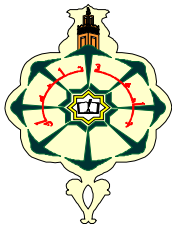


REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE ABOU BAKR BELKAID - TLEMCCEN

FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR
DEPARTEMENT DE TELECOMMUNICATIONS



MEMOIRE

Pour l'obtention du



DIPLOME DE MAGISTERE

ECOLE DOCTORALE DES TECHNIQUES ET APPLICATIONS SPATIALES
(Option : Télécommunications et Informatique Spatiales)

Présenté par

BRAHAMI Mustapha Anwar

**CONTROLE MULTI-AGENTS D'ATTITUDE D'UN SATELLITE
PAR GYROSCOPES**

Soutenu à Tlemcen,

devant le jury composé de :

M. CHIKH BLED Mohamed El Kebir	<i>Président</i>	Professeur à l'université A.B. B
M. SI MOHAMED Mohamed Arezki	<i>Examineur</i>	Maitre de recherche au C.T.S
M. BENAMAR Abdelkrim	<i>Examineur</i>	Chargé de cours à l'université A. B. B
M. BENDIMERAD Fethi Tarik	<i>Encadreur</i>	Professeur à l'université A.B. B
M.BENADDA BELKACEM	<i>Co-Encadreur</i>	Chargé de cours à l'université A. B. B

Dédicaces

A ma très chère grand-mère,

A mes très chères parents, à qui je leur dois ma vie et mon succès,

A ma future femme !!!

A tous les membres de ma famille qui sauront se reconnaître,

*A tous mes collègues de la promotion avec lesquels j'ai passé des
moments agréables,*

Enfin à tous ceux et celles qui me sont chers.

Remerciements

Mes remerciements vont en premier lieu à mon encadreur M. BENDIMERAD Fethi Tarik, Professeur à l'université de Tlemcen et Directeur du Laboratoire de Télécommunications de Tlemcen, pour son encadrement et pour l'intérêt qu'il a manifesté à notre travail.

Je tiens à remercier particulièrement mon co-encadreur à M. BENADDA Belkacem, Chargé de cours à l'université de Tlemcen, pour tout le temps qu'il m'a consacré. Ses critiques, toujours constructives et fondamentales, qu'il a su donner avec gentillesse.

Je tiens à remercier également M. SI MOHAMED Mohamed Arezki qui m'a formé et accompagné avec beaucoup de patience et de pédagogie tout au long de mon stage au CTS d'Arzew.

Que M. CHIKH EL BLED Mohamed El Kebir, Professeur à l'université de Tlemcen, veuille croire à ma profonde reconnaissance et sincère gratitude d'avoir accepté de présider ce jury.

Que les honorables membres du jury, M. SI MOHAMED Mohamed Arezki, Directeur de la division « Mécanique spatiale » du CTS d'Arzew, et M. BENAMAR Abdelkrim, Chargé de cours à l'université de Tlemcen, veuillent croire en mes remerciements anticipés pour avoir bien voulu accepter d'enrichir et d'évoluer ce travail.

Le travail fut réalisé en collaboration avec notre partenaire l'ASAL (Agence Spatiale Algérienne) que nous remercions pour son soutien et sa confiance.

ملخص

يرتبط هذا العمل بالتحكم في حركة القمر الصناعي. بعد أن نثبت أهمية وضرورة التحكم في الحركة ومختلف الأجهزة المستخدمة للتحديد و التحكم، سنستعرض المفاهيم و الأدوات الرياضية الأساسية لنمذجة سلوك القمر الصناعي. الجزء الثاني يتعلق بدراسة نظام تحكم أول ساتل جزائري ألسات-1 ، سنقوم في البداية بدراسة موقف القمر الصناعي ألسات-1 في وجود اضطرابات فضائية دون أي تحكم. بعد ذلك نقوم بتثبيت هذا الموقف في اتجاه محدد مسبقا باستخدام القيادة بالتنبؤ المنفذة عن طريق وكيل معلوماتي.

