . 29
2.6 Capteur inertiel . . . 30
2.7 Récepteur GPS embarqué . . . 31
2.8 Roue à réaction . . . 32
2.9 Roue cinétique . . . 32
2.10 Actionneur magnétique (magnéto-coupleur) . . . 33
2.11 Système de propulsion . . . 34
2.12 Problématiques de pointage [6] . . . 34
2.13 Couple de gradient de gravité [7] . . . 35
2.14 Champ magnétique terrestre [8] . . . 36
2.15 Satellite avec panneaux solaires flexibles [9] . . . 37
2.16 Illustration schématique du ballottement d'ergol [10] . . . 38
2.17 Modèle mécanique équivalent du ballottement [10] . . . 39

3.1 Séquence de rotation . . . 42
3.2 Définition d'Angles d'Euler [11] . . . 42

4.1 Réponse temporale d'angle de roulis. . . . 52
4.2 Réponse temporale d'angle de tangage. . . . 53
4.3 Réponse temporale d'angle de lacet. . . . 53
4.4 Réponse temporale de la vitesse angulaire ω_x . . . 54
4.5 Réponse temporale de la vitesse angulaire ω_y . . . 55
4.6 Réponse temporale de la vitesse angulaire ω_z . . . 55

4.7 Modèle de satellite 62
4.8 Surface du glissement 62
4.9 Modèle de la commande 63
4.10 Quaternion 63

Liste des tableaux

1.1 Caractéristiques des types d'orbites 23

2.1 Ordres de grandeur des perturbations de stabilité subies par un satellite [12][13] 34

Liste des abréviations

Acronyme	Signification
ADCS	Système de Détermination et Contrôle d'Attitude
ADRC	Commande Active par Rejet de Perturbations
ACS	Système de Contrôle d'Attitude
CSS	Capteur Solaire Grossier
DCM	Matrice de Cosinus Directeurs
DOB	Commande basée sur l'observateur de Perturbations
FOG	Gyroscope à Fibre Optique
FSS	Capteur Solaire Fin
GEO	Orbite Géostationnaire
GPS	Système de Positionnement Globale
IGRF	Champ Géomagnétique International de Référence
IMU	Centrale Inertielle de Mesure
LEO	Orbite Terrestre Basse
LMI	Inégalité Matricielle Linéaire
MEO	Orbite Terrestre Moyenne
MRP	Paramètres de Rodrigues Modifiés
PD	Proportionnel-Dérivé
PID	Proportionnel-Intégral-Dérivé
RLG	Gyroscope à Laser en Anneau
SCA	Système de Contrôle d'Attitude
SCAO	Système de Contrôle d'Attitude et d'Orbite
SMC	Commande par Modes Glissants
SSO	Orbite Héliosynchrone

Introduction

Le contrôle d'attitude constitue l'un des piliers de l'ingénierie spatiale. Il désigne l'ensemble des techniques permettant d'orienter et de stabiliser un satellite selon une direction prescrite dans l'espace, condition indispensable à l'accomplissement de ses missions qu'il s'agisse de l'observation terrestre, des télécommunications ou de la navigation [14].
Historiquement, les premières approches de la dynamique et de la commande des satellites reposaient sur l'hypothèse du corps rigide, qui offrait l'avantage de simplifier sensiblement l'analyse dynamique et la synthèse des lois de commande. Cette modélisation classique demeure une référence incontournable dans la littérature spécialisée [15]. Dans ce cadre, le satellite est assimilé à une structure parfaitement indéformable, dont le comportement dynamique peut être décrit avec précision par les équations de la dynamique rotationnelle [16].

Toutefois, l'évolution des missions spatiales et la montée en exigence en termes de performance, de précision et d'autonomie ont orienté la conception vers des satellites de plus grande envergure, à la fois plus légers et équipés d'appendices déployables de grandes dimensions : panneaux solaires, antennes et structures de support. Ces éléments, généralement réalisés en matériaux légers pour minimiser la masse totale de l'engin, confèrent inévitablement un comportement flexible à l'ensemble de la structure. Dès lors, le satellite ne peut plus être traité comme un corps rigide ; il doit être modélisé comme un système flexible, dans lequel la dynamique du corps central est étroitement couplée aux vibrations élastiques des appendices, phénomène communément désigné sous le terme de couplage rigide–flexible [17, 18]. Ce couplage introduit une complexité supplémentaire tant dans la modélisation que dans la conception des lois de commande, dans la mesure où les oscillations structurelles sont susceptibles d'interagir avec la dynamique d'attitude du satellite.

En effet, négliger ces effets de flexibilité lors de la conception du système de commande peut engendrer des oscillations résiduelles persistantes, dégrader la précision de pointage et, dans les cas les plus critiques, compromettre la stabilité globale du système de contrôle d'attitude [17, 19, 20]. De nombreux travaux ont mis en évidence que ces vibrations sont susceptibles de perturber significativement les performances du système, en particulier lors des manœuvres rapides ou des phases de stabilisation. Il ressort notamment des études comparatives que, contrairement au modèle rigide qui produit un mouvement parfaitement déterministe, le modèle flexible génère un comportement oscillatoire résultant des vibrations des appendices [16, 19]. Ces constats soulignent la nécessité d'intégrer explicitement les effets de flexibilité dans la modélisation et la synthèse des lois de commande, afin d'obtenir une repré-

sentation fidèle du comportement dynamique des satellites modernes.

Diverses méthodes de commande ont été développées pour assurer le contrôle d'attitude des satellites. Les premières approches actives reposaient sur des correcteurs de type PD ou PID, capables de stabiliser le système et de garantir la bande passante de contrôle requise. Toutefois, pour les structures flexibles, la tâche s'avère plus délicate : les modes flexibles proches de cette bande passante peuvent compromettre la stabilité, et les correcteurs PID/PD peinent à offrir des performances satisfaisantes, notamment pour les satellites de télécommunications.

Afin de pallier ces limitations, plusieurs approches modernes ont été proposées. Parmi elles, la commande par modes glissants s'est imposée comme une technique particulièrement efficace, appliquée à la conception de lois de contrôle d'attitude en association avec le contrôle actif des vibrations [21, 22]. Elle présente néanmoins un inconvénient majeur : la nature discontinue de sa loi de commutation génère des oscillations indésirables, connues sous le nom de chattering.

Par ailleurs, des approches basées sur la commande robuste H_∞ et les techniques d'analyse par inégalités matricielles linéaires (LMI) ont été proposées pour la synthèse des lois de commande d'attitude des satellites flexibles [23, 24]. Ce formalisme permet d'obtenir de bonnes performances en rejet de perturbations, bien que son efficacité pour la stabilisation fine de l'attitude demeure limitée. Une comparaison entre un contrôleur H_∞ structuré et son homologue classique, appliquée aux grands satellites flexibles, a par ailleurs été conduite dans [25].

Dans ce contexte, le développement de techniques d'estimation des perturbations apparaît comme une voie prometteuse pour atténuer les limitations rencontrées par la commande feedforward traditionnelle. La commande basée sur l'observateur de perturbations a été considérée comme l'une des approches les plus efficaces pour l'atténuation des perturbations ; elle peut être moins conservatrice pour de nombreux types de perturbations et est facile à intégrer avec d'autres contrôleurs en boucle fermée : PD, H_∞ et les contrôleurs à structure variable [26, 27, 28].

Dans ce travail, le problème du contrôle d'attitude d'un satellite flexible à trois axes évoluant en orbite terrestre basse (LEO) est étudié. Les satellites flexibles sont soumis à diverses perturbations externes et internes, notamment des perturbations constantes et périodiques, qui peuvent dégrader les performances de pointage et exciter les modes vibratoires de la structure. Afin de faire face à ces difficultés, une stratégie de commande basée sur les modes glissants est développée en raison de sa robustesse reconnue vis-à-vis des incertitudes de modélisation et des perturbations. La stabilité asymptotique du système en boucle fermée est démontrée à l'aide de la théorie de Lyapunov. Des simulations numériques sont ensuite réalisées afin d'analyser et de comparer les performances des deux stratégies en termes de précision de poursuite, de rapidité de convergence, de rejet des perturbations et d'atténuation des vibrations flexibles. Les résultats obtenus mettent en évidence l'efficacité de la stratégie composite et montrent l'intérêt de l'intégration de la commande interne pour améliorer la robustesse et les performances globales du contrôle d'attitude des satellites flexibles.

CHAPITRE 1

Présentation des satellites

1.1 Introduction

Depuis les premières civilisations, l'être humain a toujours regardé le ciel avec fascination et curiosité. C'est le 4 octobre 1957 que cette fascination s'est transformée en réalité technologique, avec la mise sur orbite du premier satellite artificiel soviétique, Spoutnik 1. En l'espace de quelques décennies, ce qui n'était qu'une vision futuriste est devenu un pilier fondamental de nos infrastructures modernes.

À l'heure actuelle, plusieurs milliers de satellites gravitent autour de notre planète, remplissant des fonctions aussi variées que les télécommunications, la prévision météorologique, la géolocalisation, la surveillance environnementale et l'astronomie. Ces machines sophistiquées façonnent profondément notre manière de communiquer, de nous orienter et d'appréhender notre monde.

L'objectif de ce premier chapitre est d'établir les bases théoriques et techniques indispensables à la maîtrise des systèmes satellitaires. Il parcourt successivement la définition d'un satellite. L'évolution historique de l'exploration spatiale, les notions fondamentales, les différentes familles de satellites selon leur vocation et leur orbite, l'architecture interne de ces engins, ainsi que les procédures de mise en orbite.

1.2 Définition d'un satellite

Un satellite artificiel est un objet fabriqué par l'être humain, envoyé dans l'espace à l'aide d'un lanceur et gravitant autour d'une planète ou d'un satellite naturel comme la Lune. La vitesse imprimée par la fusée au satellite lui permet de se maintenir pratiquement indéfiniment dans l'espace en décrivant une orbite autour du corps céleste. Celle-ci, définie en fonction de la mission du satellite, peut prendre différentes formes : Héliosynchrone, géostationnaire, elliptique, circulaire et se situer à des altitudes plus ou moins élevées, classifiées en orbite basse, moyenne ou haute [29]

1.3 Historique

La toute première évocation d'un satellite artificiel apparaît dans la nouvelle *The Brick Moon* d'Edward Everett Hale (1869) [30]. Jules Verne aborde également cette idée dans *Les 500 millions de la Bégum* (1879). En 1903, Constantin Tsiolkovsky publie

le premier traité scientifique consacré à l'utilisation des fusées pour propulser des engins dans l'espace, établissant notamment la vitesse minimale de satellisation, fixée à 8 km/s [31].

En 1945, l'écrivain et visionnaire Arthur C. Clarke décrit avec précision le principe des satellites de télécommunications, proposant un réseau de trois satellites en orbite géostationnaire pour assurer une couverture planétaire complète [32].

Le premier satellite artificiel de l'histoire fut lancé par l'Union soviétique le 4 octobre 1957. Baptisé *Sputnik I* — terme russe signifiant « compagnon de voyage » — il se présentait sous la forme d'une sphère métallique comparable en taille à un ballon de basket, équipée de quatre antennes, comme l'illustre la figure 1.4. Il émit des signaux radio vers la Terre pendant trois semaines, avant que ses batteries ne s'épuisent et qu'il ne se consume en rentrant dans l'atmosphère .



Figure 1.1 – Sputnik I [1]

Moins d'un mois plus tard, le *Sputnik II* était lancé le 3 novembre 1957, emportant à son bord la chienne Laïka, premier être vivant à orbiter autour de la Terre. Ces succès soviétiques consécutifs marquèrent le coup d'envoi d'une compétition spatiale sans précédent entre les deux superpuissances de l'époque.



Figure 1.2 – Sputnik II [2]

Le 31 janvier 1958, les États-Unis répliquèrent avec le lancement de leur premier satellite, *Explorer 1*, propulsé par une fusée Jupiter-C conçue sous la direction de Wernher von Braun. D'une masse de 13,9 kg, ce satellite permit notamment la découverte des ceintures de radiation de Van Allen.

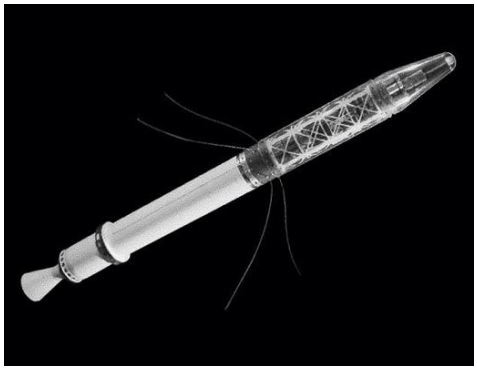


Figure 1.3 – Explorer 1 [3]

La mise en orbite du premier satellite géostationnaire, *Syncom I*, en février 1963, ouvrit la voie à l'exploitation commerciale des satellites de télécommunications. Deux ans plus tard, au printemps 1965, *Intelsat I* — également connu sous le nom d'*Early Bird* — inaugura le premier service commercial par satellite à l'échelle mondiale.



Figure 1.4 – Syncom [4]

En novembre 1965, la France rejoignit le cercle très fermé des puissances spatiales en plaçant sur orbite le satellite *Astérix*, devenant ainsi le troisième pays à disposer de cette capacité, après l'URSS et les États-Unis [33].

Au cours des années 1990 et 2000, le secteur satellite connut une profonde transformation économique. Les organisations internationales comme Intelsat et régionales comme Eutelsat furent progressivement privatisées, tandis que de nouveaux opérateurs privés émergèrent, renforçant la compétitivité du marché.

1.4 Structure d'un satellite

Un satellite artificiel constitue un système d'une grande complexité, composé de plusieurs sous-systèmes étroitement interdépendants, chacun remplissant une fonction précise et vitale pour le bon déroulement de la mission. De façon générale, l'architecture d'un satellite se divise en deux grandes parties : la **charge utile**, qui regroupe les instruments dédiés à la mission (caméras, antennes, capteurs, etc.), et la **plateforme**, qui rassemble l'ensemble des sous-systèmes assurant le support et le fonctionnement global du satellite.

1.4.1 Charge utile

Une charge utile est un sous-système qui exécute des fonctions liées à l'objectif d'une mission. Cela varie considérablement d'une mission à l'autre, mais les éléments suivants qui composent la plate-forme sont généralement présents sur tous les satellites.

1.4.2 Contrôle d'orbite et d'attitude

Le sous-système de commande d'attitude (ou stabilisation) a pour fonction de maintenir pendant toute la vie orbitale du satellite (depuis la séparation du lanceur jusqu'à la défaillance ou la rentrée dans l'atmosphère du satellite), l'attitude et les vitesses angulaires dans les fourchettes autour des valeurs désirées (consignes). Ces consignes sont évidemment fonction de la mission de la phase de la vie. En effet, au cours de sa vie orbitale, interviennent diverses phases qui se différencient non seulement par les consignes d'attitude et de mouvement mais aussi par les conditions initiales, La nature et l'ampleur des perturbations sont essentiellement liées :

— à la traînée atmosphérique.
— à la non sphéricité de la terre.
— à l'influence de la lune.
— à la pression du rayonnement du soleil.

1.4.3 Contrôle thermique

Le sous-système de contrôle thermique a pour mission de maintenir l'ensemble des équipements du satellite dans leurs plages de température de fonctionnement, et ce durant toutes les phases de la mission. Il combine des techniques passives — telles que les revêtements de surface et les isolants multi-couches et des techniques actives comme les radiateurs ou les volets réglables, pour réguler les flux thermiques en toutes circonstances.

1.4.4 Propulsion

Le sous-système propulsif a pour fonction de créer les accroissements de vitesse nécessaires à toutes les manœuvres du satellite au cours de toute sa vie depuis la manœuvre d'apogée jusqu'au manœuvres périodiques de contrôle de poste ou de contrôle d'attitude.

1.4.5 Télémesure et télécommande

Ce sous-système constitue le lien de communication entre le satellite et les stations au sol :

— **Télémesure** : transmission vers la Terre des données de télémétrie et d'état du satellite.
— **Télécommande** : réception et exécution des instructions envoyées depuis le centre de contrôle.

