



Mémoire de fin d'étude

Pour l'obtention du diplôme d'Ingénieur

Filière : Automatique
Spécialité : Automatique

Présenté par : Ala eddine GUENNOUNI

Thème

Composite attitude contrôle d'un satellite flexible
par PD contrôleur et observateur de la perturbation

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	Examineur 1
M.Mahieddine AYAD	Docteur	Polytec. Nantes	Examineur 2

Année universitaire : 2025 /2026

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

Dédicace

A coeur 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 soeur 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...

Remerciment

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 notre gratitude aux membres du jury, qui ont accepté d'examiner notre travail. Nous remercions également tous les enseignants du département d'Automatique ainsi que 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.

Enfin, nous remercions toutes les personnes ayant contribué, de près ou de loin, à l'élaboration de ce travail.

الملخص

تناول هذه المذكرة التحكم في حال القمر الصناعي مرّن ثلاثي المحاور، من خلال اقتراح استراتيجية تحكم مركبة تجمع بين المصحح التناسبي - التفاضلي PD ومرصد الاضطرابات DO . بعد تقديم عام للأقمار الصناعية وبنيتها ومداراتها وديناميكيّتها، يتطرق البحث إلى مختلف أنواع الاضطرابات الخارجية، وبشكل خاص الاضطرابات الداخلية المتمثلة في الاهتزازات المرنة وتذبذبات السوائل، والتي تؤثر سلبيًا على دقة توجيه القمر الصناعي. تم تطوير نموذج رياضي دقيق يعتمد على الكواتيرنيون لوصف ديناميكية الاتجاه. كما تم تصميم مرصد الاضطرابات لتقدير الاهتزازات الناتجة عن الملحقات المرنة في الزمن الحقيقي، في حين يضمن المصحح PD استقرار النظام. وقد تم إثبات الاستقرار التقاربي للنظام باستخدام طريقة ليابونوف، بينما أكدت نتائج المحاكاة العددية تفوق استراتيجية PD+DO مقارنة بالتحكم PD التقليدي، من خلال تحقيق تخفيض ملحوظ في أخطاء متوسط الجذر التربيعي RMS الخاصة بزوايا الاتجاه والسرعات الزاوية.

Abstract

This thesis focuses on the attitude control of a three-axis flexible satellite, proposing a composite control strategy that combines a PD controller and a disturbance observer (DO). Following a general overview of satellites, their structures, orbits, and dynamics, the research addresses all types of disturbances and, in particular, internal disturbances (elastic vibrations and fluid oscillations) that reduce the accuracy of the satellite's orientation. A rigorous mathematical model based on quaternions is established to describe the attitude dynamics. The disturbance observer is designed to estimate in real time the vibrations induced by the flexible appendages, while the PD controller ensures stabilization. The asymptotic stability of the system is proven using the Lyapunov method, and numerical simulations confirm the superiority of the PD+DO approach over classical PD, with a significant reduction in Root Mean Square (RMS) errors on angles and angular velocities.

Résumé

Ce mémoire de fin d'études porte sur le contrôle d'attitude d'un satellite flexible à trois axes, en proposant une stratégie de commande composite combinant un correcteur PD et un observateur de perturbations (DO). Après une présentation générale des satellites, de leurs structures, orbites et dynamiques, la recherche aborde tous les types de perturbations et en particulier les perturbations internes (vibrations élastiques et oscillations des fluides) qui réduisent la précision de l'orientation du satellite. Un modèle mathématique rigoureux basé sur les quaternions est établi pour décrire la dynamique d'attitude. L'observateur de perturbations est conçu pour estimer en temps réel les vibrations induites par les appendices flexibles, tandis que le correcteur PD assure la stabilisation. La stabilité asymptotique du système est prouvée par la méthode de Lyapunov, et les simulations numériques confirment la supériorité de l'approche PD+DO par rapport au PD classique, avec une réduction significative des erreurs (RMS) sur les angles et les vitesses angulaires.

Table des matières

Liste des figures	10
Liste des tableaux	11
Liste des abréviations	11
Introduction	12
1 Généralités sur les satellites	15
1.1 Introduction	15
1.2 Historique	15
1.3 Structure d'un satellite	17
1.3.1 Alimentation	17
1.3.2 Contrôle d'orbite et d'attitude	17
1.3.3 Contrôle thermique	18
1.3.4 Propulsion	18
1.3.5 Télémessure et télécommande	18
1.3.6 Gestion de bord (ordinateur de bord)	18
1.4 Types de satellites	18
1.4.1 Satellites de télécommunication	18
1.4.2 Satellites d'observation de la terre	19
1.4.3 Satellites de navigation	19
1.4.4 Satellites scientifiques	20
1.5 Types d'orbites	20
1.6 Mouvement du satellite	20
1.7 Lancement de satellite	22
1.7.1 Lanceur (la fusée)	22
1.7.2 Choix de site de lancement	23
1.7.3 Les étapes du lancement	23
1.7.4 Mise en orbite géostationnaire	23
1.7.5 Durée de vie	23
1.8 conclusion	24

2	Systèmes de contrôle d'attitude des satellites	25
2.1	Introduction	25
2.2	Contrôle d'attitude d'un satellite	25
2.3	Boucle de contrôle d'attitude	26
2.3.1	Capteurs	27
2.3.2	Actionneurs	31
2.4	Couples de perturbations	35
2.4.1	Perturbations externes	36
2.4.2	Perturbations internes	38
2.5	Conclusion	41
3	Cinématique et dynamique d'attitude des satellites	42
3.1	Introduction	42
3.2	Système de coordonnées en contrôle d'attitude	42
3.2.1	Repère inertiel	42
3.2.2	Repère orbital local	43
3.2.3	Repère satellite	43
3.3	Représentation d'attitude	44
3.3.1	Angles d'Euler	44
3.3.2	Matrice de rotation d'attitude	45
3.3.3	Quaternions	46
3.3.4	Paramètres de Rodrigues	47
3.4	Équations de mouvement d'un satellite	47
3.4.1	Équations dynamiques du mouvement	47
3.4.2	Équations cinématiques du mouvement	48
	Conclusion	49
4	Contrôle composite d'un satellite flexible avec observateur de perturbations	50
4.1	Introduction	50
4.2	Modèle mathématique de l'attitude d'un satellite	50
4.3	Conception d'un Observateur de Perturbation	52
4.4	Conception de Contrôleurs Composites	53
4.5	Résultats de la Simulation	54
4.6	Conclusion	60
	Conclusion	61
	Annexe	66

Table des figures

1.1	Sputnik I [1]	16
1.2	Satellite Explorer [2]	16
1.3	Structure du Satellite	17
1.4	Satellite de Télécommunication [3]	19
1.5	Satellite d'observation de la terre [3]	19
1.6	Différents types d'orbites	20
1.7	Première loi de Kepler	21
1.8	Deuxième loi de Kepler	22
1.9	Lancement du satellite	23
2.1	Bloc de diagramme de SCAO	26
2.2	Capteur terrestre	27
2.3	Capteur solaire	28
2.4	Capteur étoile	29
2.5	Magnétomètre	29
2.6	Capteur inertiel	30
2.7	GPS	31
2.8	Roue a réaction	32
2.9	Roue cinétique	32
2.10	Gyroscopes	33
2.11	Actionneur magnétique	34
2.12	Systeme de propulsion	35
2.13	Les problématiques de pointage [4]	35
2.14	Couple de gradient de gravité [5]	36
2.15	Champs magnétique terrestre [6]	37
2.16	Type de flux Perturbateurs [5]	38
2.17	Satellite avec panneaux solaires [7]	38
2.18	Illustration schématique d'une onde de balancement [8]	40
2.19	Modèle mécanique du ballonnement [8]	40
3.1	Système de coordonnées [9]	43
3.2	Séquence de rotation	44
4.1	Satellite muni d'un appendice flexible	50
4.2	Réponse temporelle de l'angle de roulis obtenue par PD et PD+DO	54
4.3	Réponse temporelle de l'angle de tangage obtenue par PD et PD+DO	55

4.4	Réponse temporelle de l'angle de lacet obtenue par PD et PD+DO . .	55
4.5	Réponse temporelle de la vitesse angulaire ω_x obtenue par PD et PD+DO	56
4.6	Réponse temporelle de la vitesse angulaire ω_y obtenue par PD et PD+DO	56
4.7	Réponse temporelle de la vitesse angulaire ω_z obtenue par PD et PD+DO	57
4.8	Réponse temporelle de la perturbation d_x	58
4.9	Réponse temporelle de la perturbation d_y	58
4.10	Réponse temporelle de la perturbation d_z	59
4.11	Réponse temporelle du couple de commande composite	59
4.12	Modele de satellite	66
4.13	Modele d'observateur de perturbation	66
4.14	Modele de la commande	67
4.15	Quaternion	67

Liste des tableaux

1.1	Types d'orbites	20
2.1	Précisions de quelques capteurs	31
2.2	Ordres de grandeur des perturbations de stabilité subies par un satellite[10, 11]	35
4.1	RMS de l'attitude et la vitesse angulaire	57

Liste des abréviations

Acronyme	Signification
SCA	Système de Contrôle d'Attitude
SCAO	Système de Contrôle d'Attitude et d'Orbite
ADCS	Attitude Determination and Control System
PD	Proportionnel-Dérivé
PID	Proportionnel-Intégral-Dérivé
DO	Disturbance Observer
DCM	Direction Cosine Matrix
MRP	Modified Rodrigues Parameters
GPS	Global Positioning System
LEO	Low Earth Orbit
MEO	Medium Earth Orbit
GEO	Geostationary Earth Orbit
SSO	Sun-Synchronous Orbit
RLG	Ring Laser Gyroscope
FOG	Fiber Optic Gyroscope
IMU	Inertial Measurement Unit
CMG	Control Moment Gyroscope
CSS	Coarse Sun Sensor
FSS	Fine Sun Sensor
IGRF	International Geomagnetic Reference Field
RMS	Root Mean Square
LMI	Linear Matrix Inequalities
CNES	Centre National d'Études Spatiales

Introduction

Le contrôle d'attitude constitue un domaine fondamental de l'ingénierie spatiale, dont l'objectif principal est d'orienter et de stabiliser un satellite selon une direction désirée dans l'espace afin de garantir la réussite de ses missions, telles que l'observation de la Terre, les télécommunications ou la navigation [12]. Dans les premières études sur la dynamique et la commande des satellites, ces derniers étaient généralement modélisés comme des corps rigides, ce qui permettait de simplifier considérablement l'analyse dynamique et la conception des lois de commande. Cette approche classique reste largement décrite dans plusieurs ouvrages de référence, notamment dans les travaux de Fichter et Geshnizjani, où la modélisation rigide est utilisée pour établir les principes fondamentaux du contrôle des engins spatiaux [13]. Dans ce cadre, un satellite rigide est considéré comme une structure indéformable se comportant comme une masse unique et indivisible, ce qui permet de prédire son mouvement avec une bonne précision à partir des équations de la dynamique rotationnelle [14].

Cependant, l'évolution des missions spatiales et l'augmentation des exigences en matière de performance, de précision et d'autonomie ont conduit à la conception de satellites plus grands, plus légers et dotés d'appendices déployables de grande dimension, tels que les panneaux solaires, les antennes et les structures de support. Ces éléments sont généralement fabriqués à partir de matériaux légers afin de réduire la masse totale du satellite, mais cette caractéristique introduit inévitablement un comportement flexible dans la structure globale du système. Par conséquent, le satellite doit être modélisé comme un système flexible, dans lequel la dynamique du corps central rigide est étroitement couplée aux vibrations élastiques des appendices flexibles, un phénomène connu sous le nom de couplage rigide-flexible [15, 16]. Ce couplage dynamique rend la modélisation et la conception du contrôleur beaucoup plus complexe, car les vibrations structurelles peuvent interagir avec la dynamique d'attitude du satellite.

En effet, si ces effets de flexibilité ne sont pas correctement pris en compte lors de la conception du système de commande, ils peuvent engendrer des oscillations résiduelles persistantes, réduire la précision de pointage et, dans certains cas, compromettre la stabilité globale du système de contrôle d'attitude [15] [17, 18]. Plusieurs travaux ont montré que ces vibrations peuvent perturber significativement les performances du système, notamment lors des manœuvres rapides d'attitude ou lors des phases de stabilisation du satellite. Des études comparatives ont démontré que

contrairement au modèle rigide qui produit un mouvement parfaitement déterministe, un modèle flexible génère souvent un mouvement oscillatoire harmonique résultant des vibrations des panneaux solaires et des autres appendices flexibles [14, 17]. Ces résultats soulignent l'importance de prendre en compte les effets de flexibilité dans la modélisation et la conception des systèmes de contrôle d'attitude afin d'obtenir une représentation plus réaliste du comportement dynamique des satellites modernes.

Plusieurs méthodes de commande ont été développées pour assurer le contrôle d'attitude des satellites. Le premier contrôle actif d'attitude a été conçu et implémenté par des contrôleurs Proportionnel-Intégral-Dérivé (PID) ou Proportionnel-Dérivé (PD), ce qui permettait de stabiliser le système et d'assurer la bande passante de contrôle requise. Pour la dynamique flexible, la tâche est plus délicate car les modes flexibles proches de la bande passante de contrôle peuvent entraîner une perte de stabilité et il est difficile pour un contrôleur PID/PD d'obtenir des performances satisfaisantes pour les satellites flexibles.

Pour surmonter ces problèmes, plusieurs approches modernes ont été proposées telles que la commande par mode glissant, qui est une approche très efficace et a été appliquée à la conception de systèmes de contrôle d'attitude en combinaison avec le contrôle actif des vibrations [19, 20], mais cette technique entraîne souvent des oscillations (chattering) en raison de son commutateur de commande discontinu. Dans [21] et [22], une méthode de conception d'un contrôleur robuste H_∞ ainsi que des techniques d'analyse Inégalités matricielles linéaires (LMI) ont été proposées pour l'élaboration des lois de commande d'attitude des satellites flexibles. Dans ce cadre, le problème est formulé d'une LMI, permettant d'obtenir de bonnes performances en rejet des perturbations, bien que leur efficacité pour la stabilisation de l'attitude reste limitée. Une comparaison de performance entre un contrôleur structuré H_∞ et le contrôleur classique H_∞ pour les grands satellites flexibles a été étudiée dans [23].

À Cette fin, le développement de techniques d'estimation des perturbations serait un bon choix pour atténuer la restriction rencontrée par la commande feedforward traditionnelle. La commande basée sur l'observateur de perturbations a été considérée comme l'une des atténuations de perturbations les plus prometteuses; 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 [24, 25, 26].

Dans ce travail, une stratégie de contrôle d'attitude basée sur un PD combiné à un observateur de perturbations est proposée pour un satellite flexible à trois axes. L'objectif de cette approche est d'améliorer la robustesse du système de contrôle ainsi que sa capacité à atténuer les perturbations induites par les vibrations des structures flexibles. L'observateur de perturbations est utilisé pour estimer les perturbations affectant le système, lesquelles sont ensuite compensées par une action de commande anticipative, tandis que le contrôleur PD assure la stabilisation et le suivi de l'attitude du satellite. La convergence de l'erreur de suivi ainsi que la stabilité du système en boucle fermée sont analysées et garanties à l'aide de la méthode de Lyapunov. Enfin, les résultats obtenus à travers les simulations numériques démontrent l'efficacité et la faisabilité de la stratégie de contrôle proposée, permettant d'améliorer la précision de pointage et la stabilité du satellite face aux effets des vibrations.

GÉNÉRALITÉS SUR LES SATELLITES

1.1 Introduction

Depuis que l'être humain a levé les yeux vers le ciel, il a cherché à comprendre et à conquérir l'espace. C'est le 4 octobre 1957 que cette ambition prend une forme concrète et révolutionnaire, avec le lancement du premier satellite artificiel soviétique, Spoutnik 1. En quelques décennies seulement, ce qui relevait de la science-fiction est devenu une réalité quotidienne indispensable à nos sociétés modernes.

Aujourd'hui, des milliers de satellites artificiels évoluent autour de la terre, accomplissant des missions aussi diverses que la télécommunication, la météorologie, la navigation, l'observation de la terre ou encore l'exploration scientifique de l'Univers. Ces engins, véritables prouesses d'ingénierie, structurent en profondeur notre façon de communiquer, de nous déplacer et de comprendre notre environnement planétaire.

Ce chapitre a pour objectif de poser les fondements théoriques et techniques nécessaires à la compréhension des systèmes satellitaires. Il aborde successivement l'histoire de la conquête spatiale, les définitions essentielles, les différentes catégories de satellites selon leur mission et leur orbite, ainsi que la structure interne de ces engins et les procédures de lancement qui permettent de les placer en orbite. Comprendre les généralités sur les satellites, c'est appréhender un domaine au carrefour de la physique, de l'ingénierie et des télécommunications, un domaine en constante évolution, dont les enjeux technologiques et géopolitiques sont au cœur du XXI^e siècle.

1.2 Historique

La première mention d'un satellite artificiel figure dans la nouvelle *The Brick Moon* de Edward Everett Hale (1869) [27]. Jules Verne évoque également cette idée dans *Les 500 millions de la Béguine* (1879). En 1903, Constantin Tsiolkovsky publie le premier ouvrage scientifique sur l'utilisation de fusées pour le lancement d'engins spatiaux, indiquant la vitesse minimale (8 km/s) qu'un objet doit atteindre pour se placer en orbite terrestre [28].

En 1945, l'écrivain Arthur C. Clarke décrit en détail l'utilisation de satellites de télécommunications pour les communications de masse, suggérant l'utilisation de trois satellites en orbite géostationnaire — nombre suffisant pour couvrir l'ensemble de la planète [29].