Résumé

Ce mémoire de magistère porte sur le contrôle d'attitude des micro-satellites. Après avoir montré l'importance et la nécessité du contrôle d'attitude ainsi que les différents dispositifs utilisés pour la détermination et la commande d'attitude, nous présenterons les notions et les outils mathématiques essentiels à la modélisation d'attitude d'un micro-satellite. La seconde partie concerne la simulation d'attitude du premier satellite Algérien Alsat-1, il s'agira dans un premier temps de simuler l'attitude du satellite Alsat-1 en présence des couples perturbateurs et sans contrôle actif. Par la suite agir pour stabiliser cette attitude suivant une direction prédéterminée, en utilisant une commande à base d'un régulateur prédictif implémenté par un agent informatique.

Abstract

This document relates to the control of attitude of the micro-satellite. After having given the importance of the control of attitude and the various devices used for the determination and the control of attitude, we will present the concepts and the mathematical tools essential to modelling attitude of a micro-satellite. The second part relates to the simulation of attitude of the first Algerian satellite Alsat-1, it will initially be a question of simulating the attitude of the Alsat-1 satellite in the presence of the disturbance torque and without active control. Then to stabilize this attitude according to a predetermined direction, by using a predictive regulator implemented by an agent.

TABLE DES MATIERES

Introduction générale	7
Chapitre I : Principe du contrôle d'attitude	11
I.1 Introduction	11
I.2 Définition et justification du contrôle d'attitude	11
I.3 Exemples de spécification pour le contrôle d'attitude	12
I.3.1 Satellites scientifiques	13
I.3.2 Satellites d'imagerie	14
I.3.3 Satellites de télécommunications	14
I.3.4 Stations spatiales (MIR, FREEDOM, EUREKA ...)	15
I.3.5 Satellites radio amateur	15
I.4 La boucle de contrôle d'attitude	15
I.5 Les senseurs	16
I.5.1 Les capteurs terrestres	17
I.5.2 Les capteurs solaires	18
I.5.3 Les capteurs d'étoiles	18
I.5.4 Les magnétomètres	19
I.5.5 Capteurs gyroscopiques (gyromètres)	19
I.5.6 GPS (Global Positioning System)	20
I.6 Les procédés de contrôle d'attitude	20
I.7 Les actionneurs pour contrôler l'attitude	21
I.7.1 Actionneurs inertiels	22
I.7.1.1 Roues de réaction ou roues cinétiques	23
I.7.1.1 Actionneurs gyroscopiques (AG)	23
I.7.2 Actionneurs magnétiques ou magnéto-coupleurs	24
I.7.3 Propulseurs ou Tuyères	25
I.8 Couples de perturbations	26
I.8.1 Couple de gradient de gravité	26
I.8.2 Couple de Rayonnement	27
I.8.3 Couple Aérodynamique	27
I.9 Conclusion	28
Chapitre II : Modélisation cinématique et dynamique	30
II.1 Introduction	30
II.2 Systèmes de coordonnées (CS)	30