Il s'agit d'un composant critique, sans lequel le satellite ne pourrait être surveillé ni commandé depuis le sol.

1.4.6 Gestion de bord (ordinateur de bord)

L'ordinateur de bord est le système informatique central du satellite. Il remplit trois fonctions principales :

— Le traitement et la gestion des données embarquées.
— La coordination et la supervision de l'ensemble des sous-systèmes.

— L'exécution autonome des séquences de commandes.

1.5 Types de satellites

Les satellites artificiels se répartissent en plusieurs grandes catégories, définies par leur mission principale. Chaque type est conçu pour répondre à des besoins spécifiques dans des domaines aussi variés que les télécommunications, l'observation de la Terre, la navigation ou encore la recherche scientifique.

1.5.1 Satellites de télécommunication

Parmi les applications les plus développées de l'espace, les satellites de télécommunications occupent une place prépondérante. Ils assurent la transmission de signaux entre différents points du globe, rendant possible la diffusion télévisée, les communications téléphoniques et l'accès à Internet. Généralement placés en orbite géostationnaire, ils couvrent une zone fixe de la surface terrestre grâce à des transpondeurs qui reçoivent, amplifient et retransmettent les signaux. La figure 1.5 illustre un satellite de ce type en orbite.



Figure 1.5 – Satellite de télécommunication [5]

1.5.2 Satellites d'observation de la Terre

Ces satellites sont dédiés à la surveillance et à l'analyse de la surface terrestre ainsi que de son atmosphère. Leur rôle est déterminant dans des domaines tels que la météorologie, la gestion des ressources naturelles et le suivi environnemental. Les satellites météorologiques, par exemple, permettent d'anticiper les évolutions climatiques et de prévenir les populations face aux phénomènes naturels extrêmes.



Figure 1.6 – Satellite d'observation de la terre [5]

1.5.3 Satellites de navigation

Les satellites de navigation ont pour vocation de fournir des informations de positionnement et de synchronisation temporelle à l'échelle planétaire. Le système GPS en représente l'exemple le plus emblématique : grâce à une constellation de satellites en orbite moyenne, il permet à tout utilisateur de connaître sa position géographique avec une précision remarquable.



Figure 1.7 – Satellite de Navigation [5]

1.5.4 Satellites scientifiques

Destinés à l'exploration de l'Univers et à la recherche fondamentale, les satellites scientifiques permettent l'étude des corps célestes, des phénomènes astrophysiques et du milieu interplanétaire. Certains d'entre eux sont également utilisés pour mener des expériences en microgravité. Leurs découvertes ont considérablement enrichi nos connaissances en astrophysique, en cosmologie et en physique fondamentale.

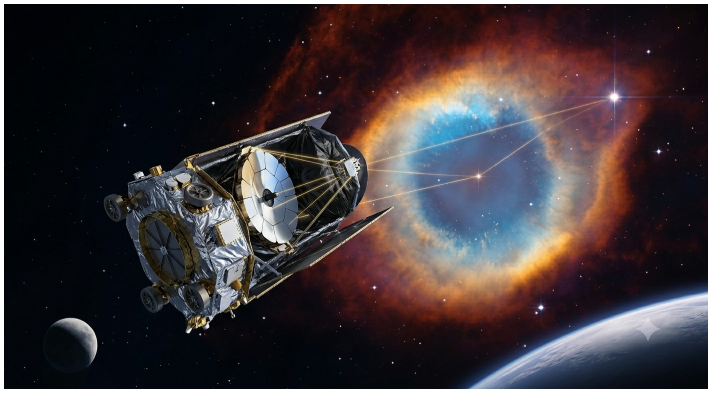


Figure 1.8 – Satellite scientifique [5]

1.6 Types d'orbites

On distingue principalement trois familles d'orbites dans lesquelles évoluent les satellites :

1.6.1 Orbite basse

L'orbite basse terrestre (LEO) est située entre 200 et 2 000 km d'altitude au-dessus de la Terre. Les satellites placés sur cette orbite effectuent une révolution complète en environ 90 minutes. Cette orbite se caractérise par une faible distance par rapport à la Terre, ce qui permet d'obtenir des images de haute résolution et de réduire le temps de transmission des données. Elle est largement utilisée pour les satellites d'observation, les satellites de télécommunication à basse altitude ainsi que les stations spatiales.

1.6.2 Orbite SSO

L'orbite héliosynchrone (SSO) est une orbite particulière située généralement entre 600 et 800 km d'altitude avec une inclinaison proche de 98°. Dans cette orbite, le satellite passe au-dessus d'un même point de la Terre à la même heure solaire locale, ce qui garantit des conditions d'éclairage constantes lors des prises d'images. Cette caractéristique rend l'orbite SSO très adaptée aux missions d'observation de la Terre, de cartographie et de surveillance environnementale.

1.6.3 Orbite MEO

L'orbite moyenne terrestre (MEO) se situe entre 2 000 et 36 000 km d'altitude. Les satellites placés dans cette région possèdent une période orbitale d'environ 12 heures. Cette orbite représente un compromis entre couverture terrestre et distance de transmission. Elle est principalement utilisée pour les systèmes de navigation et de positionnement, tels que les satellites GPS, Galileo et GLONASS.

1.6.4 Orbite GEO

L'orbite géostationnaire (GEO) est localisée à environ 36 000 km d'altitude au-dessus de l'équateur terrestre. Un satellite placé sur cette orbite possède une période orbitale égale à la rotation de la Terre, soit 24 heures. Ainsi, il apparaît immobile par rapport à un observateur terrestre. Cette propriété permet d'assurer une couverture continue d'une même zone géographique, ce qui rend l'orbite GEO particulièrement adaptée aux télécommunications, à la télévision par satellite et à la météorologie.

Le tableau ci-dessous présente un récapitulatif des principales orbites et de leurs utilisations :

Table 1.1 – Caractéristiques des types d'orbites

Type d'orbite	Altitude	Utilisation principale
LEO	500–2 000 km	Observation, télécommunications
MEO	2 000–36 000 km	Navigation (GPS)
GEO	36 000 km	Météorologie, télécommunications
SSO	$\approx$ 800 km	Imagerie terrestre

1.7 Mouvement du satellite

Le mouvement des satellites artificiels en orbite terrestre est régi par les lois fondamentales de la mécanique céleste, fondées sur l'interaction gravitationnelle entre la Terre et le satellite. Cette trajectoire orbitale résulte de l'équilibre entre l'attraction gravitationnelle terrestre et la vitesse du satellite, conformément aux travaux d'Isaac Newton. La loi de la gravitation universelle exprime la force exercée par la Terre sur un satellite par la relation :

$$F = \frac{GM_T m}{r^2} \tag{1.1}$$

où G désigne la constante gravitationnelle universelle, M_T la masse de la Terre, m la masse du satellite et r la distance séparant leurs centres de masse. Cette force joue le rôle de force centripète, maintenant le satellite sur sa trajectoire elliptique.

Le mouvement orbital est par ailleurs décrit par les **lois de Kepler**, formulées par Johannes Kepler. La première loi stipule que tout satellite décrit une orbite elliptique dont la Terre occupe l'un des foyers. La distance satellite–Terre en fonction de la position angulaire est donnée par :

$$r(\theta) = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e\cos(\theta)} \tag{1.2}$$

où $r(\theta)$ est la distance satellite–Terre, a le demi-grand axe de l'ellipse, e son excentricité, et θ l'anomalie vraie, c'est-à-dire l'angle mesuré entre la position actuelle du satellite et son périgée.

La deuxième loi, appelée **loi des aires**, énonce que le segment reliant la Terre au satellite balaie des aires égales en des temps égaux. Il en résulte que la vitesse orbitale du satellite n'est pas constante : elle est maximale au périgée et minimale à l'apogée :

$$\frac{dA}{dt} = \text{constante} \tag{1.3}$$

Enfin, la **troisième loi** de Kepler établit une relation quantitative entre la période de révolution T d'un satellite et le demi-grand axe a de son orbite, selon la formule :

$$T^2 = \frac{4\pi^2}{GM} a^3 \tag{1.4}$$

où G est la constante gravitationnelle et M la masse de la Terre. Cette relation est essentielle pour le dimensionnement des missions spatiales.

Dans un modèle simplifié, on assimile la Terre à une sphère homogène et on ne considère que l'attraction gravitationnelle. Toutefois, la réalité orbitale est bien plus complexe : de nombreuses perturbations viennent altérer la trajectoire idéale. Parmi celles-ci figurent l'aplatissement polaire de la Terre (effet J_2), la résistance atmosphérique pour les orbites basses, ainsi que les influences gravitationnelles de la Lune et du Soleil. Ces perturbations feront l'objet d'une analyse approfondie dans le chapitre suivant.

1.8 Conclusion

En conclusion, ce chapitre a offert une vue d'ensemble structurée sur les satellites artificiels, en retraçant leur évolution historique depuis les premières théorisations jusqu'aux applications modernes, et en détaillant leurs principales catégories ainsi que les orbites dans lesquelles ils évoluent. L'examen de l'architecture interne d'un satellite a mis en lumière les sous-systèmes indispensables à son fonctionnement, notamment l'alimentation, le contrôle d'attitude et les communications. L'analyse du mouvement orbital a quant à elle permis de rappeler les lois physiques fondamentales qui gouvernent la dynamique des satellites.
L'ensemble de ces éléments constitue un socle théorique essentiel pour aborder l'étude des systèmes spatiaux, et en particulier la modélisation et le contrôle d'attitude des satellites. Ce cadre conceptuel servira de fondement aux développements plus approfondis qui seront présentés dans les chapitres suivants.

CHAPITRE 2

Détermination, contrôle d'attitude et environnement perturbateur des satellites

2.1 Introduction

Tout satellite en orbite est exposé à un ensemble de couples perturbateurs — effets de la traînée atmosphérique résiduelle, pression du rayonnement solaire, gradient de gravité, entre autres — qui altèrent continuellement son orientation. Pour préserver une attitude conforme aux exigences opérationnelles, un Système de Contrôle d'Attitude (SCA) est indispensable. Ce système intègre l'ensemble des capteurs, actionneurs et algorithmes de commande qui permettent de détecter et de corriger, de manière autonome, toute déviation par rapport à l'orientation de référence.

Selon la nature de la mission, le satellite est tenu d'orienter ses instruments embarqués vers des cibles précises et changeantes. Les missions d'observation astronomique imposent le pointage d'un télescope vers un objet céleste avec une précision de l'ordre de la seconde d'arc, tandis que les satellites d'observation terrestre doivent maintenir un regard constant vers la surface. Les satellites de télécommunication, quant à eux, sont tenus de diriger leurs antennes vers des zones géographiques déterminées, en effectuant parfois des reconfigurations successives de visée.

Lorsqu'un écart d'attitude est détecté, des lois de contrôle spécifiques sont activées pour ramener le satellite à son orientation nominale. Le contrôle d'attitude est donc une discipline transversale et exigeante, qui mobilise simultanément des compétences en mécanique, physique, automatique, informatique et mathématiques appliquées.

Ce chapitre propose une présentation structurée des concepts fondamentaux du contrôle d'attitude des véhicules spatiaux. Il met en lumière l'importance de cette discipline, expose les principales exigences selon les types de missions, puis détaille les capteurs et actionneurs qui constituent le cœur du système de détermination et de commande de l'attitude.

2.2 Contrôle d'attitude

Le contrôle d'attitude d'un satellite regroupe l'ensemble des méthodes et dispositifs permettant d'orienter et de stabiliser un engin spatial selon des axes de référence définis dans l'espace. De manière précise, l'attitude d'un satellite est caractérisée par trois angles de rotation — tangage, roulis et lacet — qui décrivent son orientation

par rapport à un repère inertiel ou local [14]. Cette orientation doit être gérée avec soin afin de garantir le bon fonctionnement des instruments à bord, qu'il s'agisse de capteurs optiques, d'antennes de communication ou de panneaux solaires.

Le système en charge de cette fonction est désigné sous l'acronyme **ADCS** (*Attitude Determination and Control System*). Il repose sur deux fonctions complémentaires : la **détermination d'attitude**, qui consiste à estimer l'orientation instantanée du satellite à partir des données fournies par les capteurs (magnétomètres, gyroscopes, capteurs stellaires), et le **contrôle d'attitude** proprement dit, qui agit sur cette orientation par le biais d'actionneurs tels que les roues à inertie, les tuyères ou les magnéto-coupleurs [34]. Les formalismes mathématiques mobilisés, notamment les quaternions et les matrices de rotation, sont choisis pour éviter les singularités numériques inhérentes aux représentations en angles d'Euler [35]. L'ADCS garantit ainsi que le satellite maintient une orientation conforme à sa mission tout au long de sa vie opérationnelle en orbite.

Pour assurer pleinement son rôle, le contrôleur d'attitude doit être en mesure d'accomplir les trois fonctions suivantes :

— Estimer l'attitude courante du satellite à partir des mesures capteurs.
— Calculer l'erreur entre l'attitude courante et l'attitude de consigne.
— Générer et appliquer les couples correcteurs via les actionneurs (tuyères, magnéto-coupleurs, roues de réaction) afin d'annuler cette erreur.

2.3 Boucle de contrôle d'attitude

Dans un cas idéal où le modèle mathématique du système est parfait et exempt de toute perturbation, il suffit de générer un signal de commande calculé à partir de la connaissance des dynamiques du système, sans avoir besoin d'observer les sorties réelles. Il s'agit du principe de la **commande en boucle ouverte**, dont l'avantage est la simplicité, mais dont la robustesse face aux incertitudes et perturbations est inexistante.

En réalité, le satellite évolue dans un environnement perturbé, et les sorties effectives s'écartent inévitablement des valeurs souhaitées. Il devient alors impératif d'introduire une boucle de retour sur les sorties mesurées. Cette architecture en **boucle fermée** améliore significativement les performances dynamiques : rapidité de réponse, rejet des perturbations, suivi précis des consignes et capacité à stabiliser des comportements naturellement instables [36].

Dans sa configuration générale, le système de contrôle d'attitude et d'orbite (SCAO) d'un satellite est constitué de trois sous-ensembles interdépendants : le sous-ensemble de mesure d'attitude (capteurs), le sous-ensemble d'actuation (actionneurs), et le logiciel applicatif embarqué (lois de commande). L'organisation de ces blocs est représentée à la figure 2.1.

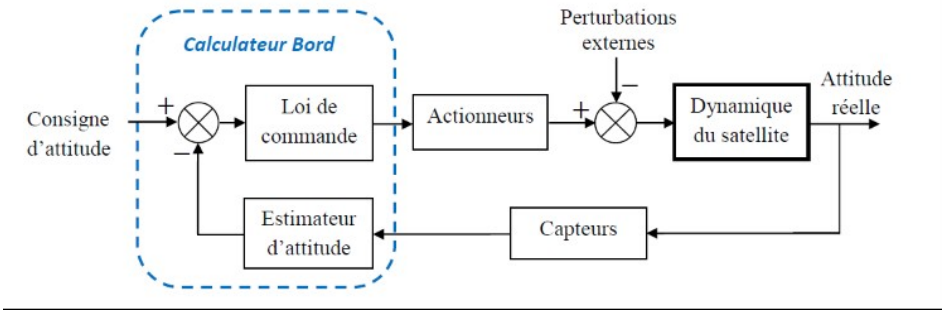


Figure 2.1 – Schéma fonctionnel du SCAO

2.3.1 Capteurs

Les capteurs constituent le premier maillon de la chaîne du SCAO. Le choix d'un capteur d'attitude dépend de plusieurs critères : les exigences de pointage et de stabilité imposées par la mission, la disponibilité des sources de référence, et les contraintes de masse et de consommation [37].

Capteurs terrestres

Les capteurs terrestres, parfois nommés capteurs d'horizon ou *Earth sensors*, sont des instruments qui détectent le limbe terrestre — la frontière entre l'atmosphère et l'espace — afin de déterminer la direction du nadir, point situé directement sous le satellite [14]. Leur fonctionnement repose sur la détection du rayonnement infrarouge émis par l'atmosphère dans la bande spectrale 14–16 µm, correspondant à l'émission du dioxyde de carbone (CO_2), ce qui les rend insensibles aux conditions d'éclairage solaire [34].