Le premier satellite artificiel a été lancé par l'Union soviétique le 4 octobre 1957. Il était nommé *Sputnik I* — mot signifiant « compagnon de voyage » en russe, comme le montre la figure 1.1. C'était une sphère métallique de la taille d'un ballon de basket dotée de quatre antennes. Il a transmis des signaux radio à la terre pendant trois semaines, puis ses piles se sont éteintes et il est entré dans l'atmosphère terrestre où il a pris feu [30]

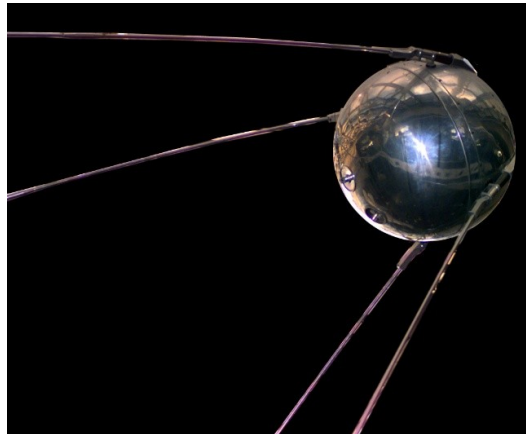


Figure 1.1 – Sputnik I [1]

Le second satellite, *Sputnik II*, a été lancé le 3 novembre 1957 transportant à son bord la chienne Laïka, premier mammifère à voyager dans l'espace. Le succès des satellites Sputnik a marqué le début de la course à l'espace.

Le 31 janvier 1958, le premier satellite artificiel américain, *Explorer-1*, est lancé par une fusée Jupiter-C développée par une équipe dirigée par Wernher von Braun. *Explorer-1*, d'une masse de 13,9 kg, découvrira les ceintures de radiation de Van Allen.

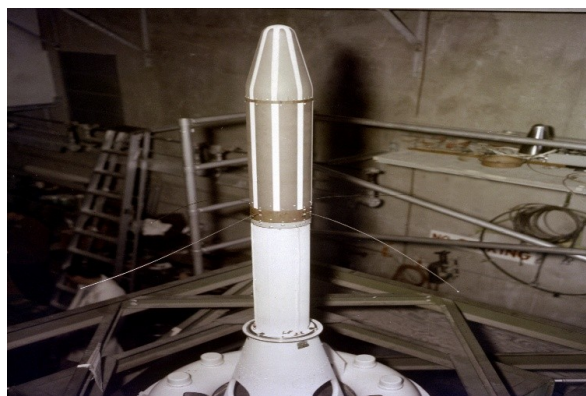


Figure 1.2 – Satellite Explorer [2]

Le second satellite, *Sputnik II*, a été lancé le 3 novembre 1957 transportant à son bord la chienne Laïka, premier mammifère à voyager dans l'espace. Le succès des satellites Sputnik a marqué le début de la course à l'espace.

La mise sur orbite du premier satellite géostationnaire Syncom I (février 1963) ouvrait la voie à une utilisation commerciale des satellites de télécommunications. Intelsat I, connu sous le nom d'Early Bird, ouvrait à partir du printemps 1965 le premier service commercial par satellite.

En novembre 1965, le satellite français Astérix est à son tour placé sur orbite, faisant de la France le troisième pays à envoyer un satellite dans l'espace, après l'URSS et les États-Unis [31].

Dans les années 1990-2000, la rentabilité de l'activité s'accroît fortement : les organisations internationales (Intelsat) et régionales (Eutelsat) sont progressivement privatisées tandis que les opérateurs privés se multiplient.

1.3 Structure d'un satellite

Un satellite artificiel est un système complexe constitué de plusieurs sous-systèmes interconnectés, chacun assurant une fonction spécifique indispensable à la réussite de la mission. De manière générale, l'architecture d'un satellite est divisée en deux parties principales : la charge utile, qui correspond à la mission (caméra, antenne, capteurs, etc.), et la plateforme, qui regroupe l'ensemble des sous-systèmes assurant le fonctionnement du satellite .

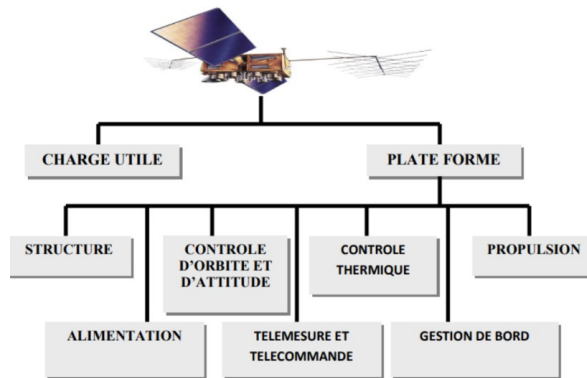


Figure 1.3 – Structure du Satellite

1.3.1 Alimentation

Le bloc alimentation correspond au système de production et de gestion d'énergie :

- Panneaux solaires .
- Batteries.
- Régulation électrique.

Ce système est indispensable pour alimenter tous les autres sous-systèmes en continu.

1.3.2 Contrôle d'orbite et d'attitude

C'est un bloc très important pour notre étude, il assure l'orientation du satellite (attitude) et le maintien ou la correction de l'orbite. Il utilise :

- Capteurs : gyroscopes, capteurs solaires, capteurs stellaires .
- Actionneurs : roues de réaction, magnétorquers, propulseurs

Ce système est essentiel pour garantir le bon pointage des antennes ou instruments..

1.3.3 Contrôle thermique

C'est un sous-système qui a pour rôle de contrôler les températures des équipements qui doivent rester dans les plages spécifiées (imposées), pendant toutes les phases de l'orbite ainsi que toute la durée de vie du satellite, en utilisant un contrôle passif, telles que les couvertures de surface, les isolations et un contrôle actif tels que les radiateurs et les volets mobiles.

1.3.4 Propulsion

Le système de propulsion est utilisé pour :

- Les corrections d'orbites .
- Le maintien à poste (surtout en GEO)
- Les manœuvres spatiales

1.3.5 Télémessure et télécommande

Ce bloc assure la communication avec le sol :

- Télémessure : envoi des données du satellite vers la terre
- Télécommande : réception des ordres depuis la station au sol

C'est un élément critique pour le contrôle du satellite.

1.3.6 Gestion de bord (ordinateur de bord)

La gestion de bord correspond au système informatique du satellite. Elle assure :

- Le traitement des données
- La coordination entre les sous-systèmes
- L'exécution des commandes

C'est le "cerveau" du satellite.

1.4 Types de satellites

Les satellites artificiels peuvent être classés selon leur mission principale, chaque type étant conçu pour répondre à des besoins spécifiques dans des domaines variés tels que les télécommunications, l'observation de la terre ou encore la navigation.

1.4.1 Satellites de télécommunication

Les satellites de télécommunication constituent l'une des applications les plus répandues. Ils assurent la transmission de signaux entre différents points de la Terre, permettant ainsi la diffusion de la télévision, des communications téléphoniques et de l'Internet. Ces satellites sont généralement placés en orbite géostationnaire afin de couvrir une zone fixe de la surface terrestre. Leur fonctionnement repose sur des transpondeurs capables de recevoir, amplifier et retransmettre les signaux. La figure 3 présente un satellite artificiel en orbite équipé des antennes pour la communication.



Figure 1.4 – Satellite de Télécommunication [3]

1.4.2 Satellites d'observation de la terre

Les satellites d'observation de la terre sont utilisés pour surveiller et analyser la surface terrestre et son atmosphère. Ils jouent un rôle crucial dans des domaines tels que la météorologie, la gestion des ressources naturelles et la surveillance environnementale. Par exemple, les satellites météorologiques permettent de prévoir les conditions climatiques et d'anticiper les catastrophes naturelles.

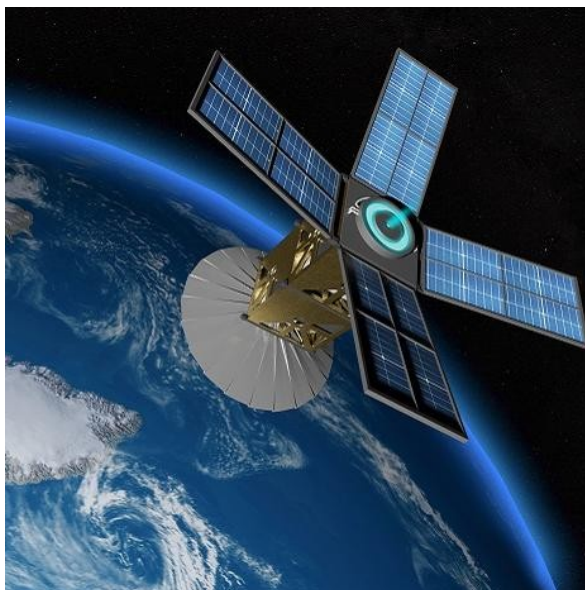


Figure 1.5 – Satellite d'observation de la terre [3]

1.4.3 Satellites de navigation

Les satellites de navigation fournissent des informations de positionnement et de synchronisation à l'échelle mondiale. Le système GPS en est l'exemple le plus connu, permettant de déterminer la position d'un utilisateur avec une grande précision grâce à une constellation de satellites en orbite moyenne.

1.4.4 Satellites scientifiques

Les satellites scientifiques sont destinés à l'exploration spatiale et à la recherche fondamentale. Ils permettent l'étude des planètes, des étoiles et des phénomènes astrophysiques. Certains satellites sont également utilisés pour des expériences en microgravité. Ces missions scientifiques ont contribué de manière significative à l'avancement des connaissances en astrophysique et en cosmologie.

1.5 Types d'orbites

On distingue trois orbites qu'un satellite suit lors de son mouvement, on l'exprime dans ce schéma :

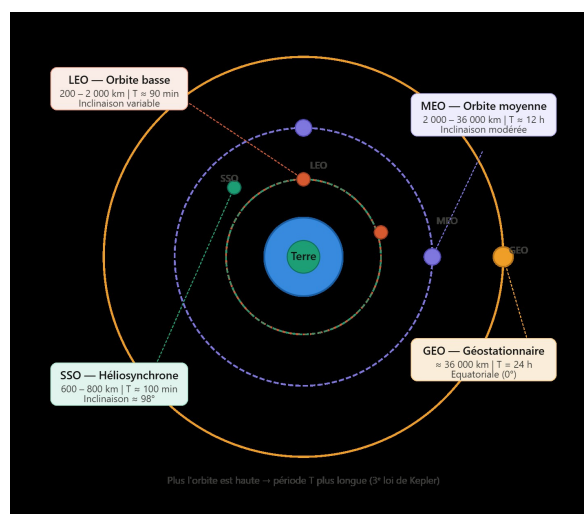


Figure 1.6 – Différents types d'orbites

A présent, nous présentons un aperçu sur les différentes orbites à travers le tableau ci-dessous :

Table 1.1 – Types d'orbites

Type d'orbite	Altitude	Utilisation principale
LEO	500–2 000 km	Observation, télécom
MEO	2 000–36 000 km	Navigation (GPS)
GEO	36 000 km	Météo, télécommunication
SSO	≈ 800 km	Imagerie terrestre

1.6 Mouvement du satellite

Le mouvement des satellites artificiels autour de la terre est régi par les lois fondamentales de la mécanique céleste, basées sur l'interaction gravitationnelle entre la terre et le satellite. Ce mouvement peut être décrit comme une trajectoire orbitale résultant de l'équilibre entre la force d'attraction gravitationnelle et la vitesse du satellite, comme expliqué dans les travaux classiques d' Isaac Newton. En effet,

selon la loi de la gravitation universelle, la force exercée par la terre sur un satellite est donnée par :

$$F = \frac{GM_T m}{r^2} \quad (1.1)$$

Où G est la constante gravitationnelle, M_T est la masse de la terre, m est la masse du satellite et r est la distance entre leurs centres. Cette force agit comme une force centripète, maintenant le satellite sur une trajectoire orbitale autour de la terre .

Par ailleurs, le mouvement orbital des satellites est également décrit par les Lois de Kepler, initialement formulées par Johannes Kepler. La première loi stipule que les satellites décrivent des orbites elliptiques dont la terre occupe l'un des foyers, cette relation peut être modéliser par :

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

Où : $r(\theta)$ est la distance satellite–terre, a est demi-grand axe, e l'excentricité de ellipse et θ est l'anomalie vraie, l'angle entre la position actuelle de la planète et son point le plus proche du soleil. La figure 1.7 illustre la 1ère loi de Kepler.

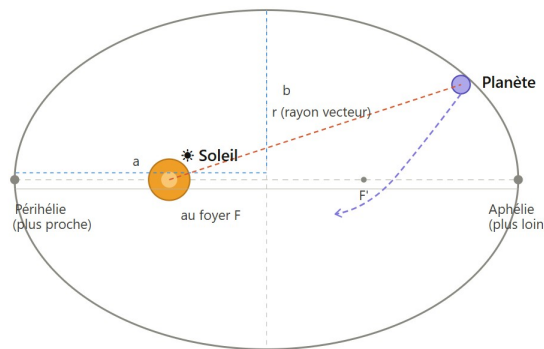


Figure 1.7 – Première loi de Kepler

La deuxième loi, dite loi des aires, indique que le rayon vecteur reliant le satellite à la terre balaie des aires égales pendant des intervalles de temps égaux, ce qui implique que la vitesse du satellite varie le long de son orbite :

$$\frac{dA}{dt} = \text{constant} \quad (1.3)$$

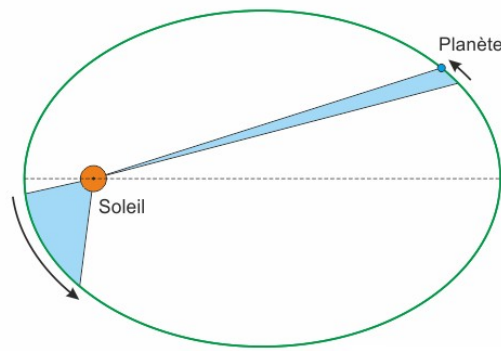


Figure 1.8 – Deuxième loi de Kepler

Enfin, la troisième loi établit une relation entre la période orbitale et le demi-grand axe de l'orbite, fournissant une base essentielle pour le dimensionnement des missions spatiales, cette relation est exprimée par :

$$T^2 = \frac{4\pi^2}{GM}a^3 \quad (1.4)$$

Où : G : constante gravitationnelle, M : masse de la terre

Dans un modèle simplifié, on suppose que la terre est une sphère parfaite et que seule la gravitation agit sur le satellite. Cependant, dans la réalité, plusieurs perturbations influencent le mouvement orbital. Parmi celles-ci, on trouve l'aplatissement de la terre (effet J2), les forces de traînée atmosphérique pour les orbites basses, ainsi que les perturbations gravitationnelles dues à la lune et au soleil, ainsi que les perturbations internes. Ces perturbations seront étudiées en détail dans le chapitre 2.

1.7 Lancement de satellite

1.7.1 Lanceur (la fusée)

Les fusées sont des moyens de transport pour amener un satellite, une sonde ou une capsule dans l'espace. Toutes les fusées fonctionnent selon le même principe physique, celui de l'action-réaction : au moment de la mise à feu, des gaz sont éjectés à très forte vitesse par les moteurs, propulsant la fusée dans la direction opposée [32].



Figure 1.9 – Lancement du satellite

1.7.2 Choix de site de lancement

Plus la base de lancement sera près de l'équateur, plus elle permettra de lancer efficacement des fusées. C'est au niveau de l'équateur que la vitesse linéaire de rotation de la terre est la plus importante. Ainsi, la base de Kourou en Guyane, située à 5,3° Nord, peut profiter au maximum de cette vitesse additionnelle [33]. La figure ci-dessus représente les principales bases du lancement au monde

1.7.3 Les étapes du lancement

- La trajectoire d'une fusée est initialement verticale durant 10 à 20 secondes pour dégager la fusée des installations au sol. Durant la traversée de l'atmosphère, la fusée est basculée dans le plan de sa future orbite avec un angle qui minimise les efforts mécaniques sur sa structure [33].
- La coiffe, la partie haute de la fusée, est larguée quand la fusée sort de l'atmosphère, vers 100 km d'altitude. En effet, la densité de l'air est alors plus faible et ne risque plus de provoquer un échauffement pouvant endommager le satellite [32].
- Selon le type de mission, le lanceur place la charge utile immédiatement sur son orbite définitive (satellites en orbite basse) ou sur une orbite d'attente ou de transfert (satellite géostationnaire) [34].

1.7.4 Mise en orbite géostationnaire

La fusée propulse le satellite à 200 km avec une vitesse de 10,2 km/s. Cette vitesse étant supérieure à celle de satellisation, il s'éloigne vers l'apogée à 36 000 km où il ne lui reste plus qu'une vitesse de 1,6 km/s. Il doit alors utiliser son propre moteur d'apogée pour gagner de la vitesse (passant de 1,6 à 3 km/s) et circulariser son orbite définitive [35].

1.7.5 Durée de vie

La durée de vie d'un satellite, variable selon le type de mission, peut atteindre quinze ans. Les coûts de fabrication peuvent monter à plusieurs centaines de millions

d'euros et ceux de lancement sont de l'ordre de 10 000 à 20 000 dollars américains par kilogramme.

1.8 conclusion

En conclusion, ce chapitre a permis de présenter une vue d'ensemble sur les satellites artificiels, en abordant leur évolution historique, leurs différentes catégories ainsi que les types d'orbites dans lesquelles ils évoluent. Nous avons également examiné la structure interne d'un satellite, mettant en évidence les principaux sous-systèmes nécessaires à son bon fonctionnement, tels que l'alimentation, le contrôle d'attitude et les communications. Par ailleurs, l'étude du mouvement des satellites a permis de comprendre les principes fondamentaux qui régissent leur dynamique en orbite, tandis que les méthodes de lancement ont illustré les moyens techniques mis en œuvre pour leur mise en service. Ainsi, ces éléments constituent une base essentielle pour la compréhension des systèmes spatiaux, et plus particulièrement pour l'étude de la modélisation et du contrôle d'attitude des satellites. Ce cadre théorique servira de fondement aux chapitres suivants, où des analyses plus approfondies seront développées.

SYSTÈMES DE CONTRÔLE D'ATTITUDE DES SATELLITES

2.1 Introduction

Les satellites en orbite sont soumis à divers couples perturbateurs, tels que les effets aérodynamiques de l'atmosphère résiduelle ou la pression de radiation solaire, qui entraînent des variations de leur orientation. Afin de maintenir une attitude conforme aux exigences de la mission, un système de contrôle d'attitude (SCA) est mis en œuvre. Ce système regroupe l'ensemble des capteurs, actionneurs et algorithmes permettant d'assurer, de manière autonome, la correction des déviations.