II.2.1 Repère inertiel	30
II.2.2 Repère Orbital Local	30
II.2.3 Repère satellite	31
II.3 Représentation d'attitude	32
II.3.1 Angles d'Euler	32
II.3.2 Quaternion d'attitude	34
II.4 Equations du mouvement d'un satellite	36
II.4.1 Équations Dynamiques du Mouvement	36
II.4.2 Équations Cinématiques du Mouvement	37
II.5 Modélisation des couples de perturbations	39
II.5.1 Couple de Gradient de Gravité	39
II.5.2 Couple aérodynamique	40
II.5.3 Couple magnétique	41
II.5 Conclusion	41
Chapitre III : Modélisation et simulation d'attitude Alsat-1	43
III.1 Introduction	43
III.2 Brève présentation d'Alsatsat-1	43
III.2.1 Système de contrôle d'attitude d'Alsatsat-1	45
III.3 Modélisation et simulation de l'attitude d'Alsatsat-1	46
III.3.1 Equations dynamiques	47
III.3.2 Equations cinématiques	49
III.3.3 Résultats des simulations	51
III.3.3.1 Mode Libration	52
III.3.3.2 Mode Spin	56
III.3.4 Conclusion	59
III.4 Roues de stabilisation	60
III.4.1 Principe	60
III.4.2 Description fonctionnelle	61
III.4.3 Configuration des roues cinétiques	62
III.4.4 Orientation	62
III.4.5 Modèle du satellite avec roues de stabilisation	63
III.5 Conclusion	66
Chapitre IV : Commande par agent	68
IV.1 Introduction	68
IV.2 Contrôleur PID et contrôleur prédictif	68

IV.2.1 Objectifs d'un régulateur	68
IV.2.2 Contrôleur Proportionnel dérivateur intégrateur PID	68
IV.2.2.1 Commande proportionnelle	69
IV.2.2.2 Commande intégrale	69
IV.2.2.3 Commande différentielle	70
IV.2.2.4 PID réel	70
IV.2.3 Contrôleur prédictif	71
IV.3 Modèle dynamique d'Alsat-1 avec roues de stabilisation	72
IV.4 Loi de commande implémentée au sein d'Alsat-1	73
IV.4.1 Résultats de la commande (PD)	74
IV.4.2 Conclusion	77
IV.5 Loi de commande par agent	77
IV.5.1 Agents et systèmes multi-agents (SMA)	77
IV.5.2 Simulation de la loi de commande	78
IV.5.3 Résultats	80
IV.6 Conclusion	80
Conclusion générale	81

INTRODUCTION GENERALE

La motivation pour la conception et la modélisation des satellites, viens de l'intérêt croissant que porte notre pays à ce domaine avec le programme spatial algérien supervisé par l'agence spatiale algérienne (ASAL). Notre pays a intégré ce monde dès les débuts des années 2000 avec le lancement du premier satellite algérien ALSAT-1.

Le contrôle d'attitude d'un satellite est une tâche ardue. Nous pouvons même affirmer que la conception d'un nouveau satellite est synonyme avec le contrôle d'attitude. En effet, indépendamment de la mission désirée pour un satellite : observation, transmission de données, positionnement... il est indispensable de maintenir une direction de pointage fixe. Ceci à fait que le domaine du contrôle d'attitude est l'un des plus étudié dans le domaine de conception des véhicules spatiaux. Le contrôle d'attitude commence par l'étude des phénomènes perturbateurs qui vont exercer des couples et faire pivoter un corps solide quelconque, nous évoquerons à titre indicatifs :

- Effet du gradient de gravité,
- Couple aérodynamique (cas des satellites en orbite basse),
- Pression du rayonnement solaire,
- Couples magnétiques,
- Couples générés par le mouvement des corps internes...

Il est également primordial de choisir les capteurs adéquats pour mesurer l'orientation dans l'espace. Plusieurs capteurs existent de nos jours : capteurs solaires, magnétiques, gyroscopiques...

Pour garder une direction de pointage fixe, quelle que soit les perturbations externes, un organe de contrôle est indispensable. Les propulseurs à gaz sont

les premiers organes exploités pour le contrôle toute fois ils possèdent une durée de vie limitée. Les roues cinétiques ou rotors, sont très efficaces dans la mesure ou elles peuvent fournir des corrections rapides et appréciables en raison de l'effet gyroscopique.