On distingue deux architectures principales : les capteurs **statiques** (*fixed head*), qui observent en permanence un champ de vue fixe de part et d'autre du limbe, et les capteurs **à balayage** (*scanning*), dont un miroir rotatif explore cycliquement l'horizon pour déduire les angles de tangage et de roulis avec une précision typique de 0,05° à 0,1° [37]. Ces instruments sont particulièrement adaptés aux orbites basses (LEO) et géostationnaires (GEO). La figure 2.2 illustre un exemple de ce type de capteur.



Figure 2.2 – Capteur terrestre

Capteurs solaires

Les capteurs solaires (*sun sensors*) figurent parmi les instruments les plus simples, les plus légers et les plus fiables de la gamme des capteurs d'attitude. Leur rôle est de déterminer la direction du Soleil par rapport au repère satellite [14]. Leur principe repose sur la photodétection : des cellules photovoltaïques ou des photodiodes mesurent l'intensité du flux solaire incident, et la comparaison des signaux provenant de plusieurs détecteurs permet de calculer l'angle d'incidence du rayonnement [34].

Trois niveaux de performance sont distingués :

— Les **capteurs grossiers** (*Coarse Sun Sensors*, CSS) : précision de 1° à 5°, champ de vue hémisphérique, destinés aux phases d'acquisition initiale et de survie.

— Les **capteurs fins** (*Fine Sun Sensors*, FSS) : précision de 0,01° à 0,1°, champ de vue limité à ±30° à ±60°.

— Les **capteurs numériques à fente** (*digital sun sensors*) : réseaux de fentes codées produisant directement une mesure angulaire binaire [37].

La contrainte principale de ces capteurs est leur indisponibilité lors des éclipses orbitales, ce qui nécessite leur association avec d'autres instruments pour garantir une couverture continue [38]. La figure 2.3 présente un exemple de capteur solaire.



Figure 2.3 – Capteur solaire

Capteurs d'étoiles

Les capteurs d'étoiles (*star trackers*) représentent la technologie la plus précise disponible pour la détermination absolue de l'attitude, offrant une orientation tridimensionnelle complète avec des précisions pouvant atteindre quelques secondes d'arc. Leur principe consiste à acquérir une image du ciel étoilé via un capteur CCD ou CMOS, puis à identifier les étoiles observées par confrontation avec un catalogue stellaire embarqué, afin de reconstituer l'orientation absolue du satellite dans le repère inertiel céleste [14].

Deux modes de fonctionnement coexistent : le mode *lost-in-space*, dans lequel le capteur détermine son orientation sans connaissance préalable en quelques secondes, et le mode *tracking*, dans lequel il suit des étoiles déjà identifiées pour fournir des mises à jour continues à haute cadence [34]. Les performances typiques d'un *star tracker* moderne sont de 1 à 5 secondes d'arc en précision de pointage, avec une fréquence de mise à jour de 1 à 10 Hz. Leur principale vulnérabilité est l'éblouissement provoqué par le Soleil, la Lune ou l'albédo terrestre, ainsi que la dégradation progressive du détecteur sous l'effet des radiations ionisantes en orbite [37]. Ces instruments équipent les missions d'observation à haute résolution et les télescopes spatiaux comme *Hubble* ou *Gaia*. La figure 2.4 en présente un exemple.



Figure 2.4 – Capteur d'étoiles

Magnétomètres

Les magnétomètres sont des capteurs qui mesurent le vecteur du champ magnétique terrestre local et en déduisent une information d'attitude par comparaison avec un modèle géomagnétique embarqué, tel que le modèle *International Geomagnetic Reference Field* (IGRF) [14]. La technologie la plus répandue est l'effet *fluxgate* : un noyau ferromagnétique soumis à une excitation alternative produit un signal dont l'asymétrie, induite par le champ ambiant, permet de mesurer les trois composantes vectorielles du champ avec une résolution de quelques nanoteslas [35].

Bien que leur précision d'attitude soit modeste (0,5° à 3° selon l'altitude), les magnétomètres se distinguent par leur passivité, leur robustesse, leur légèreté et leur disponibilité permanente, y compris en période d'éclipse [39]. Leur principal défaut est la dépendance vis-à-vis de la précision du modèle géomagnétique, dont les erreurs s'accroissent avec l'altitude, ainsi que leur sensibilité aux perturbations magnétiques générées par les équipements embarqués eux-mêmes [38]. Ils sont très utilisés dans les nanosatellites et cubesats, souvent couplés à des magnéto-coupleurs. La figure 2.5 illustre ce type de capteur.

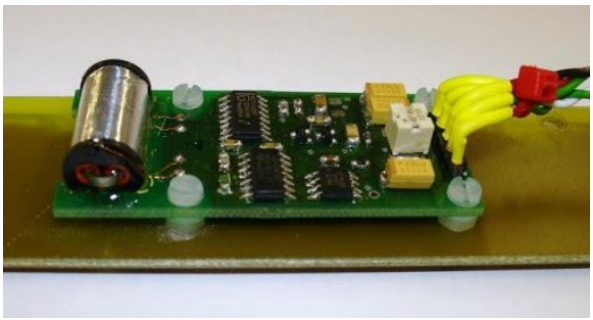


Figure 2.5 – Magnétomètre

Capteurs inertielles

Les capteurs inertiels comprennent principalement les gyroscopes et les accéléromètres. Leur rôle est de mesurer, respectivement, les vitesses angulaires et les accélérations propres du satellite, sans recourir à aucune référence externe [14]. Les gyroscopes mécaniques classiques exploitent la conservation du moment cinétique d'un rotor en rotation rapide. Les gyroscopes à laser à anneau (*Ring Laser Gyroscope*,

RLG) et les gyroscopes à fibre optique (*Fiber Optic Gyroscope*, FOG) reposent sur l'effet Sagnac — un déphasage entre deux faisceaux lumineux contrapropageants dans un milieu en rotation — pour mesurer les vitesses angulaires avec des précisions allant de 0,001°/h à 0,1°/h [34].

Les unités de mesure inertielle (*Inertial Measurement Unit*, IMU) combinent trois gyroscopes et trois accéléromètres selon les trois axes du satellite. Leur inconvénient majeur est la dérive (*drift*) : l'accumulation d'erreurs intégrées dans le temps rend leur utilisation autonome impossible sur de longues durées et impose une recalibration périodique par des capteurs absolus tels que les star trackers [14]. Ils demeurent néanmoins indispensables lors des phases de manœuvres rapides et pour les hautes fréquences de la boucle de contrôle d'attitude. La figure 2.6 présente un exemple de capteur inertiel.



Figure 2.6 – Capteur inertiel

GPS (Global Positioning System)

Initialement conçu pour la navigation et la localisation orbitale, le GPS a progressivement étendu son domaine d'application à la détermination d'attitude grâce à la technique de mesure différentielle de phase de porteuse entre plusieurs antennes réceptrices réparties sur la structure du satellite. En mesurant les différences de phase des signaux reçus simultanément par au moins deux antennes séparées d'une distance connue (*baseline*), il est possible de calculer l'orientation du vecteur *baseline* dans le repère inertiel avec une précision typique de 0,1° à 1° [14].

Cette technique, connue sous le nom de *GPS Attitude Determination*, permet d'obtenir simultanément la position orbitale, la vitesse et l'attitude du satellite à partir d'un seul système, représentant un avantage considérable en termes de masse et de consommation pour les petits satellites [34]. Sa limite principale réside dans la nécessité d'une visibilité directe sur un nombre suffisant de satellites GPS, condition parfois difficile à satisfaire en orbite géostationnaire ou haute orbite [38]. La figure 2.7 illustre ce système.

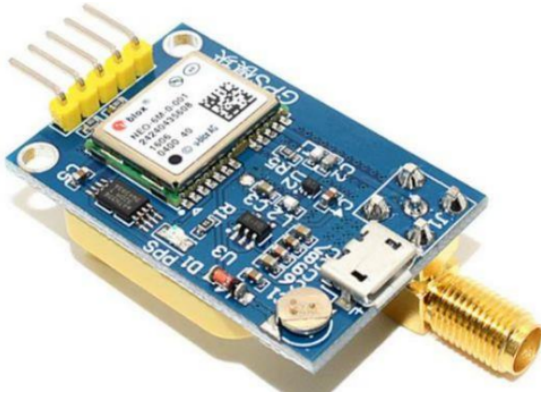


Figure 2.7 – Récepteur GPS embarqué

2.3.2 Actionneurs

Un actionneur est un dispositif conçu pour engendrer des forces ou des couples capables de modifier l'orientation du satellite et de corriger son attitude. Au minimum un actionneur est requis pour assurer la commandabilité du système [40].

Actionneurs inertiels

Les actionneurs inertiels constituent la famille la plus répandue pour le contrôle d'attitude de haute précision. Leur principe fondamental repose sur la loi de conservation du moment cinétique : tout couple appliqué à une masse tournante embarquée génère, par réaction, un couple opposé sur la structure du satellite [14].

Trois types principaux se distinguent au sein de cette famille :

— Les **roues à réaction** (*reaction wheels*) : des volants d'inertie motorisés dont la vitesse est modulée autour d'un point nominal, généralement nul au repos. Une accélération de la roue dans un sens produit par réaction une rotation du satellite dans le sens opposé, permettant un contrôle fin et continu de l'attitude avec des précisions de pointage inférieures à 0,001° [34].

— Les **roues cinétiques** (*momentum wheels*) : fonctionnent selon le même principe mais tournent en permanence à une vitesse nominale élevée (plusieurs milliers de tours par minute), fournissant un moment cinétique gyroscopique stabilisateur qui rigidifie l'attitude autour d'un axe privilégié [37].

L'inconvénient commun à ces actionneurs est la **saturation** : lorsqu'une roue atteint sa vitesse maximale, elle ne peut plus absorber de moment cinétique supplémentaire et doit être désaturée périodiquement à l'aide de propulseurs ou de magnéto-coupleurs [38]. Les figures 2.8 et 2.9 illustrent respectivement ces trois dispositifs.

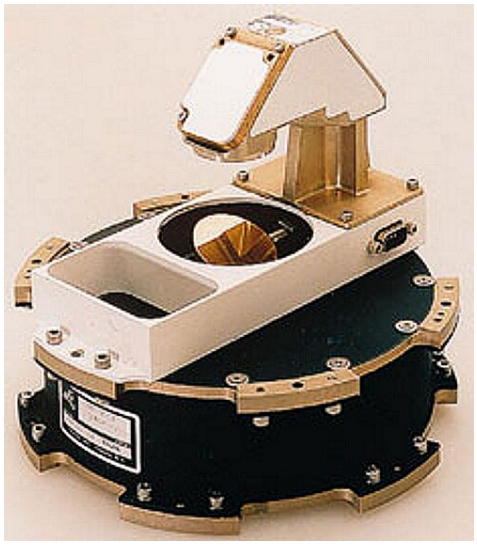


Figure 2.8 – Roue à réaction

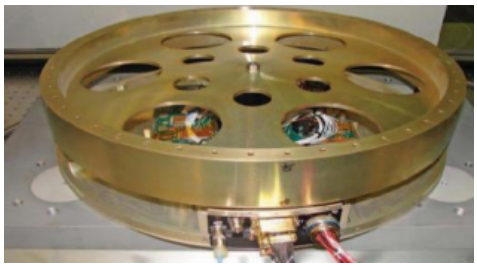


Figure 2.9 – Roue cinétique

Actionneurs magnétiques

Les actionneurs magnétiques, couramment désignés sous le terme de **magnéto-coupleurs**, génèrent un couple de contrôle par interaction entre un moment magnétique artificiel produit à bord et le champ magnétique terrestre ambiant [14]. Leur principe repose sur la loi de Lorentz : un dipôle magnétique **m** placé dans un champ magnétique externe **B** est soumis au couple :

$$\mathbf{T} = \mathbf{m} \times \mathbf{B} \tag{2.1}$$

dont la direction et l'amplitude dépendent de l'orientation relative du dipôle par rapport au champ géomagnétique local [34]. En pratique, le moment **m** est généré par des bobines de fil conducteur enroulées autour d'un noyau ferromagnétique ou intégrées directement dans les panneaux du satellite [37].

Leur avantage principal est l'absence totale de pièces mécaniques mobiles, conférant une fiabilité et une durée de vie exceptionnelles, ainsi qu'une très faible consommation électrique (quelques watts) [40]. Leur limitation fondamentale est géométrique : le couple produit étant toujours perpendiculaire au champ **B** local, le contrôle simultané des trois axes à un instant donné est impossible. La commandabilité tridimensionnelle complète ne s'acquiert que par exploitation de la variation temporelle du champ géomagnétique au fil de l'orbite [39]. Ces actionneurs sont particulièrement efficaces en orbite basse polaire ou inclinée, notamment pour la désaturation

des roues et le contrôle d'attitude des nanosatellites et cubesats. La figure 2.10 présente un exemple de magnéto-coupleur.

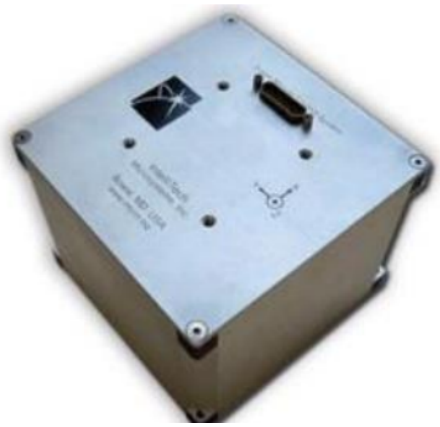


Figure 2.10 – Actionneur magnétique (magnéto-coupleur)

Propulseurs

Les propulseurs, ou tuyères, sont des actionneurs qui génèrent des forces et des couples par éjection de masse à grande vitesse, conformément au principe d'action-réaction de Newton. Ils constituent l'unique catégorie d'actionneurs capable d'agir simultanément sur l'orbite et sur l'attitude du satellite [14]. Plusieurs technologies coexistent selon le mode de génération de la poussée :

— Les **propulseurs chimiques biergols** : combustion d'un ergol (hydrazine, MMH) avec un comburant (peroxyde d'azote, oxygène liquide), produisant des poussées de 10 N à plusieurs kilonewtons, pour les manœuvres orbitales majeures [34].

— Les **propulseurs monoergols** : décomposition catalytique de l'hydrazine pure sur un lit d'iridium, fournissant des poussées de 0,5 à 20 N avec une impulsion spécifique de 220 à 235 s, très répandus pour le contrôle d'attitude et le maintien à poste [37].

— Les **propulseurs électriques** (propulseurs à effet Hall, propulseurs ioniques à grilles) : accélération électrique d'ions de xénon pour des poussées de quelques millinewtons à quelques centaines de millinewtons, mais avec des impulsions spécifiques supérieures à 3 000 s, permettant une réduction considérable de la masse d'ergol embarquée [39].

— Les **micropropulseurs à gaz froid** : éjection d'un gaz inerte pressurisé (azote, fréon) sans combustion, offrant des poussées de 0,01 à 1 N avec une impulsion spécifique modeste (50 à 75 s), pour les petits satellites et les environnements nécessitant une absence de contamination [41].

La contrainte majeure des propulseurs est la consommation irréversible de l'ergol embarqué, ressource limitée qui conditionne directement la durée de vie opérationnelle du satellite. La figure 2.11 illustre un système de propulsion.

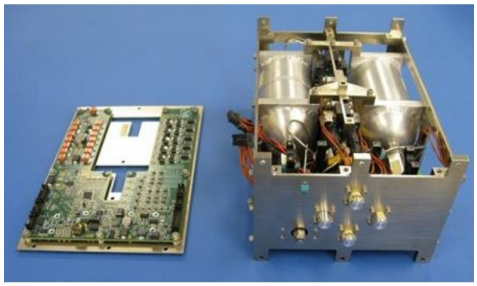


Figure 2.11 – Système de propulsion

2.4 Couples de perturbation

2.4.1 Introduction

Dans l'environnement spatial, le satellite est soumis à un ensemble de perturbations — aussi bien externes qu'internes — qui agissent sur son attitude et compromettent la précision de son pointage. Ces perturbations se manifestent sous forme de couples non désirés, dont la modélisation et la compensation sont essentielles pour garantir la stabilité et les performances du système de contrôle. Le tableau 2.1 présente les ordres de grandeur de ces couples pour différents types d'orbites.