En fonction de la mission assignée, le satellite doit orienter avec précision ses instruments embarqués vers des directions spécifiques. Par exemple, les missions d'observation astronomique nécessitent le pointage d'un télescope vers une cible céleste, tandis que les missions d'observation terrestre imposent une orientation constante vers la terre. De même, les satellites de télécommunication doivent diriger leurs antennes vers des zones géographiques déterminées, avec parfois des changements successifs de visée.

En cas d'écart par rapport à l'attitude nominale, des techniques de stabilisation sont utilisées pour assurer la correction. Le contrôle d'attitude constitue ainsi une discipline complexe, mobilisant des connaissances en mécanique, physique, automatique, informatique et mathématiques.

Ce chapitre propose une vue d'ensemble de l'attitude des véhicules spatiaux. Il met en évidence l'importance du contrôle d'attitude, présente les principales spécifications selon les types de missions, puis décrit les capteurs et actionneurs utilisés pour la détermination et la commande de l'attitude. Il aborde également l'étude des perturbations et leur influence sur l'attitude du satellite.

2.2 Contrôle d'attitude d'un satellite

Le contrôle d'attitude d'un satellite désigne l'ensemble des méthodes et systèmes permettant d'orienter et de stabiliser un engin spatial selon des axes de référence définis dans l'espace. Plus précisément, l'attitude d'un satellite est décrite par trois angles de rotation tangage, roulis et lacet qui caractérisent son orientation par rapport à un repère inertiel ou local [12]. Cette orientation doit être maintenue ou modifiée avec précision afin de garantir le bon fonctionnement des instruments embarqués, tels que les capteurs optiques, les antennes de communication ou les panneaux solaires. Le système de contrôle d'attitude, désigné par l'acronyme ADCS (Attitude

Determination and Control System), est composé de deux fonctions fondamentales : la détermination d'attitude, qui consiste à estimer l'orientation courante du satellite à partir de données issues de capteurs (magnétomètres, gyroscopes, capteurs stellaires), et le contrôle d'attitude proprement dit, qui agit sur l'orientation via des actionneurs tels que les roues à inertie, les tuyères à gaz ou les magnéto-coupleurs [36]. La conception du contrôle d'attitude fait appel à des formalismes mathématiques rigoureux, notamment les quaternions et les matrices de rotation, afin d'éviter les singularités numériques inhérentes aux angles d'Euler [37]. L'ensemble de ces fonctions garantit que le satellite maintient une orientation conforme à sa mission opérationnelle tout au long de sa durée de vie en orbite. Pour contrôler l'attitude, les contrôleurs du satellite doivent avoir capacité de :

- La détermination de l'attitude courante.
- La détermination de l'erreur entre l'attitude courante et l'attitude désirée.
- L'application des couples générés par les actionneurs comme les tuyères, les magnéto-coupleurs et les roues de réaction pour éliminer l'erreur.

2.3 Boucle de contrôle d'attitude

Si on suppose que le modèle mathématique du système est parfait, c'est-à-dire l'absence des entrées perturbatrices, on peut générer un signal de commande produisant le signal de sortie. C'est exactement le principe de la commande en boucle ouverte qui exploite la connaissance des dynamiques du système afin de générer des entrées adéquates qui ne sont donc pas influencés par les signaux de sortie. Mais le système n'est pas parfait, les perturbations l'affectent, les signaux de sortie ne seront pas ceux souhaités. L'introduction d'un retour des informations sur les sorties mesurées s'avère alors nécessaire. Cette structure permet ainsi d'améliorer les performances dynamiques du système commandé (rapidité, rejet de perturbation, meilleur suivi de consignes, stabilisation des systèmes instables en boucle ouverte)[38].

Dans le cas général, le système de contrôle d'attitude du satellite est ainsi constitué des trois sous-ensembles principaux, à savoir, le sous-ensemble de mesure d'attitude, le sous-ensemble d'actuation et le logiciel d'application comme indiquer dans la figure 2.1

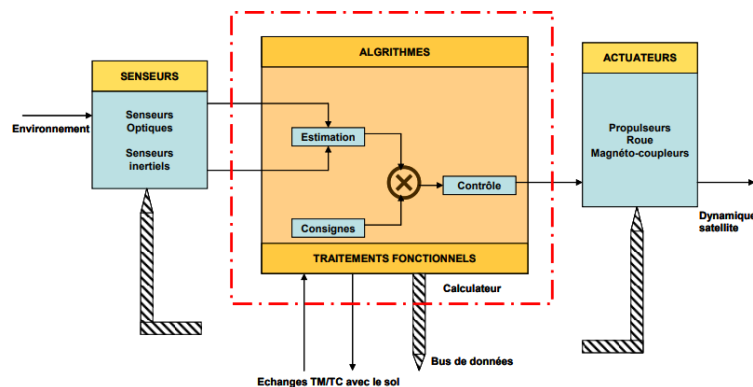


Figure 2.1 – Bloc de diagramme de SCAO

2.3.1 Capteurs

Les capteurs se trouvent en amont de la chaîne du SCAO, Le choix d'un capteur d'attitude, ou senseur, dépend de plusieurs facteurs liés d'une part à la mission du véhicule et aux performances de pointage et de stabilité demandées, et d'autre part, aux sources de référence disponibles[39].

Capteurs terrestres

Les capteurs terrestres, également appelés capteurs d'horizon ou Earth sensors, sont des instruments qui détectent le limbe terrestre, c'est-à-dire la frontière entre la terre et l'espace, afin de déterminer la direction du nadir, point directement situé sous le satellite [12]. Leur principe de fonctionnement repose sur la détection du rayonnement infrarouge émis par l'atmosphère terrestre, principalement dans la bande spectrale de 14 à 16 μm correspondant à l'émission du dioxyde de carbone, ce qui leur confère une grande stabilité thermique et une indépendance vis-à-vis de l'éclairage solaire [36]. On distingue deux grandes familles : 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 terrestre pour en déduire les angles de tangage et de roulis avec une précision typique de $0,05^\circ$ à $0,1^\circ$ [39]. Ces capteurs sont particulièrement adaptés aux satellites en orbite basse (LEO) et géostationnaire (GEO), où la terre occupe un angle solide suffisamment grand pour être détectée avec fiabilité. Des instruments tels que le Conical Earth Sensor embarqué sur de nombreux satellites météorologiques illustrent bien cette technologie dans des applications opérationnelles réelles, comme le montre la figure .

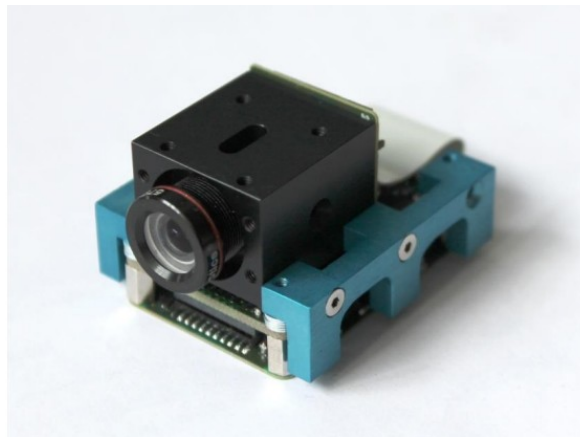


Figure 2.2 – Capteur terrestre

Capteurs solaires

Les capteurs solaires (sun sensors) sont des instruments de mesure d'attitude parmi les plus simples, les plus légers et les plus fiables disponibles pour les applications spatiales, conçus pour déterminer la direction du Soleil par rapport au repère satellite avec une précision variable selon leur niveau de sophistication [12]. Leur principe physique repose sur la photodétection des cellules photovoltaïques ou des photodiodes qui mesurent l'intensité lumineuse solaire incidente, et la comparaison

des signaux issus de plusieurs détecteurs permet de calculer l'angle d'incidence du rayonnement solaire [36]. On distingue trois niveaux de performance : les capteurs grossiers (coarse sun sensors, CSS), qui offrent une précision de l'ordre de 1° à 5° sur un champ de vue hémisphérique et sont utilisés principalement pour les phases de survie et d'acquisition initiale; les capteurs fins (fine sun sensors, FSS), qui atteignent des précisions de $0,01^\circ$ à $0,1^\circ$ sur un champ de vue restreint de $\pm 30^\circ$ à $\pm 60^\circ$; et les capteurs numériques à fente (digital sun sensors), qui utilisent un réseau de fentes codées pour produire directement une mesure angulaire binaire [39]. La principale contrainte opérationnelle des capteurs solaires est leur indisponibilité pendant les éclipses orbitales, périodes durant lesquelles le satellite est dans l'ombre de la terre, ce qui impose leur combinaison avec d'autres capteurs pour assurer une couverture d'attitude continue [40]. Ils sont présents sur la quasi-totalité des satellites, des cubesats aux grandes plateformes géostationnaires, en raison de leur faible consommation et de leur excellente fiabilité. La 2.3 présente un exemple de capteur solaire.

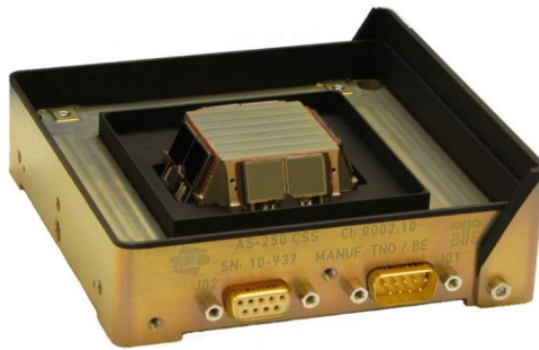


Figure 2.3 – Capteur solaire

Capteurs étoiles

Les capteurs d'étoiles, ou star trackers, représentent la technologie de référence absolue la plus précise disponible pour la détermination d'attitude des satellites, capables de fournir une orientation tridimensionnelle complète avec des précisions atteignant quelques secondes d'arc. Leur principe consiste à acquérir une image du ciel étoilé à l'aide d'un capteur CCD ou CMOS, puis à identifier les étoiles observées par comparaison avec un catalogue stellaire embarqué contenant plusieurs milliers d'étoiles de référence, afin de reconstituer l'orientation absolue du satellite dans le repère inertiel céleste [12]. On distingue le mode lost-in-space, dans lequel le capteur détermine son orientation sans aucune connaissance initiale en quelques secondes, et le mode tracking, dans lequel il suit des étoiles déjà identifiées pour fournir des mesures continues à haute cadence [36]. Les performances typiques d'un star tracker moderne sont de l'ordre de 1 à 5 secondes d'arc en précision de pointage, avec une cadence de mise à jour de 1 à 10 Hz selon les modèles. Leur principale vulnérabilité réside dans l'éblouissement (blinding) causé par le soleil, la lune ou l'albédo terrestre lorsque ces sources lumineuses pénètrent dans le champ de vue, ainsi que par les effets des radiations ionisantes en orbite qui dégradent progressivement la sensibilité du détecteur [39]. Ces instruments équipent aujourd'hui les missions d'observation de la terre à haute résolution, les télescopes spatiaux comme Hubble ou Gaia, et tout satellite nécessitant un pointage de précision inférieur à $0,01^\circ$.

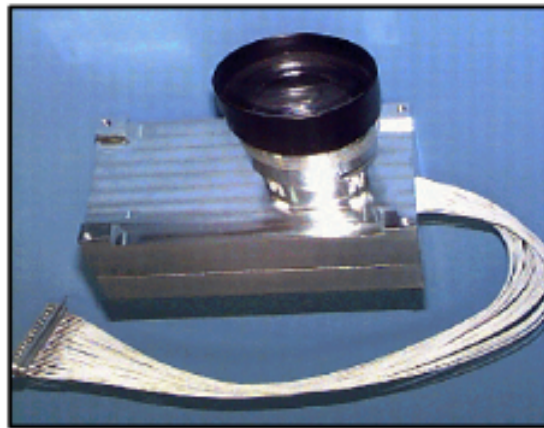


Figure 2.4 – Capteur étoile

Magnétomètres

Les magnétomètres sont des capteurs qui mesurent le vecteur du champ magnétique terrestre local afin d'en déduire une information d'attitude par comparaison avec un modèle du champ géomagnétique embarqué, tel que le modèle International Geomagnetic Reference Field (IGRF) [12]. Leur principe de fonctionnement repose généralement sur l'effet fluxgate : un noyau de matériau ferromagnétique est excité par un courant alternatif, et l'asymétrie du signal induite par le champ magnétique ambiant permet de mesurer les trois composantes vectorielles du champ avec une résolution typique de quelques nanoteslas [36]. Bien que peu précis en comparaison des capteurs optiques, leur précision d'attitude est généralement limitée à $0,5^\circ$ à 3° selon l'altitude orbitale, les magnétomètres présentent l'avantage d'être passifs, robustes, légers et opérationnels en permanence, y compris en éclipse [40]. Leur principal défaut est la dépendance de leur mesure à la précision du modèle géomagnétique utilisé, dont les erreurs augmentent avec l'altitude, ainsi que leur sensibilité aux perturbations magnétiques générées par les équipements électroniques embarqués eux-mêmes [40]. Ils sont très fréquemment utilisés dans les nanosatellites et cubesats à budget réduit, souvent couplés à des magnéto-coupleurs pour former un système complet de détermination et contrôle d'attitude purement magnétique.

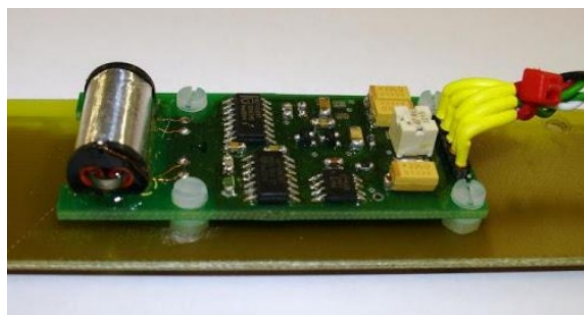


Figure 2.5 – Magnétomètre

Capteurs inertiels

Les capteurs inertiels regroupent principalement les gyroscopes et les accéléromètres, dont la fonction est de mesurer respectivement les vitesses de rotation et les accélérations propres du satellite sans référence à aucune source externe, en exploitant les principes fondamentaux de la mécanique newtonienne et des lois d'inertie. Les gyroscopes mécaniques classiques reposent sur la conservation du moment cinétique d'un rotor en rotation rapide, tandis que les gyroscopes à laser à anneau (Ring Laser Gyroscope, RLG) et les gyroscopes à fibre optique (Fiber Optic Gyroscope, FOG) utilisent l'effet Sagnac, déphasage entre deux faisceaux lumineux contrapropageants dans un milieu en rotation, pour mesurer les vitesses angulaires avec une précision allant de $0,001^\circ/\text{h}$ à $0,1^\circ/\text{h}$ selon la classe de l'instrument [36]. Les unités de mesure inertielle (Inertial Measurement Unit, IMU) combinent en général trois gyroscopes et trois accéléromètres orientés selon les trois axes du satellite pour fournir une mesure vectorielle complète. Leur inconvénient majeur est la dérive (drift), accumulation d'erreurs intégrées dans le temps, qui rend leur utilisation autonome impossible sur de longues durées et nécessite une recalibration périodique par des capteurs absolus tels que les star trackers [12]. Ils sont néanmoins indispensables pour les phases dynamiques de manœuvres rapides et pour les hautes fréquences de la boucle de contrôle d'attitude.



Figure 2.6 – Capteur inertiel

GPS (Global Positioning System)

Le GPS, initialement conçu pour la navigation et la localisation orbitale, a progressivement étendu son rôle à la détermination d'attitude des satellites grâce à la technique de mesure différentielle de phase de porteuse entre plusieurs antennes réceptrices disposées en des points distincts de 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 la direction des satellites GPS émetteurs dans le repère satellite, et d'en déduire l'orientation du vecteur baseline dans le repère inertiel avec une précision typique de $0,1^\circ$ à 1° selon la longueur de la base et la qualité du récepteur [12]. 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 de capteurs, ce

qui représente un avantage considérable en termes de masse et de consommation pour les petits satellites [36]. Sa principale limitation est la nécessité d’une visibilité directe sur au moins quatre satellites GPS pour la navigation, et d’un nombre suffisant de satellites pour la détermination d’attitude, ce qui peut être compromis en orbite géostationnaire ou haute orbite où le nombre de satellites GPS visibles est réduit [40]. Le GPS est aujourd’hui largement intégré dans les systèmes de navigation et de contrôle d’attitude des satellites en orbite basse, notamment les satellites d’observation terrestre et les constellations telles que Starlink ou Planet Labs.



Figure 2.7 – GPS

En conclusion, le tableau suivant résume les principales caractéristiques des différents capteurs d’attitude :

Table 2.1 – Précisions de quelques capteurs

Capteur	Précisions	Avantages	Inconvénients
Capteur terrestre	$0.05 - 1^\circ$	Taille moyenne	Dépend de l’orbite
Capteur solaire	$0.1 - 3^\circ$	Petit, léger	Problèmes d’éclipse
Capteur d’étoile	0.0001°	Précision élevée	Grand, lourd, complexe
Magnétomètre	$0.5 - 5^\circ$	Peu coûteux , petit, léger	Basses altitudes, pas très précis
GPS	$0.05 - 0.1^\circ$	Précis	Coûteux

2.3.2 Actionneurs

Un actionneur ou actuateur est un système ou dispositif conçu pour engendrer des forces ou couples capables d’orienter le satellite pour corriger son attitude. Pour pouvoir commander l’attitude, au moins un actionneur est nécessaire [41].