Par ailleurs, la commande des roues cinétiques ou gyroscopes ne peut être effectuée qu'avec un mécanisme automatique. L'automatisation intervient à travers tous les stades ou étapes du contrôle d'attitude à savoir le calcul de l'orientation, la détermination des corrections nécessaires et enfin la commande. De plus les satellites sont considérés comme des systèmes non linéaires avec des paramètres qui peuvent changer dans le temps. D'où la nécessité d'une théorie qui permet de développer des régulateurs pour ces types de procédés. Parmi les méthodes utilisées de nos jours pour la commande, la théorie des systèmes multi-agents, a donné des résultats très prometteurs. Les agents sont alors proposés comme alternative pour réaliser des régulateurs classiques (du type PID par exemple). Cette méthode s'adapte bien pour l'asservissement de modèles difficiles ou pratiquement impossible à automatiser par les méthodes classiques (cas des satellites).

Dans le cadre de notre travail, nous visons le développement d'un simulateur de contrôle d'attitude pour microsatellites en se basant sur une plateforme existante ALSAT-1. Tout d'abord nous commençons par présenter le principe et l'intérêt du contrôle d'attitude sur différentes missions spatiales. Nous présentons dans ce même chapitre les organes qui collaborent dans le contrôle d'attitude. Dans le deuxième chapitre, nous allons exposer les différents modèles et outils mathématiques nécessaire pour la modélisation et la simulation d'attitude. Le troisième chapitre va présenter notre simulateur ALSAT-1 réalisé en collaboration avec l'ASAL et plus particulièrement le centre des techniques spatiales (CTS) d'ARZEW. Nous sommes arrivés aux conclusions que notre simulateur s'approche du modèle réel du premier satellite algérien. Le dernier chapitre sera consacré à l'implémentation de la

commande d'attitude. Après une étude détaillée de la commande du type proportionnel, intégral, et différentiel PID utilisée au sein du satellite ALSAT-1, nous allons proposer et implémenter notre propre commande basée sur un agent qui implémente un contrôleur prédictif.

CHAPITRE I
PRINCIPE DU CONTROLE
D'ATTITUDE

I.1 Introduction

Dans l'espace les satellites sont soumis à des couples perturbateurs, qui ont pour effet de dépointer et modifier l'orientation (aérodynamique de l'atmosphère résiduelle, pression des radiations solaire, ...). Un système de contrôle d'Attitude (SCA) désigne l'ensemble des équipements et algorithmes mis en œuvre de manière autonome pour corriger ces effets. Selon les missions, certains des appareils embarqués dans le satellite sont pointés dans des directions déterminées : une mission d'observation astronomique orientera un télescope dans la direction de l'étoile à étudier, une mission d'observation doit toujours pointer la caméra en direction de la terre, une mission de télécommunication orientera les antennes du satellite vers des zones particulières de la surface terrestre, il est parfois utile d'assurer des visées successives dans plusieurs directions.

Si le satellite est écarté de sa position nominale, il doit avoir lieu à une correction, c'est à dire une technique de stabilisation qui est de différents types. Le contrôle d'attitude, de par la diversité et la complexité des disciplines de l'ingénierie qu'il met en œuvre, est devenu une discipline à part entière pratiquée par quelques spécialistes travaillant chez les acteurs majeurs du domaine spatial ou dans des milieux universitaires. Ce domaine fait appel à la mécanique, la physique, l'automatique, l'informatique et bien sûr aux mathématiques.

Ce chapitre fournira une vue d'ensemble au sujet de l'attitude d'un véhicule spatial. Après avoir justifié l'importance et la nécessité du contrôle d'attitude, nous citerons quelques exemples de spécifications du contrôle d'attitude pour différents types d'applications spatiales. Par la suite, nous présenterons les principaux senseurs et actionneurs utilisés pour la détermination et la commande d'attitude. Pour finir, nous évoquerons en fin de chapitre les différentes perturbations spatiales pouvant agir sur le comportement du véhicule spatial.

I.2 Définition et justification du contrôle d'attitude

L'attitude décrit l'orientation du satellite souvent par rapport à une référence orbitale, en l'absence de contrôle elle évolue naturellement sous l'effet des perturbations externes (couples) qui agissent sur le satellite.