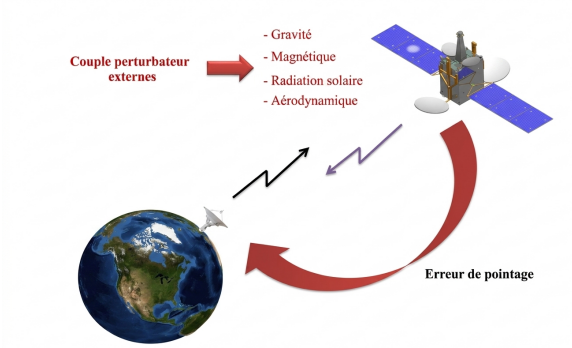


Figure 2.12 – Problématiques de pointage [6]

Table 2.1 – Ordres de grandeur des perturbations de stabilité subies par un satellite [12][13]

Source de perturbation	**Satellite GEO**	**Satellite LEO**
Gradient de gravité	Négligeable	10^{-3} N·m
Pression atmosphérique	Négligeable	10^{-4} N·m
Pression de radiation solaire	10^{-6} N·m	10^{-4} N·m
Couples magnétiques	10^{-6} N·m	10^{-3} N·m
Mouvement d'équipements	10^{-2} N·m	10^{-1} N·m
Ballottement d'ergol	10^{-3} à 10^{-1} N·m	10^{-3} à 10^{-1} N·m

2.4.2 Perturbations externes

Au cours de son déplacement orbital, le satellite est soumis à diverses forces extérieures qui engendrent des couples perturbateurs influençant son orientation. Leur intensité et leur direction dépendent de la géométrie du satellite, de son attitude instantanée et de la distribution de sa masse.

Couple de gradient de gravité

Le gradient de gravité est la conséquence directe de la non-uniformité du champ gravitationnel terrestre, dont l'intensité décroît avec le carré de la distance au centre de la Terre. Cette inhomogénéité génère des forces différentielles sur les diverses parties du satellite, produisant un couple qui tend naturellement à aligner l'axe de plus grand moment d'inertie avec la verticale locale.

Le couple de gradient de gravité est exprimé par la relation [42] :

$$\mathbf{T}_{gg} = \frac{3\mu}{r^3}\,\hat{\mathbf{r}} \times (\mathbf{J}\,\hat{\mathbf{r}}) \tag{2.2}$$

où μ est la constante gravitationnelle de la Terre, r la distance satellite–centre de la Terre, $\mathbf{J}$ la matrice d'inertie du satellite et $\hat{\mathbf{r}}$ le vecteur position unitaire. Ce couple peut être exploité comme mécanisme passif de stabilisation de l'attitude, une propriété largement discutée dans la littérature sur la dynamique des satellites.

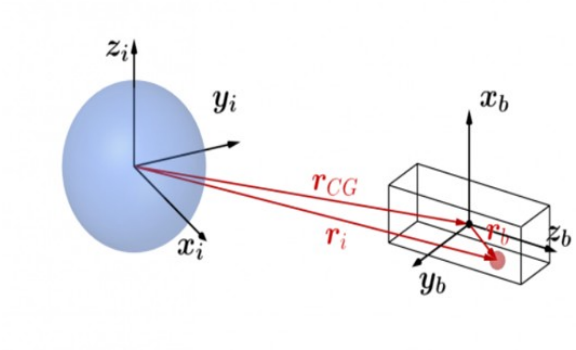


Figure 2.13 – Couple de gradient de gravité [7]

Couple magnétique

Le champ magnétique terrestre interagit avec les matériaux magnétiques présents à bord du satellite, ainsi qu'avec les boucles de courant générées par ses circuits électroniques, produisant un couple perturbateur dont l'expression est [8] :

$$\mathbf{T}_m = \mathbf{M} \times \mathbf{B} \tag{2.3}$$

où $\mathbf{M}$ désigne le moment magnétique résiduel du satellite (dû aux éléments ferromagnétiques permanents, aux matériaux induits et aux courants de bord) et $\mathbf{B}$ la densité de flux magnétique géocentrique. Ce vecteur $\mathbf{B}$, exprimé dans le repère orbital, s'écrit :

$$\mathbf{B} = \frac{\mu_f}{r^3}\begin{pmatrix} \cos(\omega_0 t)\sin(i_m) \\ \cos(i_m) \\ 2\sin(\omega_0 t)\cos(i_m) \end{pmatrix} \tag{2.4}$$

où $\mu_f = 7{,}9 \times 10^{15}$ Wb·m, r est le rayon de l'orbite et i_m l'inclinaison de l'orbite par rapport à l'équateur géomagnétique [8].
Le champs magnétique est présenté dans la figure 2.14.

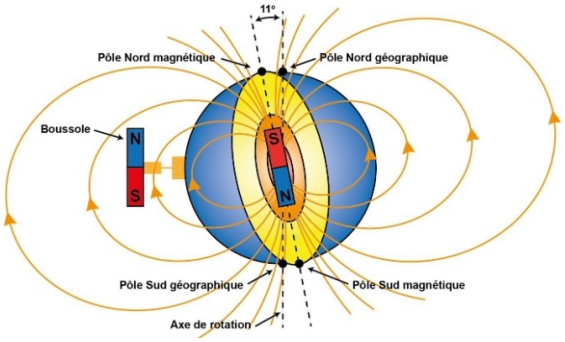


Figure 2.14 – Champ magnétique terrestre [8]

Couple aérodynamique

Le déplacement du satellite dans les couches supérieures de l'atmosphère terrestre génère un couple aérodynamique résultant de la résistance des molécules gazeuses résiduelles. Ce couple s'exprime par [8] :

$$\mathbf{T}_a = \frac{1}{2}\,\rho\, v^2\, C_d\, A_a \left(\hat{\mathbf{u}}_a \times \mathbf{s}_{cp}\right) \tag{2.5}$$

où ρ est la densité atmosphérique locale, v la vitesse orbitale du satellite, C_d le coefficient de traînée aérodynamique, $\hat{\mathbf{u}}_a$ le vecteur unitaire dans la direction du déplacement, A_a l'aire de la surface exposée et $\mathbf{s}_{cp}$ le vecteur reliant le centre de masse au centre de pression du satellite.

Couple de radiation solaire

Le flux de photons du rayonnement solaire exerce une pression sur les surfaces du satellite. La force associée peut être approximée par la relation [8] :

$$F_S = \frac{C_s}{c}\, A_s\, (1+q)\, \cos\gamma\, \hat{\mu}_s \tag{2.6}$$

où c est la célérité de la lumière, C_s est une constante solaire ($C_s = 1367 W/m^2$), A_s la surface exposée au rayonnement, q le coefficient de réflexion, γ l'angle d'incidence du rayonnement et $\hat{\mu}_s$ le vecteur unitaire dans la direction de propagation solaire.

2.4.3 Perturbations internes

Outre les perturbations d'origine externe, le satellite est également soumis à des perturbations internes liées à sa propre structure et à ses systèmes embarqués.

Vibrations de structures flexibles

Les satellites modernes intègrent des structures de grande taille à comportement flexible, telles que les panneaux solaires ou les antennes déployables. Ces structures présentent un amortissement réduit, une faible rigidité et des fréquences propres de vibration basses. Leurs oscillations peuvent interagir avec la dynamique de rotation du satellite et dégrader la précision du contrôle d'attitude.

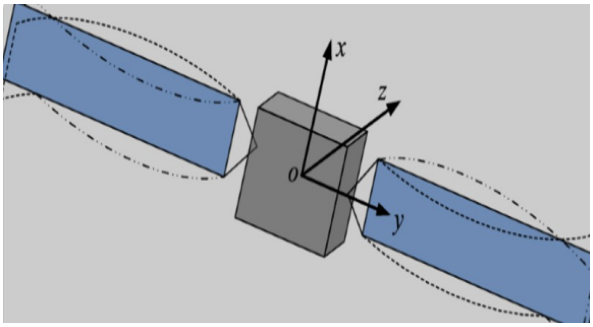


Figure 2.15 – Satellite avec panneaux solaires flexibles [9]

Les équations du mouvement du satellite autour de l'axe Y et le déplacement élastique des panneaux, établies par le formalisme de Lagrange [10], s'écrivent :

$$\frac{d}{dt}\frac{\partial \mathcal{L}^*}{\partial \dot{\theta}} - \frac{\partial \mathcal{L}^*}{\partial \theta} = \tau \tag{2.7}$$

$$\frac{d}{dt}\frac{\partial \mathcal{L}^*}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial \mathcal{L}^*}{\partial q_i} + \frac{\partial \mathcal{M}}{\partial \dot{q}_i} = 0 \tag{2.8}$$

où τ est le couple généré par la roue de réaction, $\mathcal{L}^*$ est le lagrangien du système, θ l'angle de rotation du satellite, $\mathcal{M}$ la fonction d'énergie dissipative associée à la déformation des panneaux et q_i les coordonnées généralisées.

Le déplacement transversal de la poutre $v(x,t)$ est discrétisé par développement modal :

$$v(x,t) = \sum_{i=1}^{N} \phi_i(x)\, q_i(t), \quad 0 \le x \le L \tag{2.9}$$

où N est le nombre de modes retenus et $\phi_i(x)$ les modes propres du système, dont les expressions sont :

$$\phi_i(x) = \cosh(\alpha_i x) - \cos(\alpha_i x) - \beta_i \left[\sinh(\alpha_i x) - \sin(\alpha_i x)\right] \tag{2.10}$$

avec :

$$\beta_i = \frac{\cosh(\alpha_i L) + \cos(\alpha_i L)}{\sinh(\alpha_i L) + \sin(\alpha_i L)} \tag{2.11}$$

et $\alpha_i L$ les valeurs propres du système libre non amorti. L'énergie cinétique totale du système est $T = T_{\text{satellite}} + T_{\text{panneau}}$:

$$T = \frac{1}{2} J_0 \dot{\theta}^2 + \rho A' \int_0^L \left[\dot{v}^2 + 2\dot{v}x\dot{\theta} + x^2\dot{\theta}^2 + \dot{\theta}^2 v^2\right] dx \tag{2.12}$$

La fonction de dissipation est :

$$\mathcal{M} = \dot{v}(x,t)^2 K_d \tag{2.13}$$

et le lagrangien $\mathcal{L}^*$:

$$\mathcal{L}^* = \frac{1}{2} J_0 \dot{\theta}^2 + \rho A' \int_0^L \left[\dot{v}^2 + 2\dot{v}x\dot{\theta} + x^2\dot{\theta}^2 + \dot{\theta}^2 v^2 \right] dx - \dot{v}^2 K \tag{2.14}$$

où K est la constante d'élasticité des panneaux.

En exploitant la propriété d'orthogonalité des modes propres :

$$\int_0^L \phi_i \, \phi_j \, dx = 1, \quad \text{si } i = j \tag{2.15}$$

$$\int_0^L \phi_i \, \phi_j \, dx = 0, \quad \text{si } i \neq j \tag{2.16}$$

on obtient le système d'équations du mouvement couplées :

$$\ddot{\theta} \left[1 + \alpha_i \sum_{i=1}^{n} q_i^2 \right] + \alpha_i \sum_{i=1}^{n} \ddot{q}_i = \frac{1}{J_1} \tau \tag{2.17}$$

$$\ddot{q}_i + \alpha_i \, \ddot{\Theta} + d \, \dot{q}_i + c \, q_i = \tau_q \tag{2.18}$$

où α_i représente la rigidité centripète et τ_q le couple généré par un actionneur piézo-électrique.

Mouvements de liquides (ballottement)

Le ballottement des ergols dans les réservoirs partiellement remplis constitue une autre source de perturbation interne significative. La masse du carburant peut représenter jusqu'à 40 % de la masse totale initiale du satellite. Lorsque les réservoirs ne sont pas entièrement remplis, le liquide se déplace de manière incontrôlée sous l'effet des accélérations orbitales, créant un ballotement susceptible de déstabiliser l'attitude du satellite.

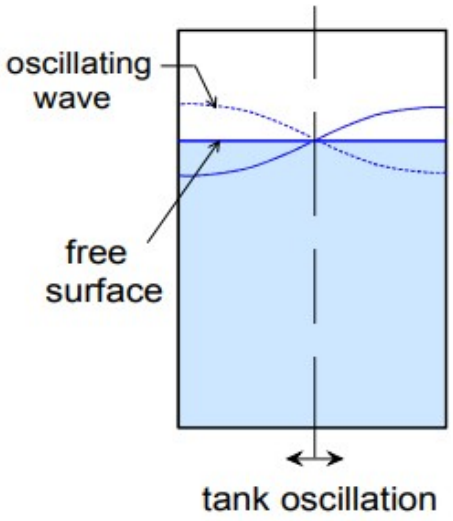


Figure 2.16 – Illustration schématique du ballottement d'ergol [10]

L'effet dynamique principal du ballottement se manifeste par une oscillation horizontale du centre de masse du liquide par rapport au réservoir. Ce comportement peut être représenté par un modèle mécanique équivalent : un pendule (oscillation du centre de masse du liquide) ou une masse suspendue à un ressort, selon la configuration du réservoir [10]. La figure 2.17 illustre ces deux modèles.

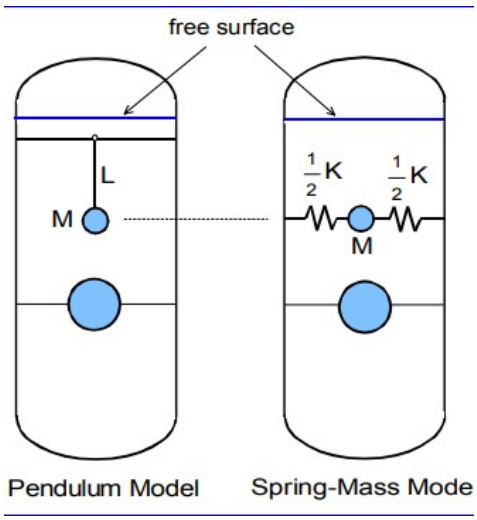


Figure 2.17 – Modèle mécanique équivalent du ballottement [10]

2.5 Conclusion

Ce chapitre a permis de poser les bases conceptuelles du contrôle d'attitude des satellites artificiels. Après avoir introduit les principes généraux du système ADCS et la structure de la boucle de contrôle d'attitude, nous avons présenté de manière détaillée les différentes technologies de capteurs — capteurs terrestres, solaires, stellaires, magnétomètres, capteurs inertiels et GPS — ainsi que les actionneurs — inertiels, magnétiques et propulseurs — qui constituent le cœur de ce système.

Une attention particulière a été accordée aux perturbations qui affectent le comportement dynamique du satellite en orbite : les perturbations externes d'origine environnementale (gradient de gravité, champ magnétique, traînée atmosphérique, pression solaire) et les perturbations internes d'origine structurelle (vibrations flexibles, ballottement d'ergols). Ces dernières jouent un rôle majeur dans la dégradation des performances de pointage et doivent être impérativement prises en compte lors de la synthèse des lois de commande.

CHAPITRE 3

Modélisation cinématique et dynamique de l'attitude du satellite

3.1 Introduction

La modélisation de la dynamique d'attitude constitue une étape fondamentale dans la conception de tout système de contrôle spatial. Avant d'élaborer une loi de commande, il est essentiel de disposer d'une description mathématique rigoureuse du comportement rotationnelle du satellite dans l'espace.
Nous nous intéressons dans ce chapitre aux mouvements de rotation (attitude) d'un satellite en orbite autour de la terre. En premier lieu il s'agira de définir les systèmes de coordonnées ainsi que les différents outils mathématiques permettant de représenter l'attitude d'un satellite. Ensuite nous présenterons la partie modélisation du mouvement qui consiste en la définition des équations dynamiques et cinématiques. Enfin nous terminerons ce chapitre par la modélisation des principaux couples perturbateurs agissant sur l'attitude du satellite.