Actionneurs Inertiels

Les actionneurs inertiels constituent la catégorie d’actionneurs la plus utilisée dans les systèmes de contrôle d’attitude à haute précision, leur principe fondamental reposant sur la loi de conservation du moment cinétique : tout couple appliqué sur une masse tournante embarquée engendre, par réaction, un couple opposé sur la structure du satellite [12]. On distingue trois types principaux au sein de cette famille. Les roues à réaction (reaction wheels) sont des volants d’inertie motorisés dont la vitesse de rotation est modulée autour d’un point de fonctionnement

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 $0,001^\circ$ [36]. Les roues cinétiques (momentum wheels) fonctionnent selon le même principe, mais tournent en permanence à une vitesse nominale élevée, de l'ordre de plusieurs milliers de tours par minute, afin de fournir un moment cinétique gyroscopique stabilisateur qui rigidifie l'attitude du satellite autour d'un axe privilégié [39]. Enfin, les gyrodines (Control Moment Gyroscopes, CMG) sont des dispositifs plus sophistiqués composés d'un rotor tournant à vitesse constante monté sur une ou plusieurs cardans motorisés; la variation de l'orientation du vecteur moment cinétique par basculement du cardan génère un couple gyroscopique de grande amplitude, particulièrement adapté aux manœuvres agiles des satellites d'observation à haute résolution [42]. L'inconvénient commun à tous ces actionneurs est la saturation : lorsque la 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 [40].

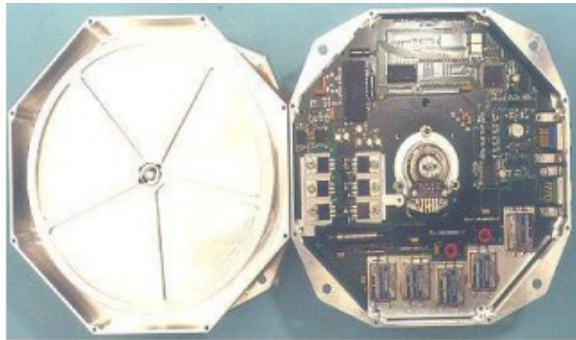


Figure 2.8 – Roue à réaction

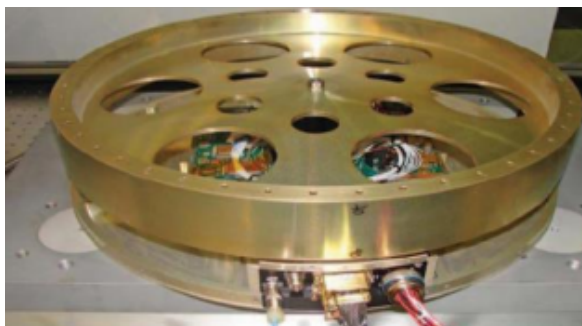


Figure 2.9 – Roue cinétique

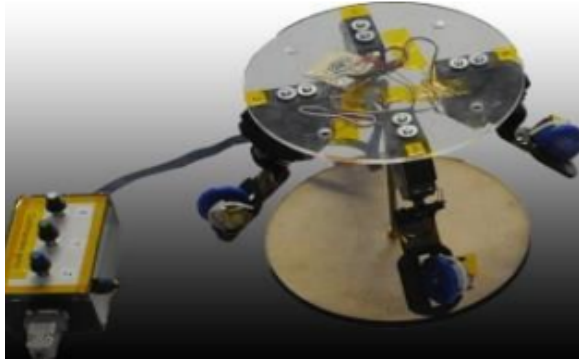


Figure 2.10 – Gyroscopes

Actionneurs Magnétiques

Les actionneurs magnétiques, communément appelés magnétocoupleurs sont des dispositifs qui génèrent un couple de contrôle par interaction entre un moment magnétique artificiel créé à bord du satellite et le champ magnétique terrestre ambiant [12]. Leur principe physique repose sur la loi de Lorentz : un dipôle magnétique m placé dans un champ magnétique externe B est soumis à un couple $T = m \times B$, dont la direction et l'amplitude dépendent de l'orientation relative du dipôle par rapport au champ géomagnétique local [36]. En pratique, le moment magnétique m est généré soit par des bobines de fil conducteur enroulées autour d'un noyau ferromagnétique, soit par des bobines air intégrées directement dans les panneaux du satellite, dont l'intensité du courant d'alimentation est modulée par l'ordinateur de bord pour produire le couple désiré [39]. Leur avantage majeur est l'absence totale de pièces mécaniques mobiles, ce qui leur confère une fiabilité et une durée de vie exceptionnelles, ainsi qu'une consommation électrique très faible, de l'ordre de quelques watts [40]. Leur limitation fondamentale est géométrique : le couple produit est toujours perpendiculaire au champ magnétique local B , ce qui signifie qu'il est impossible de contrôler simultanément les trois axes d'attitude à un instant donné ; le contrôle tridimensionnel complet ne devient possible qu'en exploitant la variation temporelle du champ géomagnétique au fil de l'orbite [42]. Cette contrainte les rend peu adaptés aux orbites géostationnaires où le champ magnétique est très faible et quasi-constant, mais parfaitement efficaces en orbite basse polaire ou inclinée, notamment pour la désaturation des roues à réaction et le contrôle d'attitude des nanosatellites et cubesats [43].



Figure 2.11 – Actionneur magnétique

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 la troisième loi de Newton, et constituent le seul type d'actionneur capable d'agir simultanément sur l'orbite et sur l'attitude du satellite [12]. On distingue plusieurs technologies selon le principe de génération de la poussée. Les propulseurs chimiques biergols comburent un ergol combustible (hydrazine, MMH) avec un comburant (peroxyde d'azote, oxygène liquide) pour produire des poussées élevées, de l'ordre de 10 N à plusieurs kilonewtons, utilisées principalement pour les manœuvres orbitales majeures et les corrections d'attitude rapides [36]. Les propulseurs monoergols qui décomposent catalytiquement l'hydrazine pure sur un lit catalytique d'iridium, fournissent des poussées plus modestes de 0,5 N à 20 N avec une impulsion spécifique de 220 à 235 s, et sont très répandus sur les satellites de taille moyenne pour le contrôle d'attitude et le maintien à poste [39]. Les propulseurs électriques tels que les propulseurs à effet Hall ou les propulseurs à grilles ioniques accélèrent électriquement des ions de xénon pour produire de très faibles poussées, de quelques millinewtons à quelques centaines de millinewtons, mais avec des impulsions spécifiques très élevées dépassant 3 000 s, ce qui réduit considérablement la masse d'ergol emportée et prolonge la durée de vie opérationnelle du satellite [40]. Enfin, les micros propulseurs à gaz froid qui éjectent un gaz inerte pressurisé (azote, fréon) sans combustion, sont les systèmes les plus simples et les plus sûrs, offrant des poussées de 0,01 N à 1 N avec une impulsion spécifique modeste de 50 à 75 s, principalement utilisés pour le contrôle d'attitude des petits satellites et les missions nécessitant une absence totale de contamination [42]. La principale contrainte des propulseurs est la consommation irréversible d'ergol embarqué, qui constitue une ressource limitée définissant la durée de vie opérationnelle du satellite. La figure 12 montre les propulseurs.

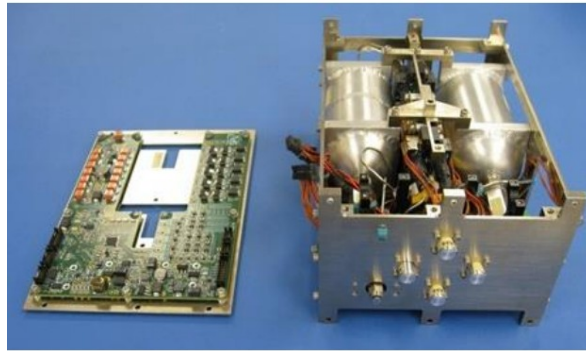


Figure 2.12 – Systeme de propulsion

2.4 Couples de perturbations

Dans l'environnement spatial, un satellite est soumis à diverses perturbations externes et internes qui influencent son mouvement, en particulier son attitude (orientation). Ces perturbations génèrent des couples non désirés qui peuvent dégrader les performances des systèmes de contrôle d'attitude. La prise en compte de ces effets est essentielle pour garantir la stabilité, la précision de pointage et la robustesse du système.

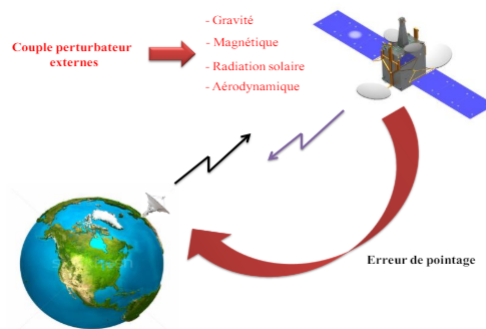


Figure 2.13 – Les problématiques de pointage [4]

A présent, nous présentons un résumé sur les grandeurs des perturbations de stabilité subies par un satellite à travers ce tableau :

Table 2.2 – Ordres de grandeur des perturbations de stabilité subies par un satellite[10, 11]

Perturbation	Satellite géostationnaire	Satellite en orbite basse
Gradient de gravité	Négligeable	10^{-3} Nm
Pression atmosphérique	Négligeable	10^{-4} Nm
Pression de radiation solaire	10^{-6} Nm	10^{-4} Nm
Couples magnétiques	10^{-6} Nm	10^{-3} Nm
Mouvement d'équipements	10^{-2} Nm	10^{-1} Nm
Ballotement d'ergol	10^{-3} à 10^{-1} Nm	10^{-3} à 10^{-1} Nm

2.4.1 Perturbations externes

Au cours de son mouvement orbital, le satellite est soumis à diverses forces perturbatrices, génèrent des couples qui affectent son attitude. Leur influence est déterminée par la configuration géométrique du satellite, son orientation et ses propriétés de masse.

Couple de gradient de gravité

Le gradient de gravité résulte de la non-uniformité de champ gravitationnel terrestre, dont l'intensité varie en fonction de l'inverse du carré de la distance. Ces forces gravitationnelles engendrent un couple appelé couple de gradient de gravité, ce dernier dépend de la distribution de masse du satellite et de son orientation par rapport à la direction du centre de la terre. Il tend à aligner l'axe de plus grand moment d'inertie avec la verticale locale.

Le couple de gradient de gravité est donné par[44] :

$$\bar{T}_{GG} = \frac{3\mu}{R_0^3} \begin{bmatrix} (I_{zz} - I_{yy}) \sin \phi \cos \phi \cos^2 \theta \\ -(I_{xx} - I_{zz}) \sin \theta \cos \theta \cos \phi \\ -(I_{yy} - I_{xx}) \sin \theta \cos \theta \sin \phi \end{bmatrix} \quad (\text{III.1})$$

Avec

$$\omega_0^2 = \frac{3\mu}{R_0^3} \quad (\text{III.2})$$

Où μ est la constante gravitationnelle de la terre ($3.986005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$), R_0 est la distance au centre de masse de la terre, ω_0 : Vitesse angulaire orbitale [rad/s]

Le couple de gradient de gravité constitue un mécanisme naturel de stabilisation passive de l'attitude, largement exploité dans la littérature en dynamique des satellites.

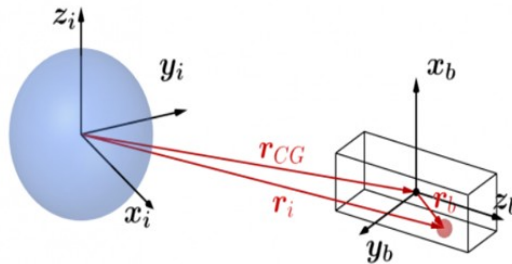


Figure 2.14 – Couple de gradient de gravité [5]

Couple magnétique

Un couple magnétique agit sur la configuration du satellite en raison du champ magnétique terrestre et des matériaux magnétiques du satellite. Ce phénomène est illustré à la figure 3.

Ce couple est donné par :

$$T_M = M.B \quad (2.1)$$

Où M sont les moments magnétiques résiduels du satellite dus au magnétisme permanent et induit et aux boucles de courant générées par le satellite, et B est la densité de flux magnétique géocentrique. On obtiendra le vecteur B , dans le système de référence orbital par :

$$B = \frac{\mu_f}{|r|^3} \begin{bmatrix} \cos(\omega_0 t) \sin(i_m) \\ \cos(i_m) \\ 2 \sin(\omega_0 t) \cos(i_m) \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Où $\mu_f = 7.9 \times 10^{15}$, r est le faisceau de l'orbite du satellite et i_m l'angle de l'orbite du satellite par rapport à l'équateur géomagnétique[45].
Le champs magnétique est présenté dans la figure 2.15.

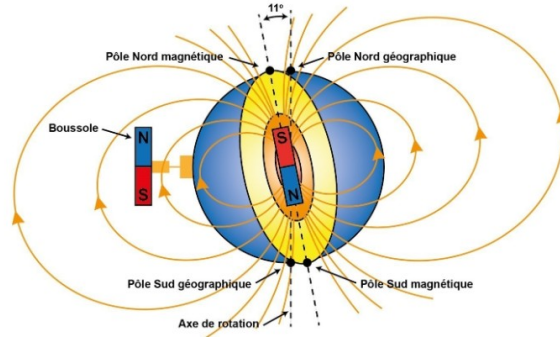


Figure 2.15 – Champs magnétique terrestre [6]

Couple aérodynamique

En raison du mouvement du satellite dans la haute atmosphère terrestre, un couple aérodynamique s'exerce sur celui-ci. Ce couple peut s'exprimer par la formule suivante :

$$T_a = \frac{1}{2} \rho |v|^2 C_d A_a (u_a \times s_{cp}) \quad (2.3)$$

Où ρ est la densité atmosphérique, v est la vitesse du satellite, C_d est le coefficient de traînée, u_a est le vecteur unitaire dans la direction de la vitesse, A_a est l'aire de la surface et s_{cp} est le vecteur reliant le centre de masse du satellite au centre de pression[45].

Couple de radiation solaire

En raison du contact entre les particules du rayonnement solaire et le satellite, une force perturbatrice s'exerce sur le satellite. Cette force peut être estimée approximativement par :

$$F_s = \frac{C_s}{c} A_s (1 + q) \cos(\gamma) \mu_s \quad (2.4)$$

Où c est la vitesse de la lumière, C_s est la constante solaire, A_s est la surface exposée au rayonnement solaire, q est le coefficient de réaction, γ est l'angle de rayonnement, et μ_s est le vecteur unitaire dans la direction du rayonnement solaire[45].

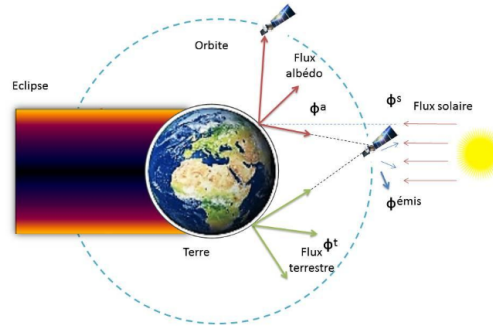


Figure 2.16 – Type de flux Perturbateurs [5]

2.4.2 Perturbations internes

Un satellite en orbite n'évolue jamais dans un environnement stable. En plus des perturbations externes, il y a aussi d'autres perturbations, ce sont les perturbations internes.

Vibrations flexibles

Les satellites modernes sont équipés de grande structure flexibles (panneaux solaires, les antennes) qui présentent un faible amortissement, une faible rigidité et des fréquences de vibrations basses. Ces caractéristiques peuvent influencer sur l'attitude d'un satellite.

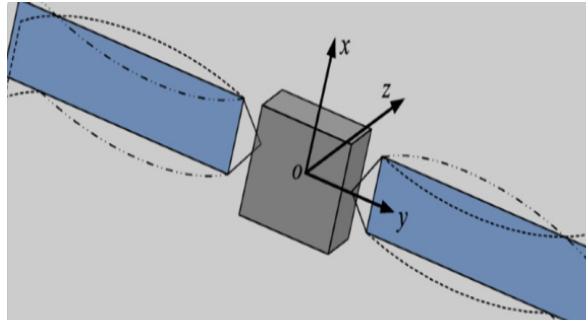


Figure 2.17 – Satellite avec panneaux solaires [7]

L'équation du mouvement du satellite autour de l'axe Y et le déplacement élastique des panneaux avec les équations de Lagrange[7] pour le problème peuvent être écrites sous la forme suivante :

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L^*}{\partial \dot{\theta}} \right) - \frac{\partial L^*}{\partial \theta} = \tau \quad (2.5)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L^*}{\partial \dot{\theta}} \right) - \frac{\partial L^*}{\partial q_i} + \frac{\partial M}{\partial q_i} = 0 \quad (2.6)$$

Ou τ est le couple de la roue, L^* est le lagrangien; θ est l'angle de rotation du satellite autour de l'axe; M est l'énergie de dissipation associée à la déformation du panneau. et q_i représente chacune des coordonnées généralisées du problème. La

variable de déviation de la poutre $v(x, t)$ est discrétisée à l'aide de l'expansion comme suit :

$$v(x, t) = \sum_{i=1}^N \phi_i(x) q_i(t), \quad 0 \leq x \leq L \quad (2.7)$$

Où N représente le nombre de modes à adopter dans la discrétisation et $\phi_i(x)$ représente chacun des modes propres du système.

Les fonctions admissibles $\phi_i(x)$ sont données par :

$$\phi_i(x) = \cosh(a_i x) - \cos(a_i x) - \alpha_i [\sinh(a_i x) - \sin(a_i x)] \quad (2.8)$$

Où :

$$\alpha_i = \frac{\cosh(a_i L) + \cos(a_i L)}{\sinh(a_i L) + \sin(a_i L)} \quad (2.9)$$

Et $a_i L$ sont les valeurs propres du système libre et non amorti.

Pour le système complet, l'énergie cinétique totale T est donnée par :

$$T = T_{\text{satellite}} + T_{\text{panneau}} \quad (2.10)$$

Par conséquent,

$$T = \frac{1}{2} J_0 \dot{\theta}^2 + \rho A' \int_0^L [\dot{v}(x, t)^2 + 2\dot{v}(x, t)x\dot{\theta} + (x\dot{\theta})^2 + (\dot{\theta}\dot{v}(x, t))^2] dx \quad (2.11)$$

Où ρ est la densité des panneaux et A' est la surface.

La fonction d'énergie de dissipation est :

$$M = \dot{v}(x, t)^2 K_d \quad (2.12)$$

Où K_d est la constante de dissipation.