Le système de contrôle d'attitude (SCA) a pour rôle d'asservir l'attitude du satellite en présence de ces perturbations en pointant les axes du véhicule vers les directions requises, vis-à-vis du repère orbital, pour assurer sa mission. Pour cela, le satellite détermine son attitude grâce à des **senseurs** et la « contrôle » grâce à des **actionneurs** qui génèrent des couples moteurs [1]. Nous détaillons les différents types des senseurs et actionneurs dans la suite de ce chapitre.

Le satellite en orbite est soumis à des forces ou couples perturbateurs permanents, d'origines très diverses. Le contrôle d'attitude a pour rôle de compenser ces couples perturbateurs qui dépointeraient le satellite, soit de manière passive en exploitant quelques propriétés fondamentales (forces gravitationnelles, forces magnétiques, raideur gyroscopiques) qui stabilisent l'effet de certaines perturbations, soit de manière active, en détectant les dépointages induits et en les compensant par des actions correctives.

Les exigences du contrôle d'attitude dépendent des spécifications et des besoins d'orientation imposés par la mission spatiale. Par exemple, l'observation astronomique nécessite de réaliser des visées en des zones précises du ciel, avec un pointage très stable, un autre exemple est celui des satellites d'observation de la terre et des télécommunications qui requièrent un pointage précis d'instruments imageurs et d'antennes vers des zones terrestres données.

Les exigences du contrôle d'attitude sont aussi liées aux caractéristiques des autres sous-systèmes du satellite : communications avec le sol, génération de puissance à partir du soleil, et régulation thermique.

Les exigences du contrôle d'attitude se traduisent par un certain nombre de paramètres à définir, qui sont généralement [1] :

- L'élément du satellite à pointer : le satellite lui-même, la charge utile si elle n'est pas fixe sur la plate-forme du satellite, ou encore une partie mobile de la plate-forme (ex. le panneau solaire).
- La direction de pointage, définie par rapport à une référence externe telle que la terre, le soleil ou les étoiles.
- La précision du pointage, qui caractérise la performance à réaliser par le contrôle d'attitude.
- La stabilité du pointage, qui caractérise la variation maximale de l'attitude stabilisée en une position donnée.

Il est clair d'après ce que nous avons cité, que les performances du système de contrôle d'attitude affectent directement le succès de la mission spatiale. Par exemple, pour les satellites d'observation de la terre, les performances du SCA en précision influent sur la qualité des images prises par la charge utile d'observation.

I.3 Exemples de spécification pour le contrôle d'attitude

Selon les besoins et les contraintes de la mission spatiale, le système de contrôle d'attitude peut avoir différentes spécificités pour la maîtrise d'attitude. Citons quelques cas :

I.3.1 Satellites scientifiques

- Comme le satellite Hipparcos de l'ESA¹ qui a pour objectif de dresser avec une précision très élevée la carte du ciel comportant quelques 120 000 étoiles, en effet, son attitude doit être restituée à 0.001" d'arc. [2]
- On peut citer aussi le télescope spatial Hubble, qui a été conçu par la NASA² pour permettre d'étudier l'histoire et l'évolution de l'univers (Figure I.1), son système de pointage le PCS (Pointing Control System) peut rester bloqué sur une même cible pendant 24 heures avec une précision de 0,01" d'arc. [3]



Figure (I.1) : Télescope Hubble

I.3.2 Satellites d'imagerie

- Comme la famille SPOT 1 à 3 (satellites conçu par le CNES³) qui pointent le sol à 0.15° et surtout pour obtenir une bonne qualité d'image, la vitesse angulaire est maîtrisée à 0.001°/s. (Figure I.2) [4]

¹ ESA : European Space Agency (<http://www.esa.int>)

² NASA : National Aeronautics and Space Administration (<http://www.nasa.gov>)

³ CNES : Centre national d'études spatiales (<http://www.cnes.fr>)



Figure (I.2) : Satellite Spot

I.3.3 Satellites de télécommunications

- Pour ces satellites un pointage de l'ordre de 0.1° à 0.2° est nécessaire. Cependant un pointage plus fin permet de gagner de la puissance, puisque le faisceau d'émission est plus réduit. [5]

I.3.4 Stations spatiales (MIR, FREEDOM, EUREKA ...)