3.2 Systèmes de coordonnées en contrôle d'attitude

Plusieurs systèmes de coordonnées sont utilisés pour représenter l'orientation d'un satellite. Le choix du repère influence la complexité des calculs. Les principaux repères sont décrits ci-dessous.

3.2.1 Repère inertiel

Noté (X_I, Y_I, Z_I), son origine est située au centre de la Terre. L'axe X_I pointe vers l'équinoxe vernal dans le plan équatorial, l'axe Z_I est aligné avec le pôle Nord géométrique (parallèle à l'axe de rotation terrestre), et Y_I complète le trièdre orthogonal. Ce repère sert principalement à déterminer la latitude et la longitude du centre de masse du satellite en orbite [43].

3.2.2 Repère orbital local

Ce repère, noté (X_o, Y_o, Z_o), est centré au centre de masse du satellite. Il décrit l'attitude désirée en orbite et sert de référence pour les contrôleurs. Il est souvent

orienté vers le nadir (pointage terrestre) pour répondre aux contraintes des systèmes d'observation et de communication.

Les axes sont définis ainsi :

— X_o (roulis) : direction de la vitesse orbitale, tangent à l'orbite.

— Y_o (tangage) : direction anti-normale à l'orbite (opposée au moment cinétique orbital).

— Z_o (lacet) : direction géocentrique (nadir).

Bien que centré sur le satellite, ce repère n'est pas fixé dans le corps ; il tourne avec le plan orbital [11].

3.2.3 Repère satellite

Noté (X_s, Y_s, Z_s), il est également centré au centre de masse mais fixé au corps du satellite. Il permet de déterminer l'orientation du satellite et de simplifier la modélisation dynamique durant les différentes phases de la mission [11].

3.3 Représentation de l'attitude

L'attitude d'un satellite est l'orientation du repère lié au satellite par rapport à un repère de référence (inertiel ou orbital). Plusieurs représentations mathématiques existent, chacune ayant ses avantages.

3.3.1 Angles d'Euler

Les angles d'Euler expriment l'attitude du satellite (repère lié au satellite) par rapport à un repère de référence (inertiel ou orbital) par un ensemble de trois rotations. Puisque l'ordre de la rotation n'est pas défini et peut être choisi arbitrairement, différentes séquences peuvent être trouvés dans la littérature, on choisit la séquence 2-1-3.

Pour transformer un vecteur donné dans le repère satellite (X_s, Y_s, Z_s) vers un repère de référence (X_r, Y_r, Z_r), le vecteur est d'abord tourné autour de l'axe de référence $Y1(Y_r)$ d'un angle de tangage θ, le nouveau repère sera (X_1, Y_1,Z_1). La prochaine rotation est autour de l'axe X_1 d'un angle ϕ de roulis , le nouveau repère sera (X_2, Y_2, Z_2). La troisième et dernière rotation sera autour de l'axe $Z_s(Z_2)$ d'un angle ψ de lacet [11].

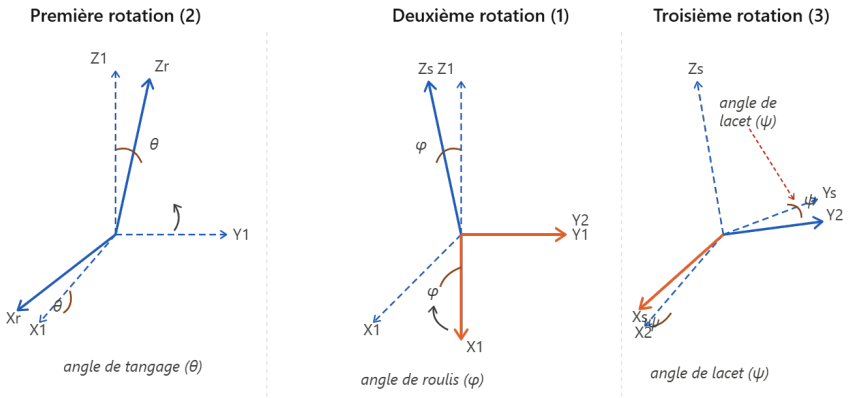


Figure 3.1 – Séquence de rotation

Le passage du repère orbital au repère satellite s'effectue par la matrice d'Euler (ou matrice de direction cosinus, DCM) :

$$A = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\varphi\sin\theta\cos\psi - \cos\varphi\sin\psi & \sin\varphi\sin\theta\sin\psi + \cos\varphi\cos\psi & \sin\varphi\cos\theta \\ \cos\varphi\sin\theta\cos\psi + \sin\varphi\sin\psi & \cos\varphi\sin\theta\sin\psi - \sin\varphi\cos\psi & \cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix} \tag{3.1}$$

— φ : roulis (autour de x)
— θ : tangage (autour de y)
— ψ : lacet (autour de z)

Pour un satellite pointé à la Terre, la matrice d'Euler A transforme les coordonnées orbitales aux coordonnées du repère satellites.

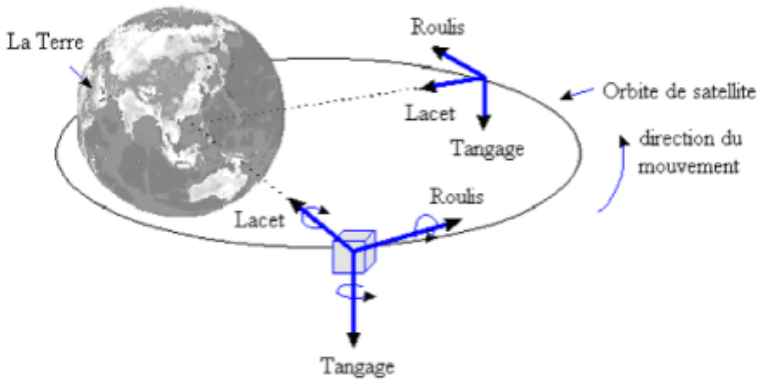


Figure 3.2 – Définition d'Angles d'Euler [11]

3.3.2 Matrice de rotation (DCM)

La matrice de rotation peut être décomposée en trois matrices élémentaires :

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \tag{3.2}$$

$$R_x(\varphi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \tag{3.3}$$

$$R_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{3.4}$$

La matrice d'attitude complète est $A = R_x(\varphi)R_y(\theta)R_z(\psi)$, identique à l'équation (3.1).

Bien que géométriquement claire, la DCM utilise 9 paramètres pour 3 degrés de liberté, ce qui introduit une redondance et des contraintes d'orthogonalité lourdes en calcul numérique.

3.3.3 Quaternions

Les quaternions sont très utilisés car ils évitent les singularités et réduisent le temps de calcul. Ils comportent une partie scalaire et un vecteur tridimensionnel :

$$q = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}, \quad q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \tag{3.5}$$

En fonction de l'axe de rotation $\mathbf{e} = [e_x, e_y, e_z]^T$ et de l'angle Φ :

$$\begin{cases} q_1 = \sin(\Phi/2)e_x \\ q_2 = \sin(\Phi/2)e_y \\ q_3 = \sin(\Phi/2)e_z \\ q_4 = \cos(\Phi/2) \end{cases} \tag{3.6}$$

La matrice de rotation associée est :

$$A = \begin{bmatrix} 1-2(q_2^2+q_3^2) & 2(q_1q_2+q_4q_3) & 2(q_1q_3-q_4q_2) \\ 2(q_1q_2-q_4q_3) & 1-2(q_1^2+q_3^2) & 2(q_2q_3+q_4q_1) \\ 2(q_1q_3+q_4q_2) & 2(q_2q_3-q_4q_1) & 1-2(q_1^2+q_2^2) \end{bmatrix} \tag{3.7}$$

Le passage inverse (quaternions → angles d'Euler) s'effectue par :

$$\begin{cases} \varphi = \arctan\left(\dfrac{A_{31}}{A_{33}}\right) \\ \theta = \arcsin\left(-A_{23}\right) \\ \psi = \arctan\left(\dfrac{A_{12}}{A_{22}}\right) \end{cases} \tag{3.8}$$

3.3.4 Paramètres de Rodrigues

Ils permettent d'éliminer la contrainte de normalité des quaternions. Les paramètres de Rodrigues standard sont :

$$\boldsymbol{\sigma} = \frac{1}{q_4}\mathbf{q}_{vect} = \mathbf{e}\tan\left(\frac{\Phi}{2}\right) \tag{3.9}$$

avec $\boldsymbol{\sigma} = [\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3]^T$. Cette représentation minimale (3 paramètres) présente une singularité pour $\Phi = \pm\pi$. Une version modifiée (MRP) déplace la singularité à $\Phi = \pm 2\pi$:

$$\boldsymbol{\sigma}_{MRP} = \frac{1}{1+q_4}\mathbf{q}_{vect} = \mathbf{e}\tan\left(\frac{\Phi}{4}\right) \tag{3.10}$$

La matrice de rotation correspondante s'écrit :

$$A = \frac{1}{1+\boldsymbol{\sigma}^T\boldsymbol{\sigma}}\left[(1-\boldsymbol{\sigma}^T\boldsymbol{\sigma})I_3 + 2\boldsymbol{\sigma}\boldsymbol{\sigma}^T - 2S(\boldsymbol{\sigma})\right] \tag{3.11}$$

où $S(\boldsymbol{\sigma})$ est la matrice antisymétrique définie par :

$$S(\boldsymbol{\sigma}) = \begin{bmatrix} 0 & -\sigma_3 & \sigma_2 \\ \sigma_3 & 0 & -\sigma_1 \\ -\sigma_2 & \sigma_1 & 0 \end{bmatrix} \tag{3.12}$$

3.4 Équations du mouvement d'un satellite

Les équations d'attitude se divisent en deux catégories : les équations dynamiques (second ordre) reliant les couples extérieurs aux vitesses angulaires, et les équations cinématiques (premier ordre) reliant les vitesses angulaires à l'orientation.

3.4.1 Équations dynamiques

À partir du théorème du moment cinétique, l'équation d'Euler pour un satellite avec roues de réaction s'écrit :

$$I\dot{\boldsymbol{\omega}}_s^I = \mathbf{C}_D + \boldsymbol{\omega}_s^I \times (I\boldsymbol{\omega}_s^I + \mathbf{h}) - \dot{\mathbf{h}} \tag{3.13}$$

avec :

— $\mathbf{h} = [h_x, h_y, h_z]^T$: moment angulaire des roues,
— $\mathbf{C}_D$: couple de perturbations externes,
— $\boldsymbol{\omega}_s^I = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$: vitesse angulaire du satellite dans le repère inertiel,
— I : matrice d'inertie (symétrique).

La matrice d'inertie est :

$$I = \begin{bmatrix} I_{XX} & -I_{XY} & -I_{XZ} \\ -I_{YX} & I_{YY} & -I_{YZ} \\ -I_{ZX} & -I_{ZY} & I_{ZZ} \end{bmatrix} \tag{3.14}$$

3.4.2 Équations cinématiques

Cinématique par quaternion

La dérivée temporelle d'un quaternion unitaire est donnée par :

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2}\Omega(\mathbf{q}) = \frac{1}{2}\Lambda(\mathbf{q})\,\boldsymbol{\omega}_s^o \tag{3.15}$$

où :

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{oz} & -\omega_{oy} & \omega_{ox} \\ -\omega_{oz} & 0 & \omega_{ox} & \omega_{oy} \\ \omega_{oy} & -\omega_{ox} & 0 & \omega_{oz} \\ -\omega_{ox} & -\omega_{oy} & \omega_{oz} & 0 \end{bmatrix}, \quad \Lambda(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \\ q_1 & -q_2 & q_3 \end{bmatrix} \tag{3.16}$$

et $\boldsymbol{\omega}_s^o = [\omega_{ox}, \omega_{oy}, \omega_{oz}]^T$ est la vitesse angulaire du satellite par rapport au repère orbital.

Cette dernière s'obtient à partir de la vitesse inertielle par :

$$\boldsymbol{\omega}_s^o = \boldsymbol{\omega}_s^I - A\boldsymbol{\omega}_o, \quad \boldsymbol{\omega}_o = [0, -\omega_0, 0]^T \tag{3.17}$$

En composantes :

$$\begin{cases} \omega_{ox} = \omega_x + \omega_0 A_{12} \\ \omega_{oy} = \omega_y + \omega_0 A_{22} \\ \omega_{oz} = \omega_z + \omega_0 A_{32} \end{cases} \tag{3.18}$$

Pour le contrôle, on définit un quaternion d'erreur entre le quaternion mesuré $\mathbf{q}$ et le quaternion de consigne $\mathbf{q}_c$:

$$\mathbf{q}_e = \begin{bmatrix} q_{4c} & q_{3c} & -q_{2c} & -q_{1c} \\ -q_{3c} & q_{4c} & q_{1c} & -q_{2c} \\ q_{2c} & -q_{1c} & q_{4c} & -q_{3c} \\ q_{1c} & q_{2c} & q_{3c} & q_{4c} \end{bmatrix} \mathbf{q} \tag{3.19}$$

Cinématique des angles d'Euler

Pour la séquence 3-2-1, les équations cinématiques sont :

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = \omega_x + (\sin\varphi + \omega_z \cos\varphi)\tan\theta \\ \dot{\theta} = \omega_y \cos\varphi - \omega_z \sin\varphi \\ \dot{\psi} = \dfrac{1}{\cos\theta}(\omega_y \sin\varphi + \omega_z \cos\varphi) \end{cases} \tag{3.20}$$

La singularité apparaît pour $\theta = \pm 90°$, ce qui justifie l'usage des quaternions.

3.5 Conclusion

Ce chapitre a posé le cadre mathématique complet pour la description du mouvement rotationnel d'un satellite. Les repères de référence ont été définis avec précision, et les transformations entre repères ont été explicitées.

Les deux principales représentations d'attitude, angles d'Euler et quaternions, ont été présentées, les premières offrent une interprétation géométrique simple mais souffrent d'une singularité, les secondes, globales et sans singularité, sont mieux adaptées au contrôle en temps réel.

Les équations cinématiques établies serviront de base à la synthèse des lois de commande dans les chapitres suivants.

CHAPITRE 4

Étude, commande et simulation d'un satellite flexible

4.1 Introduction

Les engins spatiaux comportent généralement de grandes structures flexibles, telles que des panneaux solaires et des antennes paraboliques, et le haut couplage entre la structure flexible et le corps rigide central, ainsi que les vibrations de la structure flexible elle-même, peuvent sérieusement affecter les performances du contrôle d'attitude de l'engin spatial [44].

Il existe donc un grand besoin d'étudier le contrôle d'attitude des satellites flexibles (ACS), dans des situations complexes. De nombreuses perturbations, telles que les incertitudes du système et les perturbations environnementales, peuvent être caractérisées comme des variables paramétriques incertaines limitées, des variables harmoniques, et de nombreux autres types de perturbations [45]. La plupart des méthodes de contrôle existantes ont été étudiées pour un type spécifique ou une seule forme de moment perturbateur. Le contrôleur actif de rejet des perturbations (ADRC) [46] a également été étudié pour atténuer les effets des variations de paramètres et des perturbations sur la précision de la commande d'attitude du satellite et la stabilité. Dans [47], une méthode de contrôle basée sur le principe du mode interne a été conçue pour supprimer les perturbations périodiques avec des caractéristiques de décroissance exponentielle. L'excitation externe des satellites peut induire diverses perturbations périodiques, et une combinaison de méthodes de contrôle classique et de contrôle robuste a été étudiée dans [48] pour le problème de battement du télescope Hubble. La commande en mode glissant est connue pour sa bonne robustesse face aux perturbations et aux à la contre-réaction du système, et constitue une méthode de commande non linéaire très largement utilisée [49, 50].

4.1.1 Problématique

Les satellites flexible en basse altitude (LEO) sont soumis à différentes sources de perturbations, notamment des perturbations constantes et périodiques, susceptibles de dégrader les performances du système de contrôle d'attitude et d'exciter les modes flexibles de la structure. Bien que la commande par mode glissant soit reconnue pour sa robustesse vis-à-vis des incertitudes et des perturbations externes, ses performances peuvent être limitées face à certaines perturbations périodiques persistantes.