Donc L^* est donné par :

$$L^* = \frac{1}{2} J_0 \dot{\theta}^2 + \rho A' \int_0^L [\dot{v}(x, t)^2 + 2\dot{v}(x, t)x\dot{\theta} + (x\dot{\theta})^2 + (\dot{\theta}\dot{v}(x, t))^2] dx - v(t, x)^2 K \quad (2.13)$$

Avec K est la constante d'élasticité des panneaux.

Mouvement de liquides

Le mouvement de liquide correspond au phénomène du ballonnement dans les réservoirs d'ergols, l'une des perturbations internes qui influence sur la stabilité d'un satellite dans l'orbite. Dans le réservoir du satellite, la masse du carburant représente 40% de sa masse totale initiale. Lorsque les réservoirs de carburant ne sont que partiellement remplis, de grandes quantités de carburant se déplacent de manière incontrôlée à l'intérieur du réservoir et génèrent un effet de « Sloshing » qui peut entraîner une instabilité de l'attitude.

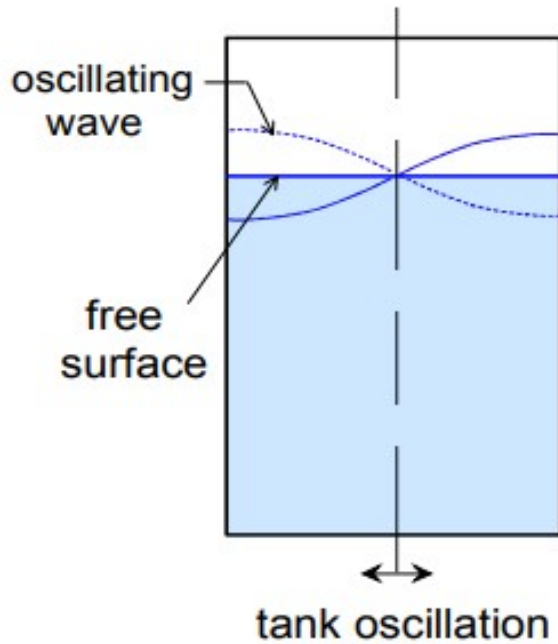


Figure 2.18 – Illustration schématique d’une onde de balancement [8]

Le principal effet dynamique du ballotement latéral est une oscillation horizontale du centre de masse du liquide par rapport au réservoir. Cet effet peut tout aussi bien être représenté par un modèle mécanique équivalent. La figure 7 illustre deux versions d’un tel modèle. Dans le modèle de gauche, un pendule représente l’oscillation du centre de masse du liquide, tandis que dans le modèle de droite, c’est une masse suspendue à un ressort qui la représente [8].

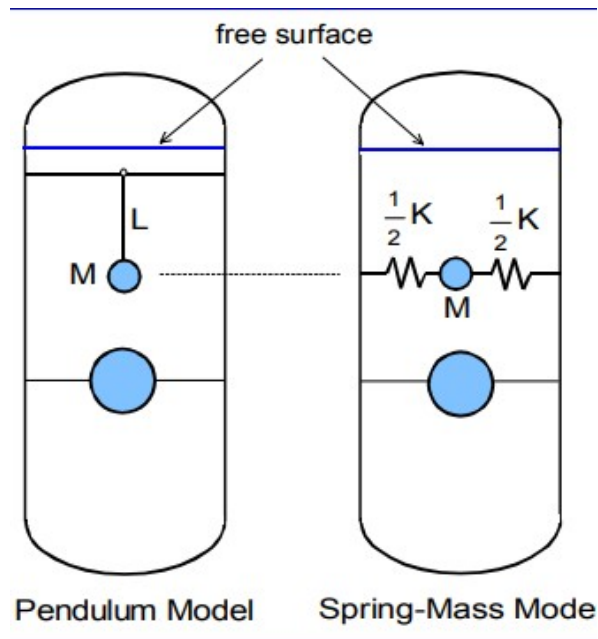


Figure 2.19 – Modèle mécanique du ballotement [8]

2.5 Conclusion

Ce chapitre a permis de présenter les concepts fondamentaux liés au contrôle d'attitude des satellites, en mettant en évidence les principaux éléments qui interviennent dans ce domaine. Nous avons d'abord introduit le principe général du contrôle d'attitude, qui vise à assurer et maintenir l'orientation du satellite selon les exigences de la mission. Ensuite, nous avons décrit les différents capteurs permettant de mesurer l'attitude ainsi que les actionneurs utilisés pour la corriger. Par ailleurs, une attention particulière a été portée aux perturbations internes et externes qui influencent le comportement du satellite, telles que les couples gravitationnels, magnétiques, aérodynamiques ou encore les vibrations flexibles. Ces perturbations jouent un rôle important dans la dégradation de la précision de pointage et doivent être prises en compte dans la conception du système de contrôle. Ainsi, l'ensemble de ces éléments constitue une base essentielle pour l'étude et la mise en œuvre des lois de commande d'attitude, qui feront l'objet des chapitres suivants

CINÉMATIQUE ET DYNAMIQUE D'ATTITUDE DES SATELLITES

3.1 Introduction

La modélisation de la dynamique d'attitude d'un satellite constitue une étape fondamentale dans la conception de tout système de contrôle spatial. En effet, avant d'envisager toute loi de commande, il est indispensable de disposer d'une description mathématique rigoureuse du comportement rotationnel du satellite dans l'espace.

Ce chapitre est consacré à l'établissement des bases théoriques nécessaires à cette modélisation. Dans un premier temps, les systèmes de coordonnées et les repères de référence utilisés en mécanique spatiale sont définis, en distinguant notamment le repère inertiel, le repère orbital et le repère lié au corps du satellite. Ensuite, les différentes représentations de l'attitude sont présentées et comparées, à savoir les angles d'Euler et les quaternions, en mettant en évidence leurs avantages respectifs ainsi que leurs limitations, notamment la singularité inhérente aux angles d'Euler connue sous le nom de *gimbal lock*. Enfin, les équations cinématiques gouvernant l'évolution temporelle de ces paramètres d'attitude sont établies, en fonction du vecteur de vitesse angulaire du satellite.

3.2 Système de coordonnées en contrôle d'attitude

On distingue plusieurs systèmes de coordonnées qui seront exploités pour représenter l'orientation d'un satellite. Tout calcul effectué doit se faire par rapport à un repère de référence donné. Certains calculs peuvent être beaucoup plus faciles à réaliser dans un système de coordonnées adapté au problème que dans un autre. Dans cette section, nous allons présenter les différents systèmes de coordonnées utilisés ainsi qu'une description de leurs applications.

3.2.1 Repère inertiel

Les coordonnées de référence, notées X_I , Y_I , Z_I , définissent un repère inertiel dont l'origine est située au centre de la Terre. L'axe X_I se dirige dans la direction de l'équinoxe vernal dans le plan équatorial, l'axe Z_I est dans la même direction que le pôle nord géométrique de la Terre, parallèle à l'axe de rotation de la Terre, tandis que l'axe Y_I complète le trièdre orthogonal. Ce repère est principalement utilisé pour

calculer la latitude et la longitude du centre de masse du satellite pendant qu'il se déplace le long de son orbite [46].

3.2.2 Repère orbital local

Ce repère désigne le système de référence pour le scénario de mission choisi. Il décrit l'attitude désirée du satellite dans son orbite et est donc utilisé comme système de référence pour les contrôleurs d'attitude. Dans la plupart des applications, il s'agit d'un système pointé vers le nadir en raison des contraintes de système d'observation et de communication.

Ce repère est appelé repère orbital local et son origine est le centre de masse du satellite. L'axe Z_o est défini dans la direction du nadir (vers le centre de la Terre), l'axe Y_o dans la direction anti-normale d'orbite (la normale d'orbite étant définie par la règle de la main droite) et l'axe X_o complète le trièdre orthogonal. Bien que ce repère soit défini avec son origine au centre de masse, il tourne autour du plan orbital et n'est pas fixé dans le corps du satellite. Ainsi, pour le mode de pointage Terre parfait, on souhaite que les axes géométriques du satellite (repère satellite) coïncident avec le repère orbital [9] :

- L'axe x dit de *roulis* : unitaire de la vitesse orbitale, tangent à l'orbite.
- L'axe y de *tangage* : unitaire du moment cinétique, anti-normale à la trajectoire.
- L'axe z de *lacet* : suivant la direction géocentrique.

3.2.3 Repère satellite

Un troisième ensemble d'axes (X_s, Y_s, Z_s) définit le repère satellite, dont l'origine est située au centre de masse du satellite. Ce repère est fixé dans le corps du satellite et sera utilisé pour déterminer l'orientation du satellite et pour simplifier la représentation et la modélisation dynamique du satellite durant les différentes phases de la mission.

La figure 3.1 illustre ces trois repères de références utilisés en mécanique spatiale pour décrire le mouvement d'un satellite en orbite.

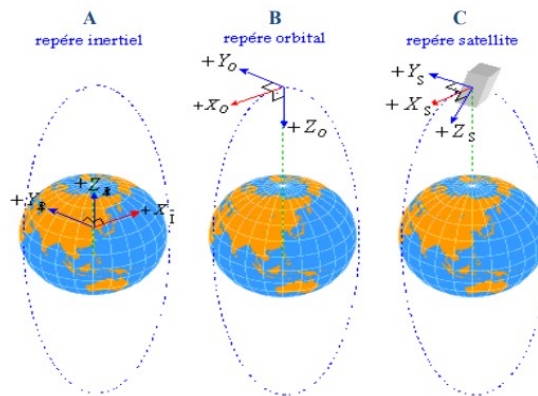


Figure 3.1 – Système de coordonnées [9]

3.3 Représentation d'attitude

Dans l'étude du mouvement d'un satellite, l'attitude désigne l'orientation du repère lié au satellite par rapport à un repère de référence, généralement le repère inertiel ou orbital. Pour décrire cette orientation, plusieurs représentations mathématiques ont été développées, chacune présentant des avantages et des limites selon l'application considérée. Les plus utilisées sont les angles d'Euler, la matrice de rotation, les quaternions et les paramètres de Rodrigues.

3.3.1 Angles d'Euler

Les angles d'Euler constituent une méthode classique basée sur une succession de trois rotations élémentaires autour d'axes spécifiques. Dans le domaine spatial, la convention la plus courante est la séquence (3-2-1) correspondant aux rotations de lacet ψ , de tangage θ et de roulis φ . Cette représentation permet de décrire simplement l'orientation du satellite à partir de trois paramètres indépendants, ce qui la rend particulièrement intuitive [39], comme il est indiqué dans la figure 3.2.

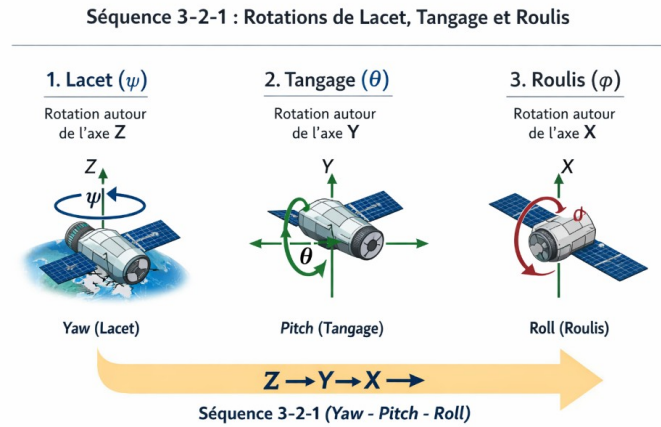


Figure 3.2 – Séquence de rotation

Le passage du repère orbital local au repère lié au satellite se fait par l'intermédiaire des angles d'Euler (φ, θ, ψ) et suivant la matrice de changement de base, appelée aussi matrice d'Euler [12] :

$$A = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \varphi \sin \theta \cos \psi - \cos \varphi \sin \psi & \sin \varphi \sin \theta \sin \psi + \cos \varphi \cos \psi & \sin \varphi \cos \theta \\ \cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi & \cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi & \cos \varphi \cos \theta \end{pmatrix} \quad (3.1)$$

où φ est l'angle de roulis, θ est l'angle de tangage et ψ est l'angle de lacet. Le roulis est la rotation autour de l'axe x , le tangage est la rotation autour de l'axe y et le lacet est la rotation autour de l'axe z .

Pour un satellite pointé vers la Terre, la matrice d'Euler A transforme les coordonnées orbitales en coordonnées du repère satellite [47].

L'un des principaux avantages des angles d'Euler réside dans leur simplicité et leur interprétation physique claire, ce qui les rend adaptés à l'analyse de systèmes

simples. Cependant, cette représentation présente des limitations importantes, notamment le phénomène de singularité connu sous le nom de *Gimbal Lock*, qui survient lorsque l'angle de tangage atteint ± 90 , entraînant une perte de degré de liberté [37]. Pour cette raison, leur utilisation est souvent remplacée par des représentations plus robustes comme les quaternions dans les systèmes de contrôle modernes.

3.3.2 Matrice de rotation d'attitude

Le passage du trièdre orbital local vers le trièdre lié au satellite est décrit par une matrice de transformation. Cette matrice, appelée matrice de rotation ou matrice de passage, permet de convertir les coordonnées d'un vecteur exprimé dans le repère orbital (X_o, Y_o, Z_o) vers le repère du satellite (X_s, Y_s, Z_s) . Cette matrice de rotation est obtenue comme le produit de trois matrices élémentaires, chacune correspondant à une rotation autour d'un axe définie par les angles d'Euler [48].

Matrice de rotation par rapport au tangage :

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

Matrice de rotation par rapport au roulis :

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

Matrice de rotation par rapport au lacet :

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

Le produit matriciel de ces trois matrices donne en résultat la matrice de rotation A , aussi appelée matrice d'attitude ou DCM (*Direction Cosine Matrix*) [12] :

$$A = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \varphi \sin \theta \cos \psi - \cos \varphi \sin \psi & \sin \varphi \sin \theta \sin \psi + \cos \varphi \cos \psi & \sin \varphi \cos \theta \\ \cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi & \cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi & \cos \varphi \cos \theta \end{pmatrix} \quad (3.5)$$

La matrice de rotation d'attitude (DCM) présente plusieurs avantages en dynamique des véhicules spatiaux. Elle permet une représentation directe, intuitive et géométriquement claire de l'orientation d'un corps dans l'espace, tout en conservant des propriétés mathématiques utiles comme l'orthogonalité et la conservation des normes. Elle est aussi bien adaptée aux transformations de vecteurs entre repères, ce qui la rend très utilisée en navigation et en contrôle d'attitude.

Cependant, elle présente aussi des inconvénients importants. Elle contient 9 paramètres pour seulement 3 degrés de liberté, ce qui introduit une redondance et nécessite des contraintes supplémentaires pour maintenir l'orthogonalité lors des calculs numériques. De plus, elle peut devenir coûteuse en calculs et sujette à des erreurs d'accumulation numérique, ce qui la rend moins efficace que d'autres représentations comme les quaternions pour les simulations longues ou les systèmes embarqués.

3.3.3 Quaternions

Les quaternions sont souvent utilisés pour exprimer l'attitude d'un satellite. Ils sont définis par quatre composantes : une partie scalaire et un vecteur tridimensionnel, ce qui permet de décrire une rotation dans l'espace sans recourir directement aux angles d'Euler. Cette représentation nécessite moins de calculs que la représentation matricielle : les quaternions contiennent quatre paramètres contre neuf pour la représentation matricielle.

L'utilisation des quaternions est très adaptée à l'intégration numérique des équations différentielles du mouvement. En effet, la réduction du nombre de fonctions trigonométriques et la simplicité des formules induisent un gain conséquent en temps de calcul.

On définit les quaternions (q_1, q_2, q_3, q_4) en termes d'angle Φ et de l'axe de rotation $\mathbf{e}$ par [49] :

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

Où $\mathbf{q} = [q_1, q_2, q_3, q_4]^T$ est le vecteur du quaternion d'attitude dans le repère orbital, $\mathbf{e} = [e_x, e_y, e_z]^T$ est le vecteur d'Euler dans le repère orbital, et Φ est l'angle de rotation autour du vecteur d'Euler.

Les quatre composantes des quaternions sont liées entre elles par la contrainte de normalisation :

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (3.7)$$

La matrice de rotation associée aux quaternions s'exprime comme suit :

$$A = \begin{pmatrix} 1 - 2(q_2^2 + q_3^2) & 2(q_1q_2 + q_4q_3) & 2(q_1q_3 - q_4q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_4q_3) & 1 - 2(q_1^2 + q_3^2) & 2(q_2q_3 + q_4q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_4q_2) & 2(q_2q_3 - q_4q_1) & 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{pmatrix} \quad (3.8)$$

À partir des équations (5) et (8), il est possible d'établir une relation entre les deux représentations, permettant de calculer les angles de tangage, roulis et lacet à partir des quaternions :

$$\begin{cases} \varphi = \arctan\left(\frac{A_{31}}{A_{33}}\right) \\ \theta = \arcsin(-A_{23}) \\ \psi = \arctan\left(\frac{A_{12}}{A_{22}}\right) \end{cases} \quad (3.9)$$

Les quaternions sont souvent utilisés pour décrire l'attitude d'un satellite dans l'espace. En effet, ils ne présentent aucune singularité à la différence des angles d'Euler, et ils ne contiennent aucune fonction trigonométrique qui exigerait un calcul lourd [50].

3.3.4 Paramètres de Rodrigues

Les paramètres de Rodrigues sont utilisés pour éliminer la contrainte de normalité associée au quaternion. Ils sont obtenus à partir du théorème de rotation d'Euler. Cette représentation peut être exprimée en fonction de l'axe d'Euler $\mathbf{e}$ et de l'angle d'Euler Φ comme suit [50] :

$$\boldsymbol{\sigma} = \frac{1}{q_4} \mathbf{q}_{\text{vect}} = \mathbf{e} \tan\left(\frac{\Phi}{2}\right) \quad (3.10)$$

C'est un vecteur de Gibbs de dimension 3, avec $\boldsymbol{\sigma} = [\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3]^T$.