- Ces vaisseaux spatiaux nécessitent un pointage de l'ordre de 1° en général. Par contre comme la station est habitée et en plus elle est le siège d'expériences scientifiques, de longue durée. Il est demandé une surveillance stricte et permanente de l'attitude qui en plus des forces atmosphérique et solaire est influencée par les forces et mouvements à l'intérieur du vaisseau spatial.

I.3.5 Satellites radio amateur

- Avec ces satellites quelques degrés de précision en pointage suffisent, ce qui les autorise à utiliser des stabilisations passives, mêmes si elles conduisent à une précision modeste.

I.4- La boucle de contrôle d'attitude [1]

La boucle de contrôle d'attitude assure à tout instant, au satellite une correcte orientation dans l'espace. Elle met en œuvre les sous-fonctions « estimation d'attitude » et « contrôle d'attitude » comme le montre la figure (I.3).

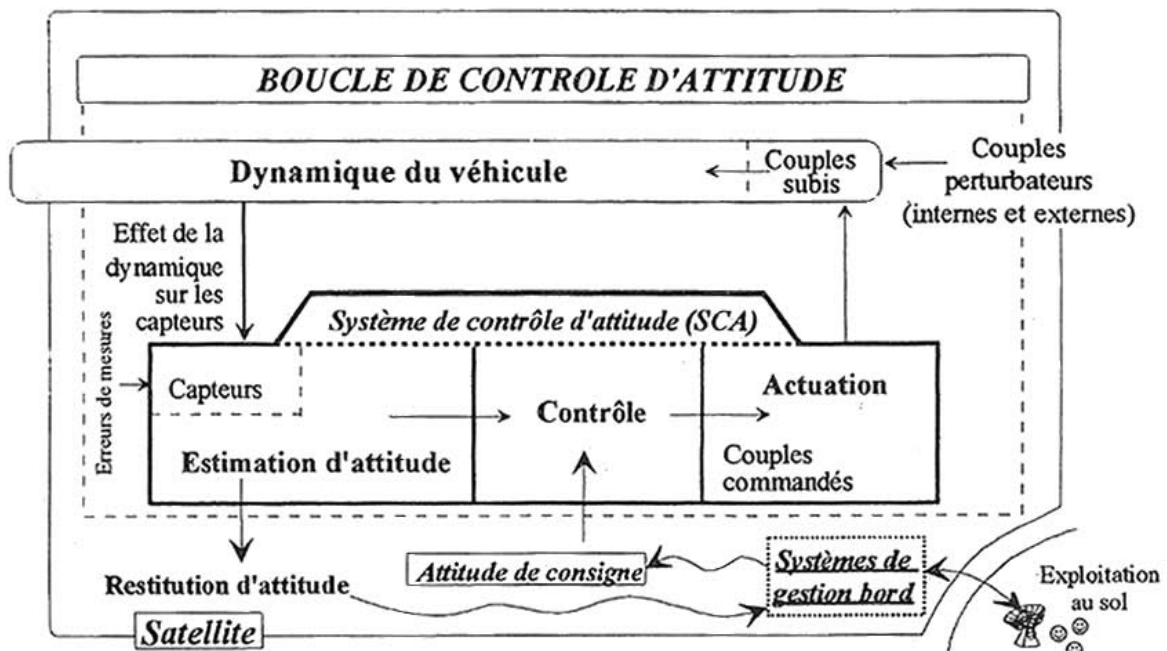


Figure (I.3) : La boucle de contrôle d'attitude

- **La dynamique du véhicule spatial** : L'attitude du véhicule évolue en fonction de sa structure et des couples subis. Certains de ces couples sont des couples perturbateurs, d'autres sont exploitées pour le contrôle d'attitude. Ces couples sont d'origine interne ou externe du satellite.
- **La sous-fonction « estimation d'attitude »** : Cette sous-fonction a pour rôle l'estimation de divers paramètres qui caractérisent l'attitude courante du véhicule, tels que les angles ou les vitesses angulaires. Elle est mise en œuvre par un estimateur traitant les mesures fournies par différents capteurs ou senseurs d'attitude.
- **La sous-fonction « contrôle »** : Le contrôle calcule les ordres à envoyer aux actionneurs (ou actuateurs), afin que le véhicule rallie l'attitude

désirée. Ces ordres dépendent de l'estimation de l'attitude courante réalisée par la sous-fonction « estimation d'attitude ».

I.5 Les senseurs

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 disponible [1].

Caractérisation d'un capteur d'attitude :

Les différents éléments techniques qui vont orienter le choix d'un type de capteur sont principalement :

- La mission en termes d'orbite et de mode de pointage,
- Les sources de références disponibles :