Dans ce contexte, la problématique de ce travail consiste à étudier l'apport d'une commande interne associée à une commande par mode glissant pour l'amélioration

du contrôle d'attitude d'un satellite flexible. Plus précisément, il s'agit de comparer les performances d'une commande par mode glissant classique avec celles d'une stratégie composite combinant un contrôleur en mode glissant, un observateur de perturbations pour l'estimation des perturbations constantes et un contrôleur en mode interne destiné à compenser les perturbations périodiques.

L'objectif est d'évaluer l'influence de cette commande interne sur la stabilité, la précision de poursuite, la rapidité de convergence et la capacité de rejet des perturbations, afin de déterminer dans quelle mesure elle permet d'améliorer les performances globales du système de contrôle d'attitude des satellites flexibles.

4.1.2 Méthodologie proposée

Dans cette section, on présente la méthodologie utilisé dans cette tâche, pour le contrôle et la stabilisation d'un satellite flexible suivant 3-axes. Tout, d'abord, on commence par présenter le modèle mathématique considéré. Puis on propose le modèle d'observateur, en expliquant les déférentes étapes qui conduit à la stabilisation du modèle complexe (Rigide/flexible). Pour finir, une simulation d'un modèle de satellite flexible est réalisée afin de démontrées la fiabilité de cette méthodologie.

4.2 Modèle mathématique

Afin d'atténuer efficacement les incertitudes du système, les perturbations constantes externes et les perturbations périodiques dont les composants flexibles, dans cette section on présente un schéma de la dynamique comme [26].

$$J\dot{\omega} = -\omega \times J\omega - \delta^T \ddot{\eta} + u + d \tag{4.1}$$

$$\ddot{\eta} + 2\xi\Lambda\dot{\eta} + \Lambda^2\eta + \delta\dot{\omega} = 0 \tag{4.2}$$

L'équation (4.1) est l'équation de la dynamique d'attitude du corps de l'engin spatial flexible, où $\omega \in \mathbb{R}^3$ est la vitesse angulaire d'attitude par rapport au système d'inertie, $J \in \mathbb{R}^{3\times3}$ est le moment d'inertie de l'engin spatial flexible, $u \in \mathbb{R}^3$ est le couple de commande et $d \in \mathbb{R}^3$ est le moment de perturbation externe de l'engin spatial. L'équation 4.2 est l'équation cinétique de la vibration de flexion, où η représente les coordonnées modales de flexion, $\delta \in \mathbb{R}^{N\times3}$ est la matrice du coefficient de couplage de flexion entre l'attachement de flexion et le corps rigide, Λ est la matrice de fréquence modale de l'attachement de flexion, et ξ est la matrice d'amortissement modal de l'attachement de flexion.

Les équations cinématiques d'attitude basées sur les quaternions d'attitude sont utilisées comme suit :

$$\dot{q} = \frac{1}{2}(q_0 I_3 + q^\times)\omega \tag{4.3}$$

$$\dot{q}_0 = -\frac{1}{2}q^T\omega \tag{4.4}$$

Où $q = [q_0, q^T]^T$ est le quaternion défini pour satisfaire la contrainte, $q_0^2 + q^T q = 1$, I_3 représente la matrice unitaire de dimension 3×3, $q^\times$ représente la matrice

antisymétrique oblique de la forme :

$$q_v^{\times} = \begin{pmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{pmatrix}.$$

Supposons que le moment de perturbation externe soit $d = d_0 + d_\omega$, et que les conditions suivantes soient satisfaites :

$$\dot{d_0} = 0 \tag{4.5}$$

$$\ddot{d_\omega} + \Omega^2 d_\omega = 0 \tag{4.6}$$

Où d_0 est la perturbation constante (ou lentement variable), d_ω est la perturbation périodique bornée et Ω est la matrice de fréquence de la perturbation.

La surface de commutation du mode glissant est choisie comme :

$$s = \omega + c_1 q \tag{4.7}$$

Combiné avec les équations de la dynamique de l'attitude, cela donne :

$$J\dot{s} = -\omega \times J\omega - \delta^T \ddot{\eta} + u + d + c_1 J\dot{q} \tag{4.8}$$

Théorème

Pour le modèle du système satellite flexible (4.1)–(4.2) et les équations cinématiques (4.3)–(4.4), les contrôleurs (4.9) (4.10) (4.11) (4.12) ci-dessous peuvent être conçus de manière à ce que l'attitude de l'engin spatial flexible soit asymptotiquement stable.

$$u = u_0 + u_\omega \tag{4.9}$$

$$u_0 = \omega \times J\omega - Jc_1\dot{q} - k_2 s - k_1 \text{sign}(s) - \hat{d}_0 \tag{4.10}$$

$$u_\omega = -k_3 \dot{\alpha} \tag{4.11}$$

$$\dot{\hat{d}}_0 = c_2 s \tag{4.12}$$

Où c_1, c_2, k_1, k_2, k_3 sont des constantes positives. Le couple de commande u se compose de deux parties : la première partie u_0 est une méthode de commande en mode glissant pour le couple perturbateur constant, donnée par l'équation (4.10), où $\hat{d}_0$ est le couple perturbateur estimé de d_0, fourni par l'équation (4.12).

L'équation (4.11) donne la forme spécifique de la seconde partie du couple de commande, en tant que contrôleur en mode interne pour les perturbations périodiques, utilisé pour rejeter le couple de perturbation périodique, l'état auxiliaire α étant régi par :

$$\ddot{\alpha} + \Omega^2 \alpha = s. \tag{4.13}$$

Soit $e = d_0 - \hat{d}_0$, ce qui nous donne $\dot{e} = -c_2 s$.

4.2.1 Vérification de la stabilité du contrôleur

Afin de prouver la stabilité de notre système, une fonction de Lyapunov candidate a été proposée :

$$V = 2c_1k_2V_1 + V_2 + V_3 \tag{4.14}$$

où :

$$V_1 = q^Tq + (1 - q_0)^2 \tag{4.15}$$

$$V_2 = \frac{1}{2}s^TJs + \frac{1}{2c_2}e^Te \tag{4.16}$$

$$V_3 = \frac{1}{2}\left(\dot{\eta}^T\dot{\eta} + \eta^T\Lambda^2\eta + 2s^T\delta^T\dot{\eta} + k_3\dot{\alpha}^T\dot{\alpha} + k_3\alpha^T\Omega^2\alpha\right) \tag{4.17}$$

On peut obtenir :

$$s^TJs + \dot{\eta}^T\dot{\eta} + 2s^T\delta^T\eta = \dot{\eta}^T(I_0 - \delta J^{-1}\delta^T)\dot{\eta} + (\sqrt{J}s + \sqrt{J}^{-1}\delta^T\dot{\eta})^T(\sqrt{J}s + \sqrt{J}^{-1}\delta^T\dot{\eta}) \tag{4.18}$$

La dérivation des fonctions de Lyapunov, respectivement V_1, V_2, V_3, donne :

$$\begin{aligned}\dot{V}_1 &= -2q^Tq - 2(1 - q_0)\dot{q}_0 \\ &= -q^T(q^\times + q_0I_3)\omega + (1 - q_0)\dot{q}\omega \\ &= q^T\omega\end{aligned} \tag{4.19}$$

$$\begin{aligned}\dot{V}_2 &= s^T(-\delta^T\ddot{\eta} - k_1\,\mathrm{sign}(s) - k_2s + d_0 + d_\omega - \hat{d}_0 - k_3\alpha) - e^Ts \\ &= -k_1s^T\,\mathrm{sign}(s) - k_2s^Ts - s^T\delta^T\ddot{\eta} + s^T(d_\omega - k_3\dot{\alpha})\end{aligned} \tag{4.20}$$

$$\begin{aligned}\dot{V}_3 &= \dot{\eta}^T\ddot{\eta} + \eta^T\Lambda^2\dot{\eta} + s^T\delta^T\ddot{\eta} + \dot{s}^T\delta^T\dot{\eta} + k_3\dot{\alpha}^T\ddot{\alpha} + k_3\alpha^T\Omega^2\dot{\alpha} \\ &= \dot{\eta}^T(-2\xi\Lambda\dot{\eta} - \Lambda^2\eta - \delta\dot{s} + c_1\delta^T\dot{q}) + s^T\delta^T\ddot{\eta} + \dot{s}^T\delta^T\dot{\eta} + \eta^T\Lambda^2\dot{\eta} + k_3\dot{\alpha}^Ts \\ &= -2\dot{\eta}^T\xi\Lambda\dot{\eta} + c_1\dot{\eta}^T\delta^T\dot{q} + s^T\delta^T\ddot{\eta} + \dot{s}^T\delta^T\dot{\eta} + k_3\dot{\alpha}^Ts\end{aligned} \tag{4.21}$$

Enfin on aura

$$\begin{aligned}\dot{V} &= 2c_1k_2\dot{V}_1 + \dot{V}_2 + \dot{V}_3 \\ &= 2c_1k_2q^T\omega - k_1s^T\mathrm{sign}(s) - k_2s^Ts - s^T\delta^T\ddot{\eta} + s^T(d_\omega - k_3\dot{\alpha}) - 2\eta^T\xi\Lambda\dot{\eta} + c_1\dot{\eta}^T\delta^T\dot{q} \\ &\quad + s^T\delta^T\ddot{\eta} + k_3\dot{\alpha}^Ts \\ &= 2c_1k_2q^T\omega - k_1s^T\mathrm{sign}(s) - k_2s^Ts + s^Td_\omega - 2\eta^T\xi\Lambda\dot{\eta} + c_1\dot{\eta}^T\delta^T\dot{q} \\ &= -k_1s^T\mathrm{sign}(s) - k_2\omega^T\omega - k_2c_1^2q^Tq + s^Td_\omega - 2\eta^T\xi\Lambda\dot{\eta} + c_1\dot{\eta}^T\delta^T\dot{q}\end{aligned} \tag{4.22}$$

Il est facile de voir que, $ab \leq \varepsilon a^2 + \frac{1}{\varepsilon}b^2$, où a, b sont des nombres réels et ε est un nombre réel positif. et $\|q_0\| \leq 1, \|\dot{q}\| \leq 1, \|\omega^\times\| = \|\omega\|$ Ainsi, il s'ensuit que :

$$c_1\dot{\eta}^T\delta^T\dot{q} = \frac{1}{2}c_1\dot{\eta}^T\delta^T(q^\times + q_0 I_3)\omega \leq c_1\|\delta\|.\|\dot{\eta}\|.\|\omega\| \leq c_1\|\delta\|\left(\varepsilon\|\dot{\eta}\|^2 + \frac{1}{\varepsilon}\|\omega\|^2\right) \tag{4.23}$$

En substituant l'équation ci-dessus dans l'équation (4.22), nous obtenons

$$\dot{V} \leq -k_1\|s\| + \|d_\omega\| \cdot \|s\| - (k_2 - c_1\|\delta\|/\varepsilon)\|\omega\|^2 - k_2c_1^2\|q\|^2 - (2\lambda_{\min}(\xi\Lambda) - \alpha c_1\|\delta\|)\|\dot{\eta}\|^2 \tag{4.24}$$

où : $\lambda_{\min}(\xi\Lambda))$ désigne la valeur propre minimale de la matrice.

D'après l'équation (4.24), on peut voir que les paramètres du système satisfont aux conditions suivantes :

$$-k_1 + \|d_\omega\| > 0 \tag{4.25}$$

$$k_2 - c_1\|\delta\|/\varepsilon > 0 \tag{4.26}$$

$$2\lambda_{\min}(\xi\Lambda) - \varepsilon c_1\|\delta\| > 0 \tag{4.27}$$

Alors la fonction $\dot{V} \leq 0$ par le théorème de stabilité de Lyapunov, montre que le système est stable.

Étant donné que la fonction « sign » est susceptible de provoquer des phénomènes de chattering donc la fonction de saturation suivante peut être utilisée à la place de la fonction sign.

$$\text{sat}(\boldsymbol{s}) = \begin{cases} \frac{\boldsymbol{s}}{\beta} & \|\boldsymbol{s}\| \leq \beta \\ \text{sign}(\boldsymbol{s}) & \|\boldsymbol{s}\| > \beta \end{cases} \tag{4.28}$$

Ainsi, l'équation (4.10) devient

$$u_0 = \omega \times J\omega - c_1 J\dot{q} - k_1\text{sat}(s) - k_2 s - \hat{d}_0 \tag{4.29}$$

Comme pour la preuve de stabilité du théorème ci-dessus, la dérivée de la fonction de Lyapunov du système donne :

$$\begin{aligned} \dot{V} &= 2c_1k_2\dot{V}_1 + \dot{V}_2 + \dot{V}_3 \\ &= -k_1\boldsymbol{s}^T\text{sat}(\boldsymbol{s}) - k_2\boldsymbol{\omega}^T\boldsymbol{\omega} - k_2c_1^2\boldsymbol{q}^T\boldsymbol{q} + \boldsymbol{s}^T\boldsymbol{d}_\omega - 2\boldsymbol{\eta}^T\boldsymbol{\xi}\boldsymbol{\Lambda}\boldsymbol{\eta} + c_1\dot{\boldsymbol{\eta}}^T\boldsymbol{\delta}^T\dot{\boldsymbol{q}} \end{aligned} \tag{29}$$

On peut définir

$$c_s = \begin{cases} \frac{\|\boldsymbol{s}\|}{\beta} & \|\boldsymbol{s}\| \leq \beta \\ 1 & \|\boldsymbol{s}\| > \beta \end{cases} \tag{4.30}$$

Il est connu que si le système satisfait aux conditions suivantes

$$-k_1c_s + \|\boldsymbol{d}_\omega\| > 0 \tag{31}$$

$$k_2 - c_1\|\boldsymbol{\delta}\|/\varepsilon > 0 \tag{32}$$

$$2\lambda_{\min}(\boldsymbol{\xi}\Lambda) - \varepsilon c_1\|\boldsymbol{\delta}\| > 0 \tag{4.31}$$

Donc la fonction $\dot{V} \leq 0$, à laquelle le système est encore stable.

4.3 Simulation numérique et analyse des résultats

Pour démontrer l'efficacité des schémas de contrôleur proposés, des résultats de simulations numériques ont été réalisés sous la plateforme MATLAB/Simulink.

Un satellite flexible est considéré. Pour les paramètres de l'engin spatial, la matrice d'inertie, la matrice de couplage [51] et le vecteur de perturbation externe [52] sont données :

$$J = \begin{pmatrix} 350 & 3 & 4 \\ 3 & 270 & 10 \\ 4 & 10 & 190 \end{pmatrix} \text{kg·m}^2, \delta = \begin{bmatrix} 6.45637 & 1.27814 & 2.15629 \\ -1.25619 & 0.91756 & -1.67264 \\ 1.11687 & 2.48901 & -0.83674 \\ 1.23637 & -2.6581 & -1.12503 \end{bmatrix} \text{kg}^{1/2}\text{m/s}^2,$$

$$d = \begin{bmatrix} 0.002\sin(0.001t) + 0.001 \\ 0.002\sin(0.001t + \pi/6) + 0.0015 \\ 0.002\sin(0.001t + \pi/4) + 0.0012 \end{bmatrix} \text{N·m},$$

L'objectif de la commande est de faire évoluer le système de son attitude initiale vers l'attitude désirée ; les résultats de la simulation sont illustrés dans les figures suivantes.

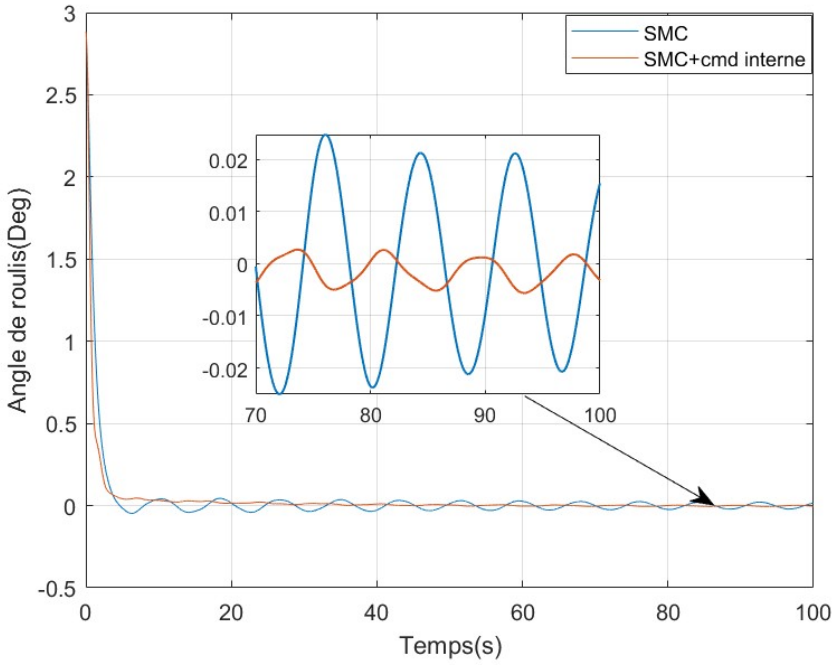


Figure 4.1 – Réponse temporale d'angle de roulis.