La représentation par les paramètres de Rodrigues est une représentation minimale car elle utilise seulement trois éléments. Cependant, elle possède une singularité pour $\Phi = \pm\pi$. Pour remédier à ce problème, on peut utiliser les paramètres de Rodrigues modifiés (MRP), définis par :

$$\boldsymbol{\sigma} = \frac{1}{1 + q_4} \mathbf{q}_{\text{vect}} = \mathbf{e} \tan\left(\frac{\Phi}{4}\right) \quad (3.11)$$

La matrice de rotation peut être définie en termes de paramètres de Rodrigues par la relation suivante :

$$A = \frac{1}{1 + \boldsymbol{\sigma}^T \boldsymbol{\sigma}} \left[(1 - \boldsymbol{\sigma}^T \boldsymbol{\sigma}) I_{3 \times 3} + 2 \boldsymbol{\sigma} \boldsymbol{\sigma}^T - 2 S(\boldsymbol{\sigma}) \right] \quad (3.12)$$

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

$$S(\boldsymbol{\sigma}) = \begin{pmatrix} 0 & -\sigma_3 & \sigma_2 \\ \sigma_3 & 0 & -\sigma_1 \\ -\sigma_2 & \sigma_1 & 0 \end{pmatrix} \quad (3.13)$$

Finalement, la matrice de rotation peut prendre la forme suivante :

$$A = \frac{1}{1 + 2\boldsymbol{\sigma}^T \boldsymbol{\sigma}} \begin{pmatrix} 1 + \sigma_1^2 - \sigma_2^2 - \sigma_3^2 & 2\sigma_1\sigma_2 - 2\sigma_3 & 2\sigma_1\sigma_3 + 2\sigma_2 \\ 2\sigma_1\sigma_2 + 2\sigma_3 & 1 - \sigma_1^2 + \sigma_2^2 - \sigma_3^2 & 2\sigma_2\sigma_3 - 2\sigma_1 \\ 2\sigma_1\sigma_3 - 2\sigma_2 & 2\sigma_2\sigma_3 + 2\sigma_1 & 1 - \sigma_1^2 - \sigma_2^2 + \sigma_3^2 \end{pmatrix} \quad (3.14)$$

3.4 Équations de mouvement d'un satellite

Les équations d'attitude se répartissent en deux grandes catégories : les équations de dynamique et celles de cinématique. Les équations de la dynamique sont des équations différentielles du second ordre ; elles décrivent la relation entre les couples extérieurs appliqués au satellite et ses vitesses angulaires. Les équations cinématiques constituent quant à elles un ensemble d'équations du premier ordre reliant les vitesses angulaires du satellite à son orientation (attitude) [36].

3.4.1 Équations dynamiques du mouvement

À partir des lois de la mécanique générale et du théorème du moment cinétique, l'équation de base de la dynamique d'attitude du satellite corrèle la dérivée temporelle du vecteur moment cinétique avec le couple externe. Cette équation, connue sous le nom d'équation d'Euler, s'écrit [36] :

$$I\dot{\omega}_s^I = \mathbf{C}_D - \omega_s^I \times (I\omega_s^I + \mathbf{h}) - \dot{\mathbf{h}} \quad (3.15)$$

Où :

- $\mathbf{h} = [h_x, h_y, h_z]^T$: vecteur du moment angulaire des roues de stabilisation,
- $\mathbf{C}_D = [C_{dx}, C_{dy}, C_{dz}]^T$: vecteur du couple de perturbations externes,
- $\omega_s^I = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$: vecteur de la vitesse angulaire du satellite dans le repère inertiel.

La matrice d'inertie du satellite est :

$$I = \begin{pmatrix} I_{XX} & -I_{XY} & -I_{XZ} \\ -I_{YX} & I_{YY} & -I_{YZ} \\ -I_{ZX} & I_{ZY} & I_{ZZ} \end{pmatrix} \quad (3.16)$$

3.4.2 Équations cinématiques du mouvement

Équations cinématiques du quaternion

La dérivation temporelle d'un quaternion unitaire est donnée par [12, 50] :

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \Omega(\mathbf{q}) \omega_s^o \quad (3.17)$$

Où :

$$\Omega = \begin{pmatrix} 0 & \omega_{oz} & -\omega_{oy} & \omega_{ox} \\ -\omega_{oz} & 0 & \omega_{ox} & \omega_{oy} \\ \omega_{oy} & -\omega_{ox} & 0 & \omega_{oz} \\ -\omega_{ox} & -\omega_{oy} & \omega_{oz} & 0 \end{pmatrix} \quad (3.18)$$

Et :

$$\Lambda(\mathbf{q}) = \begin{pmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 \end{pmatrix} \quad (3.19)$$

avec $\omega_s^o = [\omega_{ox}, \omega_{oy}, \omega_{oz}]^T$ le vecteur de vitesse angulaire du satellite dans le repère orbital.

La vitesse angulaire du satellite dans le repère orbital peut être obtenue à partir de sa vitesse angulaire dans le repère inertiel à l'aide de la matrice de passage A [36] :

$$\omega_s^o = \omega_s^I - A \omega_0 \quad (3.20)$$

Où $\omega_0 = [0, -\omega_0, 0]^T$ est la vitesse angulaire orbitale moyenne du satellite. En décomposant cette relation sur les trois axes, on obtient [12] :

$$\begin{cases} \omega_{ox} = \omega_x + \omega_0 A_{12} \\ \omega_{oy} = \omega_y + \omega_0 A_{22} \\ \omega_{oz} = \omega_z + \omega_0 A_{32} \end{cases} \quad (3.21)$$

Si le quaternion est utilisé directement dans l'algorithme de contrôle, il est indispensable de définir un quaternion d'erreur. Celui-ci représente l'écart entre le quaternion mesuré et le quaternion de consigne et s'exprime comme suit [42, 50] :

$$\begin{pmatrix} q_{1e} \\ q_{2e} \\ q_{3e} \\ q_{4e} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} q_{4c} & q_{3c} & -q_{2c} & -q_{1c} \\ -q_{3c} & q_{4c} & q_{1c} & -q_{2c} \\ q_{2c} & -q_{1c} & q_{4c} & -q_{3c} \\ q_{1c} & q_{2c} & q_{3c} & q_{4c} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{pmatrix} \quad (3.22)$$

Où $\mathbf{q}_e = [q_{1e}, q_{2e}, q_{3e}, q_{4e}]^T$ est le vecteur quaternion d'erreur et $\mathbf{q}_c = [q_{1c}, q_{2c}, q_{3c}, q_{4c}]^T$ est le vecteur quaternion de consigne.

Équation cinématique des angles d'Euler

Pour la séquence d'angles d'Euler 3-2-1, les équations cinématiques reliant les taux des angles d'Euler à la vitesse angulaire du satellite s'écrivent comme suit [50] :

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = \omega_x + (\omega_y \sin \varphi + \omega_z \cos \varphi) \tan \theta \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta} (\omega_y \sin \varphi + \omega_z \cos \varphi) \\ \dot{\theta} = \omega_y \cos \varphi - \omega_z \sin \varphi \end{cases} \quad (3.23)$$

Où $\boldsymbol{\omega}_s^I = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ est la vitesse angulaire relative du satellite. Cette représentation présente une singularité lorsque $\theta = \pm 90$, d'où l'intérêt des quaternions [12].

Conclusion

Ce chapitre a permis d'établir le cadre mathématique complet nécessaire à la description du mouvement de rotation d'un satellite. Les repères de référence ont été définis avec précision, permettant d'exprimer les grandeurs cinématiques d'un repère à un autre à l'aide des matrices de passage appropriées.

Les deux représentations d'attitude les plus utilisées en pratique ont été présentées. Les angles d'Euler offrent une interprétation géométrique intuitive à travers la séquence 3-2-1, correspondant aux rotations de lacet, tangage et roulis, mais souffrent d'une singularité mathématique lorsque l'angle de tangage atteint ± 90 . Les quaternions, quant à eux, constituent une représentation globale et non singulière, ce qui les rend particulièrement adaptés aux algorithmes de contrôle d'attitude en temps réel.

Les équations cinématiques dérivées dans ce chapitre, aussi bien pour les angles d'Euler que pour les quaternions, constituent la base sur laquelle reposera la synthèse des lois de commande développées dans le chapitre suivant.

CONTRÔLE COMPOSITE D'UN SATELLITE FLEXIBLE AVEC OBSERVATEUR DE PERTURBATIONS

4.1 Introduction

Cette étude porte sur un satellite flexible à trois axes, comme l'illustre la figure 4.1. Un tel engin spatial se compose d'un corps central rigide et d'appendices flexibles, tels que des panneaux solaires et des antennes. Ces éléments flexibles génèrent des vibrations qui affectent la dynamique d'attitude et la stabilité du satellite. Par conséquent, une modélisation ainsi qu'un contrôle adéquat sont nécessaires afin de garantir des performances fiables.

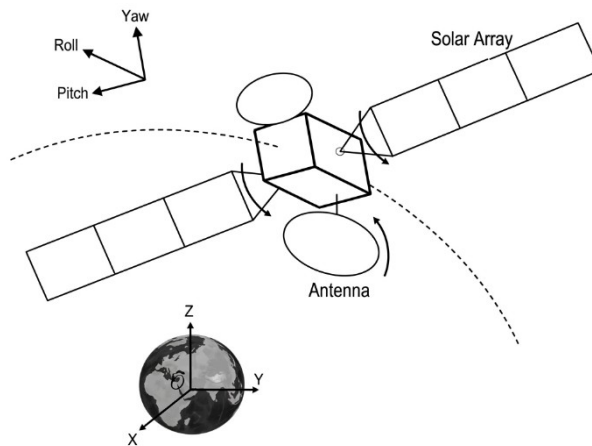


Figure 4.1 – Satellite muni d'un appendice flexible

4.2 Modèle mathématique de l'attitude d'un satellite

Dynamique de Rotation du Satellite

La dynamique de rotation d'un satellite repose sur le théorème du moment cinétique :

$$\frac{dH}{dt} = u + d \quad (4.1)$$

avec $H = J \omega$ le moment cinétique du corps rigide.

On obtient :

$$J\dot{\omega} = -\omega \times J\omega + u + d \quad (4.2)$$

Où $J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ représente la matrice d'inertie du satellite, $\omega = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)^T$ désigne le vecteur des vitesses angulaires, le vecteur $u \in \mathbb{R}^3$ représente le couple de commande appliqué, tandis que $d \in \mathbb{R}^3$ représente le vecteur des perturbations.

Dynamique des appendices flexibles

La dynamique des appendices flexibles est modélisée par un système du second ordre décrivant leurs vibrations et leur interaction avec le mouvement du satellite :

$$\ddot{\eta} + 2\xi\Lambda\dot{\eta} + \Lambda^2\eta + \delta\dot{\omega} = 0 \quad (4.3)$$

Où $\eta \in \mathbb{R}^3$ est la coordonnée modale des appendices flexibles, $\xi = \text{diag}[\xi_1, \xi_2, \xi_3]$ est le taux d'amortissement, $\Lambda = [\Lambda_1, \Lambda_2, \Lambda_3]$ est la fréquence propre du modèle, et $\delta \in \mathbb{R}^3$ est la matrice de couplage. L'opérateur $a^\times$ appliqué au vecteur $a = [a_1, a_2, a_3]$ est défini par :

$$a^\times = \begin{pmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{pmatrix} \quad (4.4)$$

Dans notre étude $d = \delta\dot{\eta}$, c'est la perturbation causée par les vibrations des appendices flexibles.

Les équations cinématiques d'attitude basées sur les quaternions d'attitude s'appliquent comme suit :

$$\dot{q}_v = \frac{1}{2}(q_v^\times + q_0 I_3) \omega \quad (4.5)$$

$$\dot{q}_0 = -\frac{1}{2} q_v^T \omega \quad (4.6)$$

Où $I_3 \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ est la matrice identité, $q_v = [q_1, q_2, q_3]^T$ est la partie vectorielle du quaternion, q_0 est le quaternion unitaire du système de coordonnées lié au corps du satellite, et $q = [q_0, q_v]^T$.

La relation de contrainte entre les composantes est :

$$q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1 \quad (4.7)$$

Soit $q_e = [q_{ve}, q_{0e}]^T$ l'erreur relative entre un repère de référence souhaité et le repère solide du satellite. On a :

$$q_e = q \otimes q_d^{-1} \quad (4.8)$$

Où q_d^{-1} est l'inverse du quaternion désiré et $\otimes$ est l'opérateur de multiplication de quaternions. L'erreur relative d'attitude est alors :

$$\begin{pmatrix} \dot{q}_{ve} \\ \dot{q}_{0e} \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} q_{0e} I_{3 \times 3} + q_{ve}^\times \\ -q_{ve}^T \end{pmatrix} \omega_e(t) \quad (4.9)$$

Et :

$$\omega_e = \omega - \omega_d \quad (4.10)$$

Où ω_d représente la vitesse angulaire désirée, supposée nulle : $\omega_d = 0 \Rightarrow \omega_e = \omega$.
On peut calculer la vitesse angulaire comme suit :

$$\dot{\omega}_e = \dot{\omega} = -J^{-1}\omega^\times J\omega + J^{-1}u + J^{-1}d \quad (4.11)$$

4.3 Conception d'un Observateur de Perturbation

Hypothèse : La perturbation équivalente d est supposée bornée et à variation lente. Par conséquent, il est raisonnable de considérer que $\dot{d} \approx 0$.
Afin d'estimer le système de perturbation, nous dérivons l'observateur de perturbation comme suit :

$$\hat{d} = z + L\omega \quad (4.12)$$

Où

$$\dot{z} = -L(-J^{-1}(\omega^\times(J\omega)) + J^{-1}u) - LJ^{-1}(z + L\omega) \quad (4.13)$$

$\hat{d}$ est l'estimation de d et L est la matrice de gain d'observateur.

En note $\tilde{d}_e$ l'erreur d'estimation de perturbation, on a :

$$\dot{\tilde{d}}_e = \dot{d} - \dot{\hat{d}} \approx -\dot{\hat{d}} = \dot{z} - L\dot{\omega} \quad (4.14)$$

Selon les conditions des vibrations flexibles, il convient de déterminer un gain L approprié, de sorte que l'erreur d'estimation puisse converger vers l'origine $\tilde{d}_e \rightarrow 0$.

Choisissons une fonction candidate de Lyapunov telle que :

$$V_1 = \frac{1}{2} \tilde{d}_e^T \tilde{d}_e > 0 \quad (4.15)$$

En dérivant l'expression (4.15), on obtient :

$$\dot{V}_1 = \tilde{d}_e^T \dot{\tilde{d}}_e = \tilde{d}_e^T (-\dot{z} - L\dot{\omega}) \quad (4.16)$$

En remplaçant (4.13) dans (4.16), on obtient :

$$\dot{V}_1 = \tilde{d}_e^T L (-J^{-1}(\omega^\times(J\omega)) + J^{-1}u - \dot{\omega}) + \tilde{d}_e^T LJ^{-1}\hat{d} \quad (4.17)$$

On factorise J^{-1} :

$$\dot{V}_1 = \tilde{d}_e^T LJ^{-1} (-\omega^\times J\omega + u - J\dot{\omega}) + \tilde{d}_e^T LJ^{-1}\hat{d} \quad (4.18)$$

L'équation dynamique du satellite (4.3) donne :

$$-\omega^\times J\omega + u - J\dot{\omega} = -d \quad (4.19)$$

En remplaçant (4.19) dans l'expression de $\dot{V}_1$:

$$\dot{V}_1 = -d_e^T L J^{-1} d + d_e^T L J^{-1} \hat{d} \quad (4.20)$$

Par définition de l'erreur d'estimation :

$$d_e = d - \hat{d} \implies \hat{d} - d = -d_e \quad (4.21)$$

On factorise :

$$\dot{V}_1 = d_e^T L J^{-1} (\hat{d} - d) = -d_e^T L J^{-1} (-d_e) \quad (4.22)$$

On obtient :

$$\dot{V}_1 = -d_e^T L J^{-1} d + d_e^T L J^{-1} \hat{d} = d_e^T L J^{-1} (\hat{d} - d) = -d_e^T L J^{-1} d_e \quad (4.23)$$

Puisque J^{-1} est une matrice définie positive et L une matrice définie positive, on aura :

$$\dot{V}_1 < 0 \quad (4.24)$$

On peut en conclure que l'erreur d_e converge vers l'origine.

4.4 Conception de Contrôleurs Composites

Dans cette section, un contrôleur composite basé sur un correcteur PD et un observateur de perturbations (DO) est conçu afin de compenser l'effet des vibrations du satellite. La loi de régulation est la suivante :

$$u = \omega^\times(J\omega) - D\omega - Kq_v - \hat{d} \quad (4.25)$$

Avec D et K des matrices positives.

Afin de démontrer la stabilité du système, la fonction de Lyapunov candidate suivante est considérée :

$$V_2 = \frac{1}{2} \omega^T K^{-1} J \omega + 2(1 - q_0) + \frac{1}{2} d_e^T d_e \quad (4.26)$$

Ainsi $\dot{V}_2$ est donnée par :

$$\dot{V}_2 = \omega^T K^{-1} J \dot{\omega} - 2\dot{q}_0 + d_e^T \dot{d}_e \quad (4.27)$$

$$\dot{V}_2 = \omega^T K^{-1} (-\omega^\times J \omega + u + d) - 2\dot{q}_0 + d_e^T \dot{d}_e \quad (4.28)$$

En substituant (4.25) dans l'équation précédente, on obtient :

$$\dot{V}_2 = -\omega^T K^{-1} D \omega - \omega^T K^{-1} \tilde{d}_e + \omega^T q_v - 2\dot{q}_0 + d_e^T \dot{d}_e \quad (4.29)$$

D'après (4.6) et (4.29), on obtient :

$$\dot{V}_2 = -\omega^T K^{-1} D \omega + \omega^T K^{-1} d_e + \dot{V}_1 \quad (4.30)$$

Compte tenu de (4.24) et de la convergence de d_e vers zéro, on peut conclure que :

$$\dot{V}_2 \leq 0 \quad (4.31)$$

Ainsi la négativité de $\dot{V}_2$ garantit la stabilité asymptotique du système.