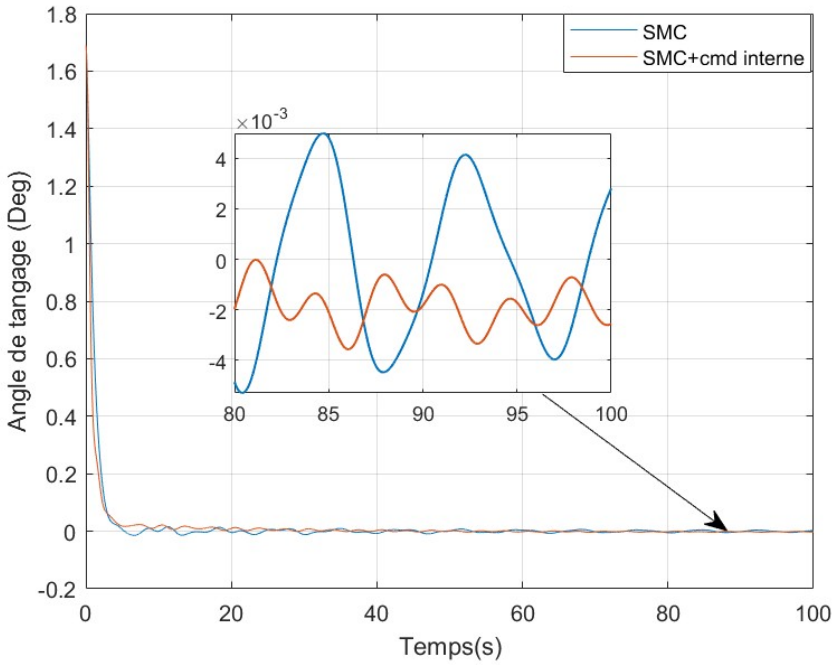


Figure 4.2 – Réponse temporale d'angle de tangage.

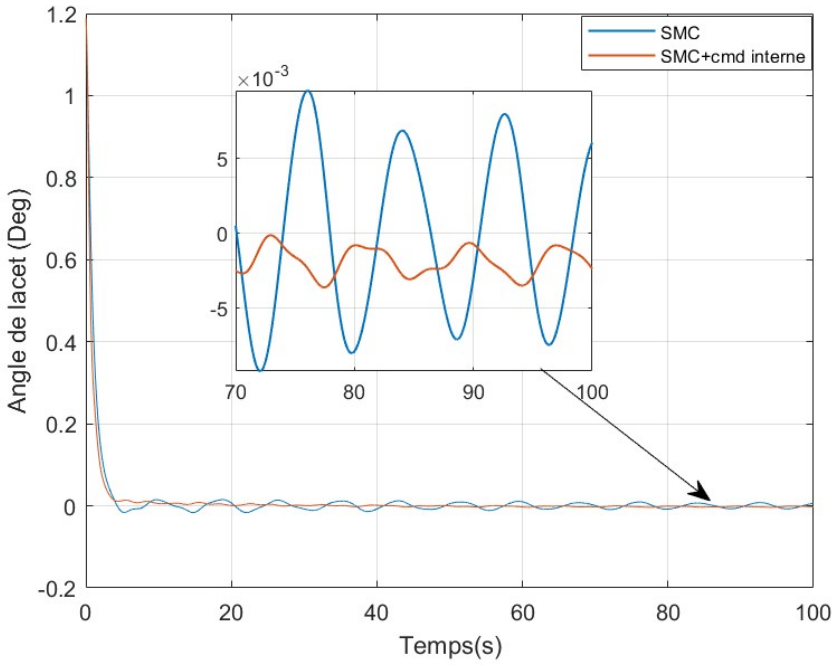


Figure 4.3 – Réponse temporale d'angle de lacet.

Dans le cadre d'une simulation réalisée dans les mêmes conditions, les figures 4.1, 4.2 et4.3 montrent que tous les angles d'attitude du satellite flexible présentent de meilleures performances en termes de réponse dynamique lorsqu'ils sont contrôlés par le contrôleur composite SMC + commande interne. Au premiers temps, Les trois angles évoluent simultanément pour les deux contrôleurs : une réponse initiale

rapide avec un dépassement modéré et une convergence vers l'attitude désirée. Cela confirme la stabilité asymptotique du système en boucle fermée démontrée analytiquement par la théorie de Lyapunov.
Cependant, la différence fondamentale apparaît en régime permanent :

— Le contrôleur SMC seul présente des oscillations persistantes de faible amplitude. Ces oscillations, dont la fréquence correspond à celle de la perturbation périodique imposée ($\omega = 0.001 rad/s$), traduisent une sensibilité résiduelle aux perturbations périodiques non compensées structurellement par le SMC classique.

— Le contrôleur SMC + commande interne maintient une erreur nettement plus faible et mieux amortie, grâce à l'action conjuguée de l'observateur de perturbations, qui estime et rejette activement la composante constante d_0 via la loi d'adaptation $\dot{\hat{d}}_0 = c_2 s$, et du contrôleur en mode interne, qui génère le signal $u_\omega = -k_3 \dot{\alpha}$ pour compenser la composante périodique d_{omega}.

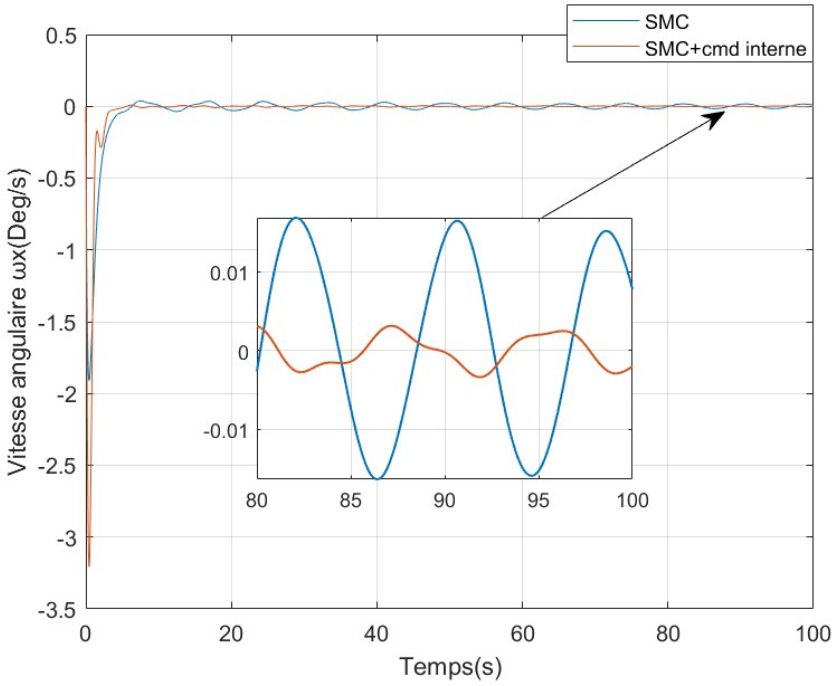


Figure 4.4 – Réponse temporale de la vitesse angulaire ω_x

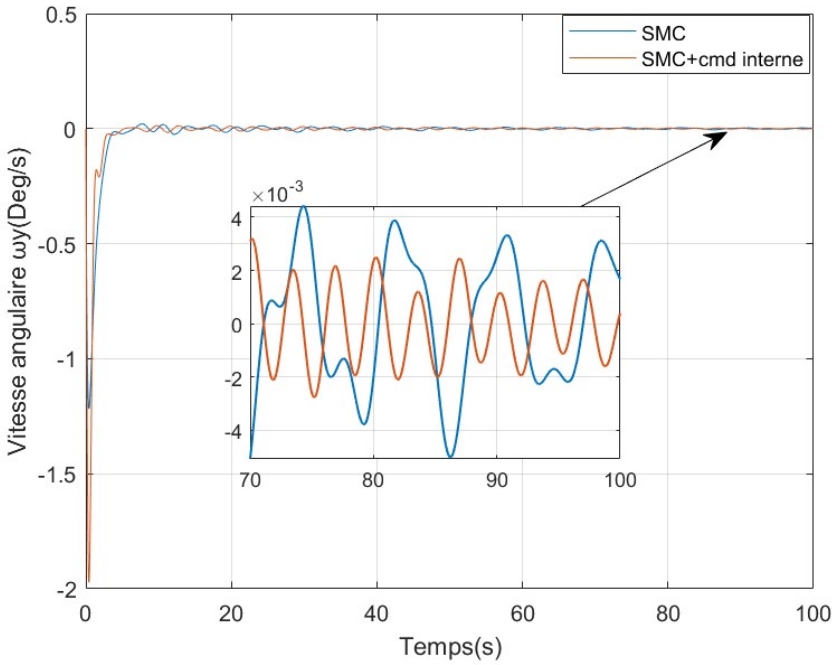


Figure 4.5 – Réponse temporale de la vitesse angulaire ω_y

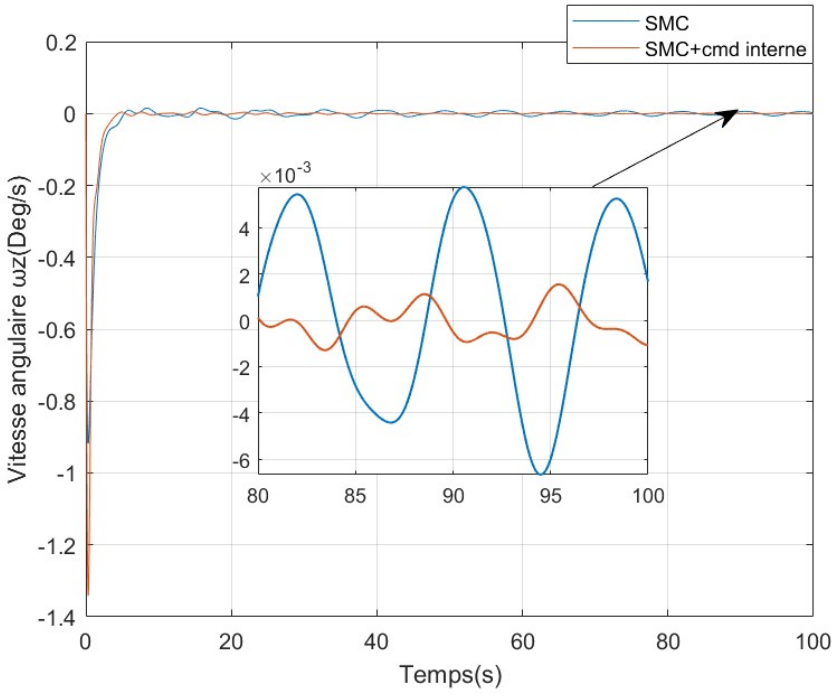


Figure 4.6 – Réponse temporale de la vitesse angulaire ω_z

Les vitesses angulaires montrent que la stabilisation du système s'est nettement améliorée avec le contrôleur composite SMC + commande interne par rapport au SMC seul en présence de perturbations externes.
Le tableau suivant présente le calcule de l'erreur de la moyenne quadratique pour les deux contrôleurs sur l'intervalle [40-70s] :

	RMS avec SMC	**RMS avec SMC+cmd interne**
L'angle de roulis (Deg)	0.0165	0.00415
L'angle de tangage (Deg)	0.0213	0.013
L'angle de lacet (Deg)	0.01109	0.0011
La vitesse angulaire ω_x (Deg/s)	0.0379	0.01103
La vitesse angulaire ω_y (Deg/s)	0.01509	0.0108
La vitesse angulaire ω_z (Deg/s)	0.0163	0.0041

Ces résultats démontrent que l'intégration de la commande interne améliore considérablement la précision du suivi d'attitude et l'amortissement des mouvements rotationnels. La réduction des erreurs RMS indique une meilleure capacité du contrôleur à rejeter les perturbations et à atténuer les effets des modes flexibles, ce qui se traduit par une stabilité et une précision de pointage accrues du satellite

Conclusion

Ce mémoire a porté sur la conception et l'analyse d'une approche de commande robuste par modes glissants appliquée au contrôle d'attitude d'un satellite flexible évoluant en orbite terrestre basse (LEO).

Dans un premier temps, nous avons établi les bases théoriques et techniques indispensables à la compréhension des systèmes satellitaires, en parcourant l'historique de l'exploration spatiale, les différentes familles de satellites selon leur vocation et leur orbite, ainsi que l'architecture interne de ces engins.

Le deuxième chapitre a été consacré au système de contrôle d'attitude (ADCS), en présentant en détail les technologies de capteurs — terrestres, solaires, stellaires, magnétomètres, inertiels et GPS — ainsi que les actionneurs — inertiels, magnétiques et propulseurs. Une attention particulière a été accordée aux perturbations externes (gradient de gravité, champ magnétique, traînée atmosphérique, pression solaire) et internes (vibrations flexibles, ballottement d'ergols) qui dégradent les performances de pointage.

Le troisième chapitre a posé le cadre mathématique complet de la modélisation cinématique et dynamique de l'attitude, à travers les repères de référence, les représentations d'attitude (angles d'Euler, quaternions, paramètres de Rodrigues) et les équations du mouvement.

Enfin, le quatrième chapitre a présenté la stratégie de commande composite proposée, combinant un contrôleur en mode glissant, un observateur de perturbations pour l'estimation des perturbations constantes, et un contrôleur en mode interne destiné à compenser les perturbations périodiques. La stabilité asymptotique du système en boucle fermée a été démontrée rigoureusement à l'aide de la théorie de Lyapunov. Les simulations numériques réalisées sous MATLAB/Simulink ont confirmé l'efficacité de la stratégie composite, en termes de précision de poursuite, de rapidité de convergence, de rejet des perturbations et d'atténuation des vibrations flexibles.

En perspective, il serait intéressant d'étendre cette approche à des scénarios de pannes actionneurs, d'explorer des lois de commande d'ordre fractionnaire, et de valider expérimentalement les résultats obtenus.

Bibliographie

[1] Wikimedia Commons. Sputnik asm – assemblage de spoutnik 1. https://fr.wikipedia.org/wiki/Spoutnik_1\#/media/Fichier:Sputnik_asm.jpg, 2005. Consulté le 10 juin 2026.

[2] Wikimedia Commons. Laïka à bord de spoutnik 2 – réplique. https://fr.wikipedia.org/wiki/Spoutnik_2\#/media/Fichier:Laika_ac_Sputnik_2_Replica_(6995685051).jpg, 2012. Consulté le 10 juin 2026.

[3] NASA. Image du programme spatial. https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2015/03/206621main_pic.jpg, 2015. Consulté le 10 juin 2026.

[4] Wikimedia Commons. Syncom – satellite de télécommunications géostationnaire. https://en.wikipedia.org/wiki/Syncom\#/media/File:Syncom_colour.jpg, 2006. Consulté le 10 juin 2026.

[5] Google Gemini. Image générée par intelligence artificielle, 2026.

[6] R. Borges, M. Carmona, B. Costa, and W. Don. An improved weighted essentially non-oscillatory scheme for hyperbolic conservation laws. *Journal of Computational Physics*, 227 :3191–3211, 2008.

[7] Reza MOHSENIPOUR, Hossein NEMATI, Mehrzad NASIRIAN, et al. Attitude control of a flexible satellite by using robust control design methods. *Intelligent Control and Automation*, 4(3) :313–326, 2013.

[8] Hadjer Ameur Berrahou and Malek Ameur Berrahou. Contrôle robuste de l'attitude d'un satellite flexible. Projet de fin d'Études, diplôme de master, Université des Sciences et de la Technologie d'Oran -Mohamed Boudiaf-, Oran, Algérie, 2024.

[9] W. Wang, S. Pan, and F. Wang. A comparison study of two disturbance rejection control strategies for hydraulic position servo systems. In *30th Annual Conference of IEEE Industrial Electronics Society, IECON 2004*, volume 3, pages 1993–1996. IEEE, 2004.

[10] Franklin T. DODGE et al. The new dynamic behavior of liquids in moving containers, 2000.

[11] Mustapha Anwar Brahami. Contrôle multi-agents d'attitude d'un satellite par gyroscopes, 2013.

[12] R. J. Leveque and Z. Li. The immersed interface method for elliptic equations with discontinuous coefficient and singular sources. *SIAM Journal on Numerical Analysis*, 31(4) :1019–1044, 1994.

[13] Willem Hermanus Steyn. *A multi-mode attitude determination and control system for small satellites*. PhD thesis, Stellenbosch : Stellenbosch University, 1995.

[14] J. R. Wertz. *Spacecraft attitude determination and control*. Springer Science & Business Media, 2012.

[15] W. Fichter and R. T. Geshnizjani. *Principles of Spacecraft Control*. 2022.

[16] T. V. Cherd. Comparison on the rigid and flexible model of attitude maneuvering of a simple multi-body satellite. *Applied Mathematics and Computational Intelligence (AMCI)*, 3(1) :229–240, 2014.

[17] W. Dian, W. Yunhua, X. Hongyi, B. Z. Franco, and X. Chen. Scheduled input shaping based attitude agile control for flexible spacecraft with vibration suppression. *Aerospace Science and Technology*, 164 :110355, 2025.

[18] M. Fathi Jegarkandi and R. Safaei. Fractional order sliding mode controller (fosmc) design for attitude control of a satellite with coupled rigid–flexible structures using fractional order transfer function. *Sharif Journal of Mechanical Engineering*, 40(2) :3–14, 2024.

[19] W. S. Lee and C. K. Park. Modeling and controller design for attitude control of a moving satellite. *Journal of the Institute of Electronics Engineers of Korea SC*, 37(1) :19–29, 2000.

[20] R. A. D. Gordon. *Attitude control and design of satellites with flexible structures using Inverse Simulation*. PhD thesis, University of Glasgow, 2025.

[21] Y. Zhang, A. Pang, H. Zhu, and H. Feng. Structured h∞ control for spacecraft with flexible appendages. *Entropy*, 23(8) :930, 2021.

[22] Y. P. Chen and S. C. Lo. Sliding-mode controller design for spacecraft attitude tracking maneuvers. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 29(4) :1328–1333, 1993.

[23] J. L. Crassidis and F. L. Markley. Sliding mode control using modified rodrigues parameters. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 19(6) :1381–1383, 1996.

[24] C. Charbonnel. H∞ and lmi attitude control design : towards performances and robustness enhancement. *Acta Astronautica*, 54(5) :307–314, 2004.

[25] C. Charbonnel. H∞ controller design and μ-analysis : Powerful tools for flexible satellite attitude control. In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, page 7907, 2010.

[26] B. J. Eddine, D. Yijiang, and W. U. Zhong. Anti-disturbance pd controller design for flexible spacecraft attitude stabilization. In *2015 34th Chinese Control Conference (CCC)*, pages 5687–5690. IEEE, 2015.

[27] X. Wei and L. Guo. Composite disturbance-observer-based control and h∞ control for complex continuous models. *International Journal of Robust and Nonlinear Control : IFAC-Affiliated Journal*, 20(1) :106–118, 2010.

[28] S. Li, J. Yang, W. H. Chen, and X. Chen. *Disturbance observer-based control : methods and applications*. CRC Press, 2016.

[29] Zoran NIKOLOVSKI. Emprunts lexicaux anglais en français dans l'aéronautique et l'astronautique. In *Actes du IIIe Colloque international : Langues sur Objectifs Spécifiques : Passé, Présent, Future*, page 363, 2015.

[30] Sergej KUZNECOV and Patrick SÉRIOT. Linguistica cosmica : La naissance du paradigme cosmique. *Histoire épistémologie langage*, 17(2) :211–234, 1995.

[31] Anne-Marie MALAVIALLE. Les satellites de communications : des promesses techniques aux réalités politiques et industrielles. *Hermès, La Revue*, 34(2) :191–204, 2002.

[32] Sarah VIGNEAU. L'éveil du spoutnik : la réaction du congrès américain au lancement du satellite soviétique, 1957–1958, 2019.

[33] Sebastian Grevsmühl. 1965. astérix dans les étoiles. *Histoire mondiale de la France*, pages 693–696, 2017.

[34] Marcel J. SIDI. *Spacecraft dynamics and control : a practical engineering approach*. Cambridge University Press, 1997.

[35] Malcolm D. SHUSTER et al. A survey of attitude representations. *Navigation*, 8(9) :439–517, 1993.

[36] DJALAB ABDELHAK. *Contrôle agile d'attitude d'un micro-satellite par tuyère*. PhD thesis, Université Mohamed Boudiaf des sciences et de la technologie, 2013.

[37] Peter C. HUGHES. *Spacecraft attitude dynamics*. Courier Corporation, 2012.

[38] Marshall H. KAPLAN. *Modern spacecraft dynamics and control*. Courier Dover Publications, 2020.

[39] D. ASSEMAT, M. AVIGNON, and C. CORRECHER. *Cours de technologie spatiale – Techniques et technologies des véhicules spatiaux*. Centre National d'Études Spatiales, 2006.

[40] Florian Renk. Attitude control for a micro-satellite using only magnetic coils and target pointing for multiple satellites. Diploma thesis, Australian Centre for Field Robotics, The University of Sydney, 2005.

[41] Bong WIE. *Space vehicle dynamics and control*. AIAA, 1998.

[42] A. Ikhlef. Conception d'un système de contrôle d'attitude d'un satellite de télécommunication. Mémoire de magistère, Université des Sciences et de la Technologie d'Oran, 2020.

[43] Satellite artificiel. `https://fr.wikipedia.org/wiki/Satellite_artificiel`. Consulté en 2025.

[44] Hua Liu, Lei Guo, and Yumin Zhang. An anti-disturbance pd control scheme for attitude control and stabilization of flexible spacecrafts. *Nonlinear Dynamics*, 67(3) :2081–2088, 2012.

[45] Zhen Wang, Zhong Wu, Lijun Li, and Jun Yuan. A composite anti-disturbance control scheme for attitude stabilization and vibration suppression of flexible spacecrafts. *Journal of Vibration and Control*, 23(15) :2470–2477, 2017.

[46] Zhong Wu, Li Ya Huang, Kong Ming Wei, and Lei Guo. Active disturbance rejection control of attitude for spacecraft. *Kongzhi Lilun Yu Yingyong/Control Theory and Applications*, 30(12) :1617–1622, 2013.

[47] J Lu and LJ Brown. Internal model principle-based control of exponentially damped sinusoids. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 24(3) :219–232, 2010.

[48] Bong Wie, Qiang Liu, and Frank Bauer. Classical and robust h (infinity) control redesign for the hubble space telescope. *Journal of Guidance, control, and Dynamics*, 16(6) :1069–1077, 1993.

[49] Morteza Shahravi, Mansour Kabganian, and Aria Alasty. Adaptive robust attitude control of a flexible spacecraft. *International Journal of Robust and Nonlinear Control : IFAC-Affiliated Journal*, 16(6) :287–302, 2006.

[50] GS Nurre, RS Ryan, HN Scofield, and JL Sims. Dynamics and control of large space structures. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 7(5) :514–526, 1984.

[51] Chengbao Zhou and Di Zhou. Robust dynamic surface sliding mode control for attitude tracking of flexible spacecraft with an extended state observer. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G : Journal of Aerospace Engineering*, 231(3) :533–547, 2017.

[52] Long Li, Jing Yang, Xiaoping Shi, and Hailong Liu. Robust attitude control for flexible satellite during orbit maneuver. In *Proceedings of 2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*, pages 2531–2536. IEEE, 2014.

Annexe

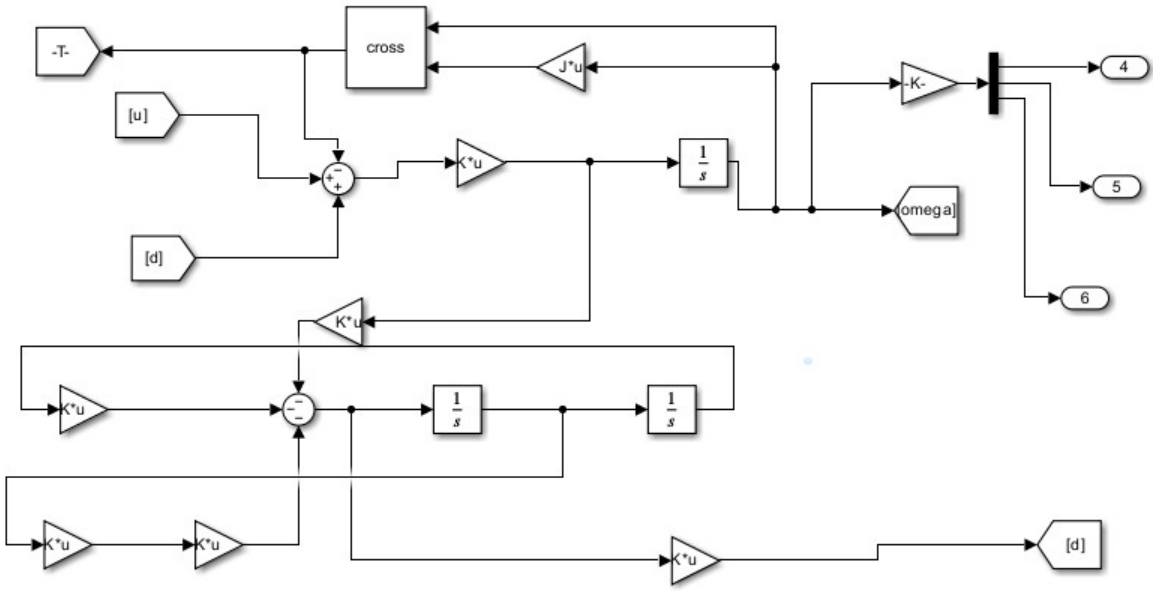


Figure 4.7 – Modèle de satellite

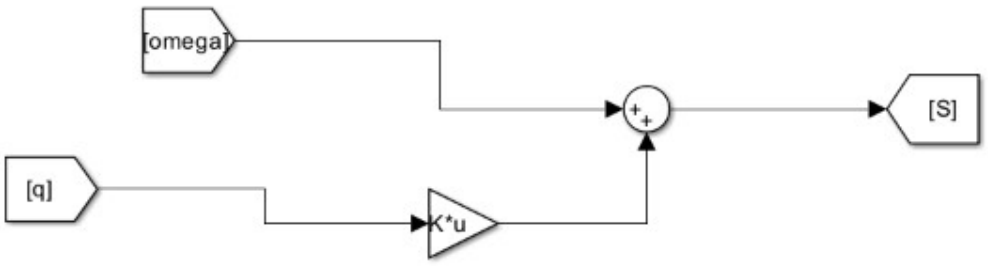


Figure 4.8 – Surface du glissement

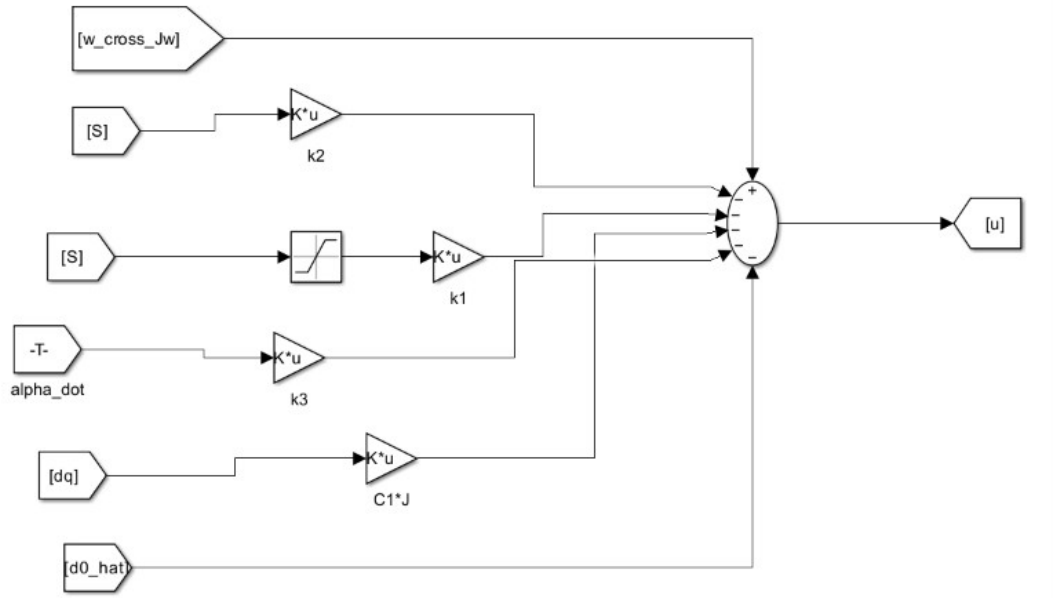


Figure 4.9 – Modèle de la commande

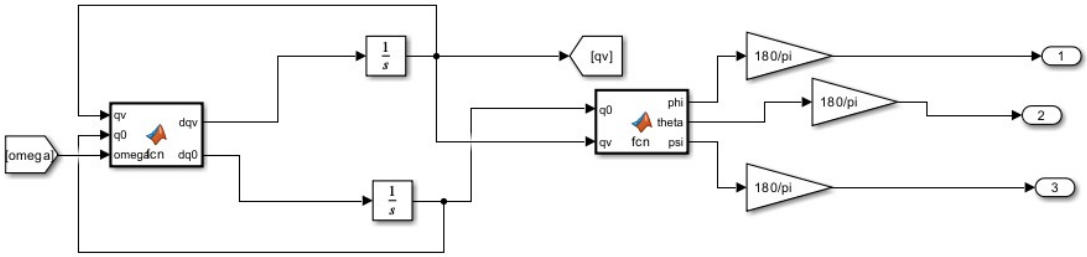


Figure 4.10 – Quaternion

Paramètreras de simulation

Listing 4.1 – Paramètres du satellite flexible LEO et du contrôleur

```
% Matrice d'inertie
J = [350  3      4;
3    280   10;
4    10   190];
J_inv = inv(J);

% Matrice de couplage
P = [ 6.45637,  1.27814,  2.15629;
-1.25619,  0.91756, -1.67264;
1.11687,  2.48901, -0.83674;
1.23637, -2.65810, -1.12503];

% Frequences propres
lam_n1 = 0.7681;
lam_n2 = 1.1038;
```

```
        lam_n3 = 1.8733;
        lam_n4 = 2.5496;

        Lam = diag([lam_n1, lam_n2, lam_n3, lam_n4]);

        lam_carre = Lam^2;

        % Amortissement
        xi_1 = 0.0056;
        xi_2 = 0.0086;
        xi_3 = 0.0130;
        xi_4 = 0.0250;

        xi = diag([xi_1, xi_2, xi_3, xi_4]);

        % Matrice de frequence de la perturbation
        omg_carre = diag([0.25, 0.25, 0.25]);

        % Gains
        c1  = 5*0.5;
        c2  = 0.5*0.5;
        k1  = 0.05;
        k2  = 1000;
        k3  = 5000;
        phi = 100*1;

        % Conditions initiales
        omega_init   = [0; 0; 0];
        q0_init      = 1;
        qv_init      = [0.05; 0.03; 0.02]*0.5;
        eta_init     = [1; 1; 1; 1]*0.01;
        eta_dot_init = [0; 0; 0; 0];

        % Temps de simulation
        T = 100; % secondes
```