4.5 Résultats de la Simulation

Dans cette section, les capacités de rejet des perturbations ainsi que les performances robustes de l'algorithme de commande composite proposé pour un satellite flexible, combinant un correcteur PD et un observateur de perturbations (DO), sont étudiées et démontrées à travers des simulations numériques.

Les réponses en angle d'attitude et en vitesse angulaire obtenues à l'aide de l'approche PD et de l'approche PD+DO ont été présentées afin de comparer le comportement de suivi du système de commande.

Dans la simulation, les paramètres du satellite sont les suivants : les matrices d'inertie et de couplage nominales sont données dans [51] comme suit :

$$J = \begin{pmatrix} 973.4 & 0 & 0 \\ 0 & 354.8 & 0 \\ 0 & 0 & 808.5 \end{pmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2, \quad \delta = \begin{pmatrix} 1 & 0.1 & 0.1 \\ 0.5 & 0.1 & 0.01 \\ -1 & 0.3 & 0.01 \end{pmatrix} \text{ kg}^{1/2} \cdot \text{m}$$

On suppose également qu'il existe trois modes élastiques tels que :

$$\Lambda = \pi \text{ diag}(0.602, 1.088, 1.846) \text{ rad/s}$$

avec les coefficients d'amortissement $\xi_1 = \xi_2 = \xi_3 = 0.01$.

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.

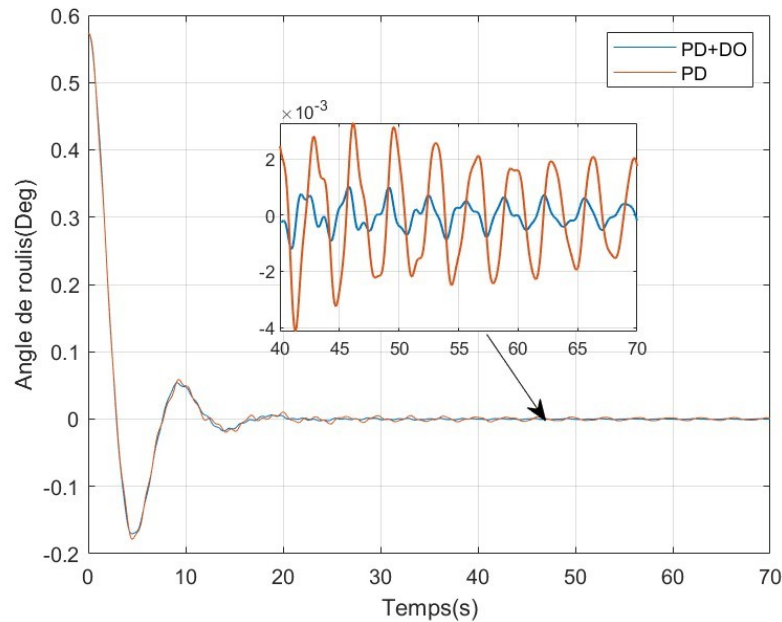


Figure 4.2 – Réponse temporelle de l'angle de roulis obtenue par PD et PD+DO

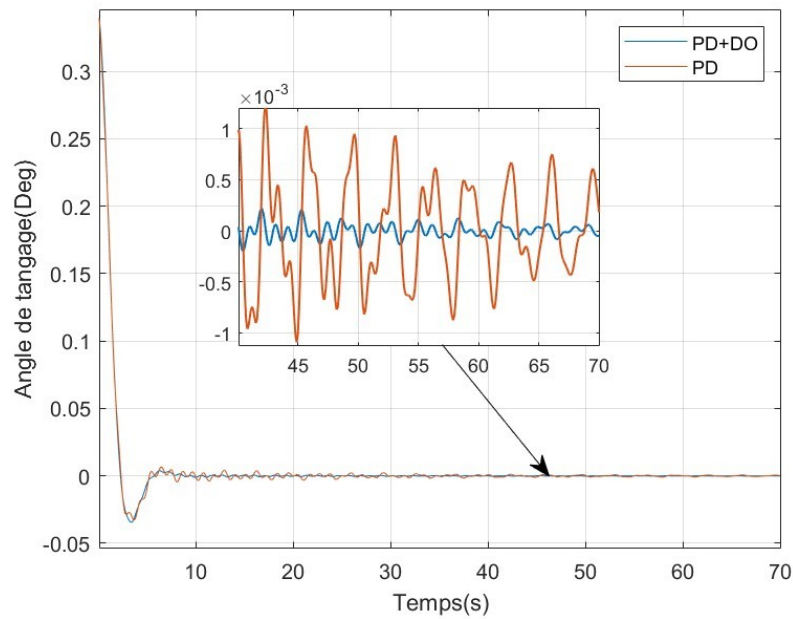


Figure 4.3 – Réponse temporelle de l'angle de tangage obtenue par PD et PD+DO

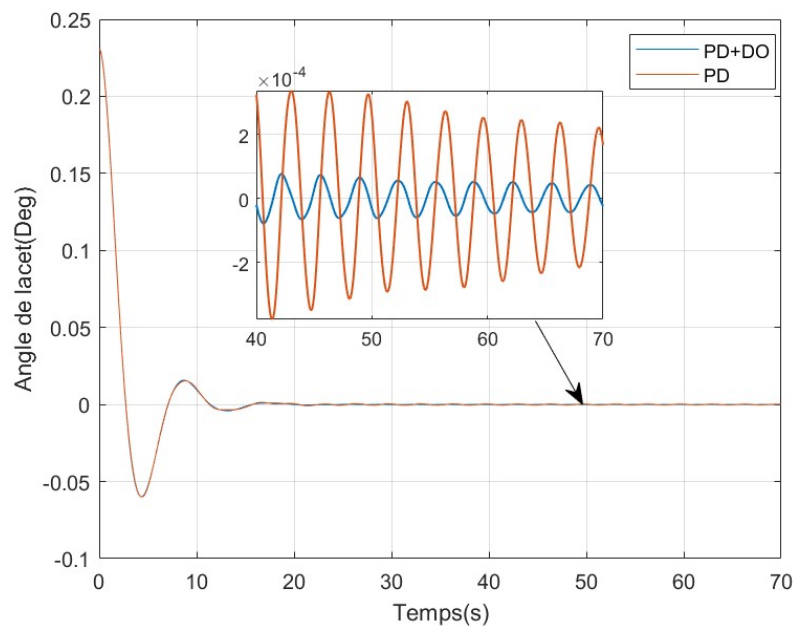


Figure 4.4 – Réponse temporelle de l'angle de lacet obtenue par PD et PD+DO

Dans le cadre d'une simulation réalisée dans les mêmes conditions, les figures 4.2, 4.3 et 4.4 montrent que tous les angles d'attitude du vaisseau spatial présentent de meilleures performances en termes de réponse dynamique lorsqu'ils sont contrôlés par le contrôleur composite PD+DO.

Les trois figures présentent un comportement similaire pour les deux contrôleurs : une réponse initiale rapide avec un dépassement modéré et une convergence vers l'attitude désire.

Or, la différence fondamentale apparaît en régime permanent :

- Le contrôleur PD seul présente des oscillations persistantes de faible amplitude, traduisant une sensibilité résiduelle aux perturbations non compensées.
- Le contrôleur PD+DO maintient une erreur quasi-nulle et nettement amortie, grâce à l'action de l'observateur qui estime et rejette activement les perturbations.

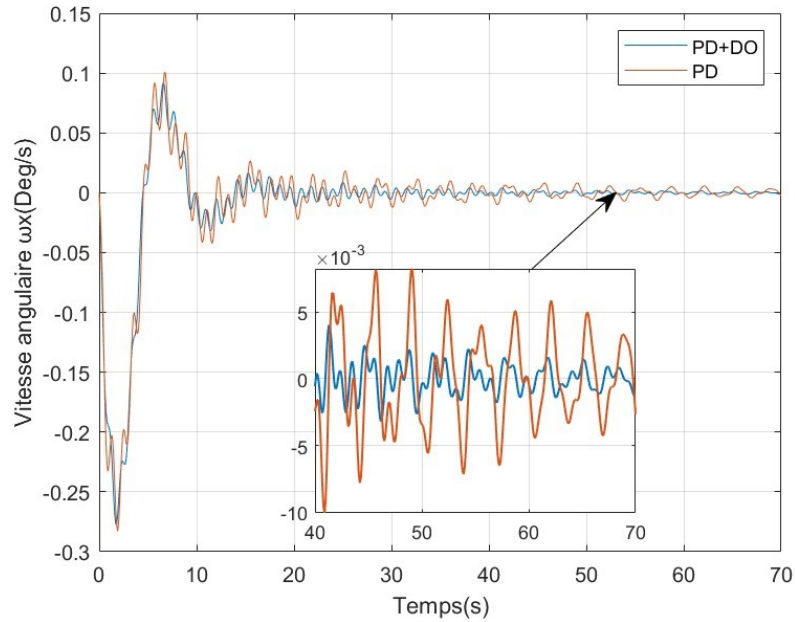


Figure 4.5 – Réponse temporelle de la vitesse angulaire ω_x obtenue par PD et PD+DO

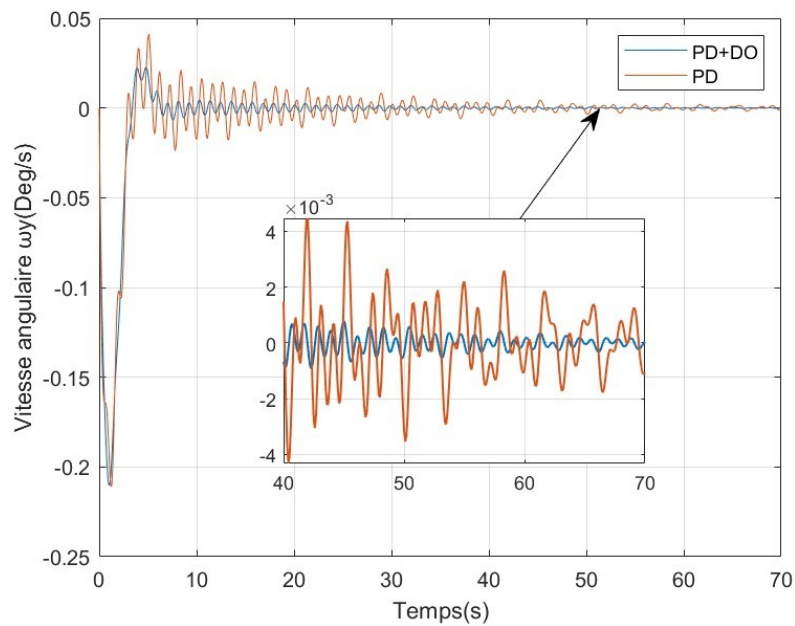


Figure 4.6 – Réponse temporelle de la vitesse angulaire ω_y obtenue par PD et PD+DO

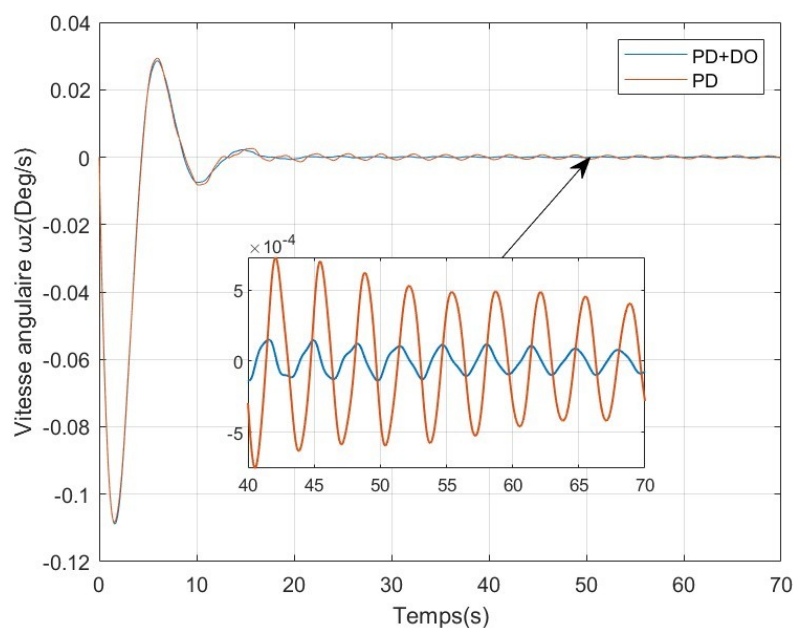


Figure 4.7 – Réponse temporelle de la vitesse angulaire ω_z obtenue par PD et PD+DO

Les vitesses angulaires représentées par les figures 4.5, 4.6 et 4.7 montrent que la stabilisation du système s'est nettement améliorée avec le contrôleur composite par rapport à l'approche PD pure en présence de perturbations vibratoires.

Pour plus de détails, l'erreur de moyenne quadratique (RMS) est calculée pour les deux contrôleurs sur l'intervalle [40-70s], Le tableau 4.1 présente les valeurs obtenues :

Table 4.1 – RMS de l'attitude et la vitesse angulaire

	RMS avec PD	RMS avec PD+DO
L'angle de roulis (Deg)	0.00175	4.4×10^{-4}
L'angle de tangage (Deg)	5.153×10^{-4}	6.92×10^{-5}
L'angle de lacet (Deg)	2.068×10^{-4}	4.132×10^{-5}
La vitesse angulaire ω_x (Deg/s)	0.0036	0.0011
La vitesse angulaire ω_y (Deg/s)	0.00145	3.04×10^{-4}
La vitesse angulaire ω_z (Deg/s)	3.93×10^{-3}	7.94×10^{-5}

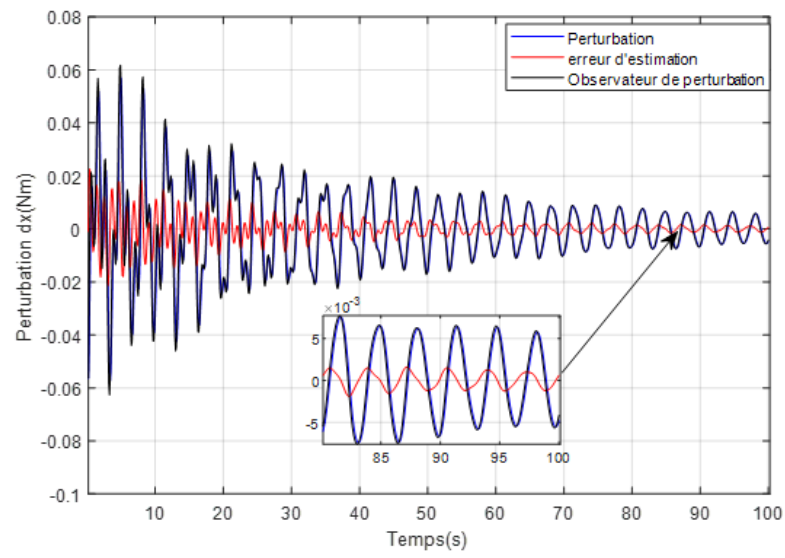


Figure 4.8 – Réponse temporelle de la perturbation d_x

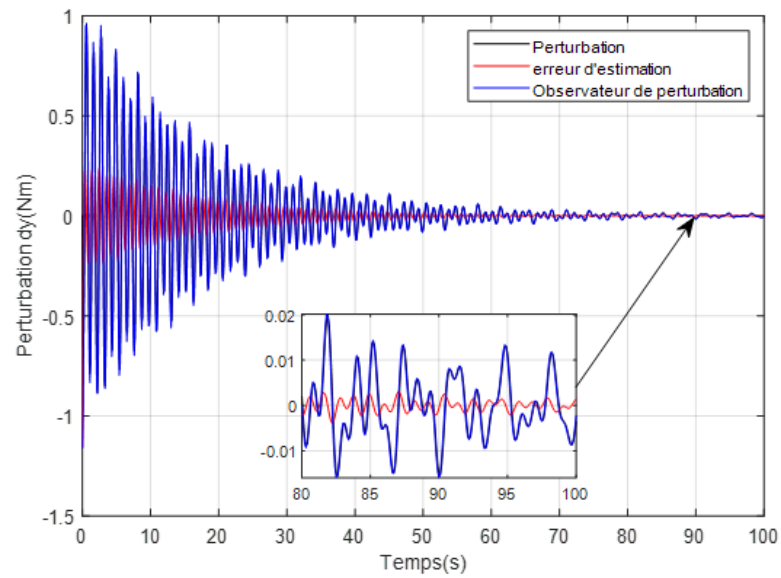


Figure 4.9 – Réponse temporelle de la perturbation d_y

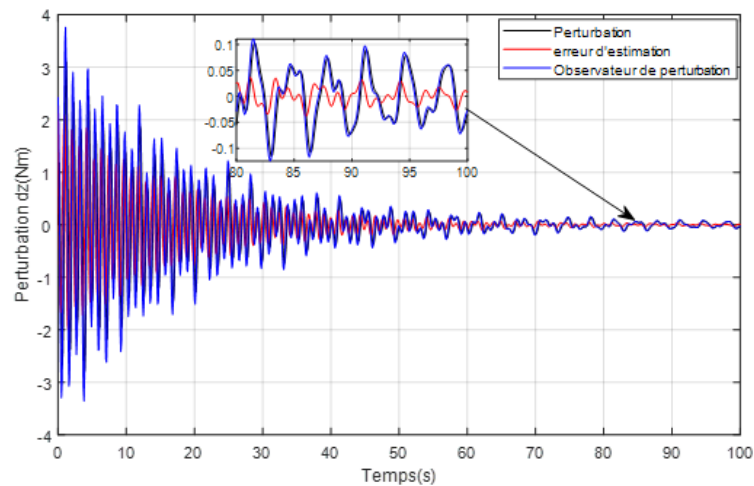


Figure 4.10 – Réponse temporelle de la perturbation d_z

Les figures 4.8, 4.9 et 4.10 illustrent les réponses temporelles de toutes les perturbations liées aux vibrations de la structure flexible le long des trois axes, ainsi que les estimations fournies par les observateurs de perturbations et les erreurs d'estimation.

D'après les résultats de la simulation, on peut conclure que les vibrations peuvent être estimées efficacement par le DO, où les effets des perturbations sur le satellite flexible sont réduits au minimum grâce à la compensation par anticipation.

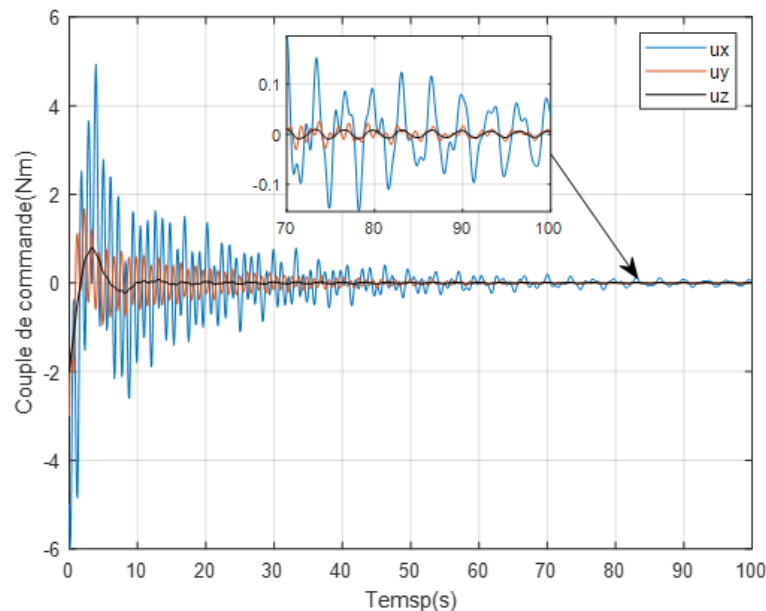


Figure 4.11 – Réponse temporelle du couple de commande composite

Comme le montre la figure 4.11, le couple de commande composite est plus important au début de la simulation. La raison principale tient au fait que le contrôleur composite est capable d'estimer et de compenser les vibrations. C'est également

ce qui explique pourquoi l'approche PD+DO offre de meilleures performances en termes de réponse dynamique que l'approche PD seule.

4.6 Conclusion

Le problème du contrôle d'attitude d'un engin spatial flexible soumis à des perturbations vibratoires a été abordé à l'aide d'une nouvelle méthode de contrôleur composite combinant l'approche PD avec un observateur de perturbations. La conception proposée permet de surmonter l'effet des vibrations sur le contrôleur et d'améliorer la précision de pointage. L'erreur de convergence et la stabilité du système sont démontrées théoriquement et vérifiées à l'aide de l'analyse de Lyapunov. De plus, l'environnement de simulations numériques permet d'illustrer clairement la faisabilité et l'efficacité de la méthode proposée en utilisant un contrôleur composite (PD+DO).

CONCLUSION

Ce travail a porté sur le problème du contrôle d'attitude d'un satellite flexible à trois axes, en présence de perturbations affectant sa stabilité et sa précision de pointage. Tout au long de ce mémoire, nous avons distingué deux catégories de perturbations : les perturbations externes, telles que le couple de gradient de gravité, le couple magnétique, le couple aérodynamique et la pression de radiation solaire, et les perturbations internes, notamment les vibrations des structures flexibles (panneaux solaires, antennes) et le ballottement des ergols dans les réservoirs. Le choix de se concentrer sur les perturbations internes, et plus particulièrement sur les vibrations flexibles, est justifié par le fait que ces dernières sont directement liées à la dynamique propre du satellite et peuvent être modélisées, estimées et compensées par des lois de commande appropriées. En revanche, les perturbations externes dépendent de l'environnement orbital et restent difficilement maîtrisables à partir de la seule commande embarquée. Sur la base d'un modèle mathématique rigoureux fondé sur les quaternions d'attitude et les équations d'Euler, un observateur de perturbations a été conçu pour estimer en temps réel les vibrations induites par les appendices flexibles, tandis qu'un correcteur PD assure la stabilisation de l'attitude. La stabilité asymptotique du système en boucle fermée a été prouvée formellement par la méthode de Lyapunov, garantissant la convergence de l'erreur d'estimation vers zéro. Les simulations numériques ont confirmé la supériorité de l'approche composite PD+DO par rapport au correcteur PD classique, avec une réduction significative des erreurs RMS sur les angles d'attitude et les vitesses angulaires, ainsi qu'une meilleure atténuation des oscillations en régime permanent. En perspective, ce travail pourrait être étendu à la prise en compte du phénomène de ballottement de carburant, qui constitue une autre perturbation interne importante pouvant déstabiliser l'attitude du satellite lorsque les réservoirs sont partiellement remplis. De même, l'intégration de lois de commande plus avancées, telles que la commande par mode glissant ou les techniques H_∞ , permettrait d'améliorer davantage la robustesse du système face aux incertitudes paramétriques et aux perturbations non modélisées. Enfin, une validation expérimentale sur banc d'essai demeure une étape indispensable pour confirmer la faisabilité et l'efficacité de la stratégie proposée dans des conditions réelles de fonctionnement.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] Spoutnik 1 – image. https://fr.wikipedia.org/wiki/Spoutnik_1#/media/Fichier:Sputnik_asm.jpg. Consulté en 2025.
- [2] Explorer 1 – image. https://fr.wikipedia.org/wiki/Explorer_1#/media/Fichier:Explorer_1_During_the_Installation_to_Jupiter-C.jpg. Consulté en 2025.
- [3] Satellite de télécommunications – image. https://fr.wikipedia.org/wiki/Satellite_de_t%C3%A9l%C3%A9communications#/media/Fichier:AEHF_1.jpg. Consulté en 2025.
- [4] L. Mondada. Temporalité, séquentialité et multimodalité au fondement de l’organisation de l’interaction : le pointage comme pratique de prise de tour. *Cahiers de linguistique française*, 26 :269–292, 2004.
- [5] 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.
- [6] Hadjer Ameer Berrahou and Malek Ameer 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.
- [7] 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.
- [8] Franklin T. DODGE et al. The new dynamic behavior of liquids in moving containers, 2000.
- [9] Mustapha Anwar Brahami. Contrôle multi-agents d’attitude d’un satellite par gyroscopes, 2013.
- [10] 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.

-
- [11] 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.
 - [12] J. R. Wertz. *Spacecraft attitude determination and control*. Springer Science & Business Media, 2012.
 - [13] W. Fichter and R. T. Geshnizjani. *Principles of Spacecraft Control*. 2022.
 - [14] 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.
 - [15] 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.
 - [16] 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.
 - [17] 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.
 - [18] R. A. D. Gordon. *Attitude control and design of satellites with flexible structures using Inverse Simulation*. PhD thesis, University of Glasgow, 2025.
 - [19] Y. Zhang, A. Pang, H. Zhu, and H. Feng. Structured h_∞ control for spacecraft with flexible appendages. *Entropy*, 23(8) :930, 2021.
 - [20] 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.
 - [21] 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.
 - [22] C. Charbonnel. H_∞ and lmi attitude control design : towards performances and robustness enhancement. *Acta Astronautica*, 54(5) :307–314, 2004.
 - [23] 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.
 - [24] 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.
 - [25] X. Wei and L. Guo. Composite disturbance-observer-based control and h_∞ control for complex continuous models. *International Journal of Robust and Non-linear Control : IFAC-Affiliated Journal*, 20(1) :106–118, 2010.

-
- [26] S. Li, J. Yang, W. H. Chen, and X. Chen. *Disturbance observer-based control : methods and applications*. CRC Press, 2016.
- [27] 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.
- [28] Sergej KUZNECOV and Patrick SÉRIOT. Linguistica cosmica : La naissance du paradigme cosmique. *Histoire épistémologie langage*, 17(2) :211–234, 1995.
- [29] Anne-Marie MALAVIALLE. Les satellites de communications : des promesses techniques aux réalités politiques et industrielles. *Hermès, La Revue*, 34(2) :191–204, 2002.
- [30] Sarah VIGNEAU. L’éveil du spoutnik : la réaction du congrès américain au lancement du satellite soviétique, 1957–1958, 2019.
- [31] Sarah STRELISKI. *Les sciences humaines et sociales françaises. Cartographie générale 2025*. PhD thesis, Alliance Athéna, 2025.
- [32] CNES. Dossier fusées. <https://cnes.fr/dossiers/fusees>. Consulté en 2025.
- [33] TPE Mise en orbite. Un voyage vers l’espace. <https://miseenorbitetpe.home.blog/ii-un-voyage-vers-lespace/>. Consulté en 2025.
- [34] Techno-Science.net. Fusée astronautique – définition. <https://www.techno-science.net/glossaire-definition/Fusee-astronautique-page-4.html>. Consulté en 2025.
- [35] CIRAS – Académie Nancy-Metz. Navigation spatiale. https://sites.ac-nancy-metz.fr/ciras/cahierdubia/navigation_spatiale/navigation_spatiale.html. Consulté en 2025.
- [36] Marcel J. SIDI. *Spacecraft dynamics and control : a practical engineering approach*. Cambridge University Press, 1997.
- [37] Malcolm D. SHUSTER et al. A survey of attitude representations. *Navigation*, 8(9) :439–517, 1993.
- [38] DJALAB ABDELHAK. *Contrôle agile d’attitude d’un micro-satellite par tuyère*. PhD thesis, Université Mohamed Boudiaf des sciences et de la technologie, 2013.
- [39] Peter C. HUGHES. *Spacecraft attitude dynamics*. Courier Corporation, 2012.
- [40] Marshall H. KAPLAN. *Modern spacecraft dynamics and control*. Courier Dover Publications, 2020.
- [41] 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.
- [42] D. ASSEMAT, M. AVIGNON, and C. CORRECHER. *Cours de technologie spatiale – Techniques et technologies des véhicules spatiaux*. Centre National d’Études Spatiales, 2006.

-
- [43] Bong WIE. *Space vehicle dynamics and control*. AIAA, 1998.
- [44] Willem Hermanus Steyn. *A multi-mode attitude determination and control system for small satellites*. PhD thesis, Stellenbosch : Stellenbosch University, 1995.
- [45] 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.
- [46] Satellite artificiel. https://fr.wikipedia.org/wiki/Satellite_artificiel. Consulté en 2025.
- [47] AM Si MOHAMMED, M. BENYETTOU, Y. BENTOUTOU, et al. Three-axis active control system for gravity gradient stabilised microsatellite. *Acta Astronautica*, 64(7–8) :796–809, 2009.
- [48] Pierre DALIGAULT. *Application De La synthèse H_∞ structurée Au Co-Design d'Actionneurs Et De Lois De Commande De Satellites*. PhD thesis, Ecole Polytechnique, Montreal (Canada), 2019.
- [49] Ibrahim KÖK. Comparison and analysis of attitude control systems of a satellite using reaction wheel actuators. Master's thesis, 2012.
- [50] Hanspeter SCHAUB and John L. JUNKINS. *Analytical mechanics of space systems*. AIAA, 2003.
- [51] S. Boulouma, S. Labiod, and H. Boubertakh. Direct adaptive control of a flexible spacecraft with disturbances and uncertain actuator failures. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 110 :73–89, 2018.

ANNEXE

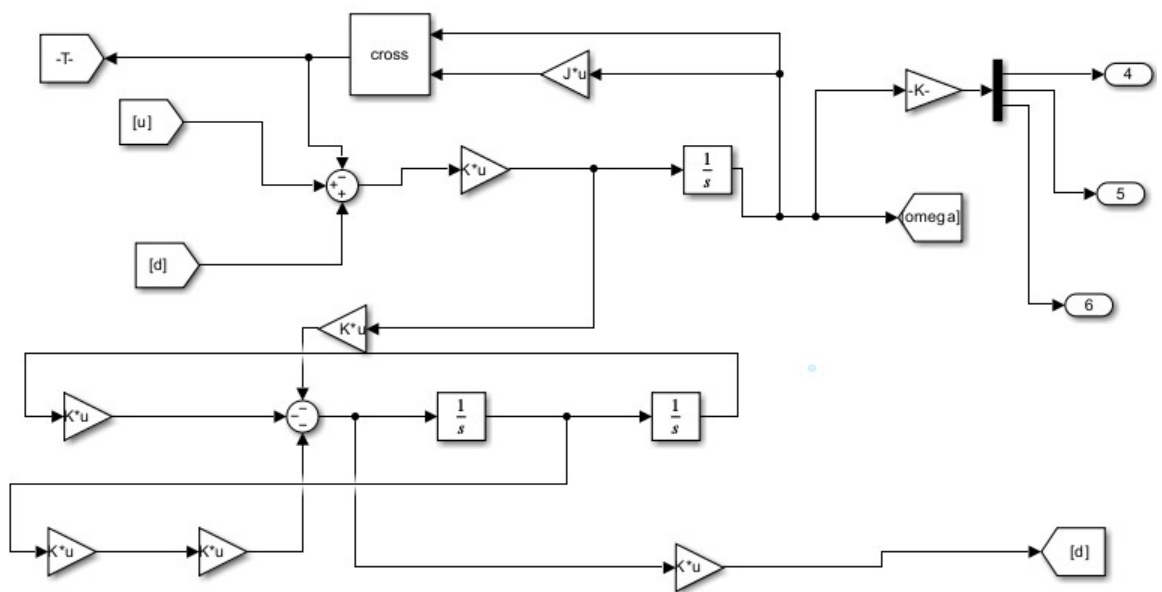


Figure 4.12 – Modele de satellite

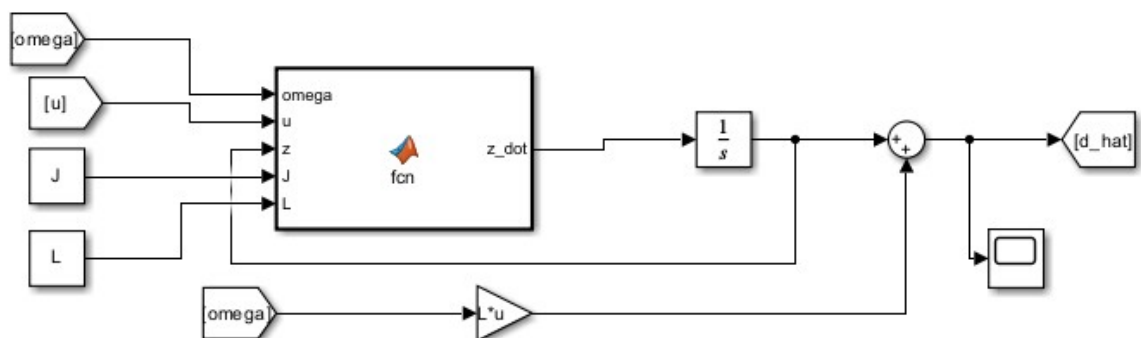


Figure 4.13 – Modele d'observateur de perturbation

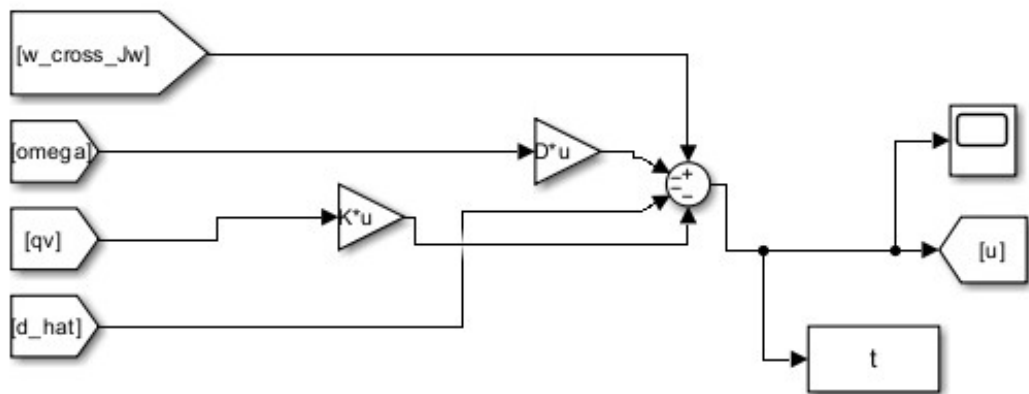


Figure 4.14 – Modele de la commande

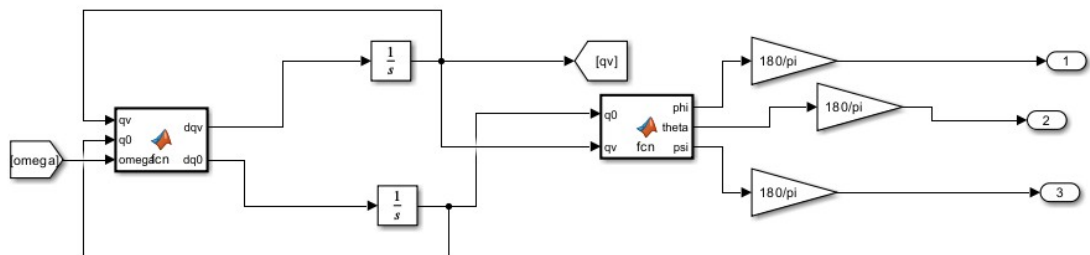


Figure 4.15 – Quaternion

Paramètreras de simulation

Listing 4.1 – Paramètres du satellite flexible LEO et du contrôleur

```
% Matrice d'inertie
J = [973.4    0    0;
     0    354.8    0;
     0    0    808.5];
J_inv = inv(J)

% Matrice de couplage
del = [1    0.1    0.1;
      0.5    0.1    0.01;
      -1    0.3    0.01];

% Frequences propres
Lam = diag([0.602*pi, 1.088*pi, 1.846*pi]);
lam_caree = Lam^2

% Amortissement
```

```

xi = diag([0.01, 0.01, 0.01]);

% Gains
K = diag([100, 100, 100]*10);
D = diag([50, 50, 50]*10);
L = diag([7500, 7500, 7500]);

% Conditions initiales
omega_init    = [0; 0; 0];
q0_init       = 1;
qv_init       = [0.05; 0.03; 0.02]*0.1;
eta_init      = [1; 1; 1]*0.1;
eta_dot_init  = [0; 0; 0];
d_hat_init    = [0; 0; 0];
z_init        = [0; 0; 0];

% Stop time
T = 100; % secondes

```