 - Références externes (les étoiles, le soleil, la terre, la lune, le champ magnétique terrestre).
 - Référence inertielle absolue, au sens de la dynamique des corps solides (phénomènes d'inertie par conservation des énergies).
- Les exigences fonctionnelles et de performances
 - les performances de pointage et de stabilité,
 - les propriétés du signal de sortie (nature, profil, fréquence..),
 - la gamme de mesure,
 - l'interface avec le véhicule : encombrement, masse, consommation, implantation, exploitation du signal, champ de vue, protection des lumières parasites pour les capteurs optiques.

Dans ce qui suit, nous allons présenter les principaux types de senseurs utilisés au sein des satellites artificiels.

I.5.1 Les capteurs terrestres

Le principe de détection adopté est basé sur une variation thermique de l'élément sensible, dans la bande spectrale où la terre est vue comme un disque uniforme. (Figure I.4)

La direction de visée de ces capteurs vers la terre, permet d'obtenir directement deux angles d'attitude du satellite, le tangage et le roulis.

Un senseur d'horizon terrestre comprend généralement quatre parties : un mécanisme de visée, un système optique, un détecteur de luminance, une électronique du traitement du signal. [6]



Figure (I.4) : Capteur terrestre

I.5.2 Les capteurs solaires

Ils sont classés en deux catégories, les senseurs analogiques (grossiers) et les senseurs digitaux (précis). Ils sont couramment employés dans les phases d'acquisition d'attitude et en routine, soit pour détecter la présence du Soleil, soit pour fournir un angle d'attitude (Figure I.5). Par exemple le lacet pour SPOT 4 [7]

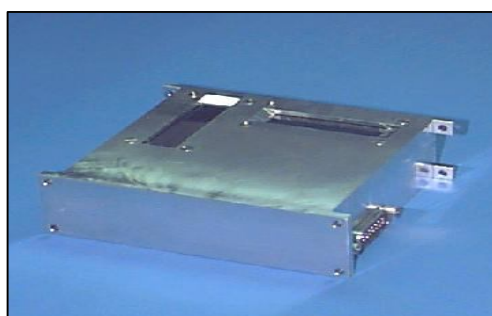


Figure (I.5) : Capteur Solaire

I.5.3 Les capteurs d'étoiles

Les sondes d'étoile prennent une photo du ciel et calculent l'attitude en comparant l'image prise à une carte d'étoile stockée dans le bord de l'électronique du traqueur d'étoile (Figure I.6). Les traqueurs d'étoile n'ont pas besoin d'un autre vecteur de mesure, ils fournissent directement l'attitude du satellite puisque la mesure de trois étoiles fournit déjà toutes les mesures nécessaires pour la pleine détermination d'attitude. Les traqueurs d'étoile fournissent une précision très élevée. [8].

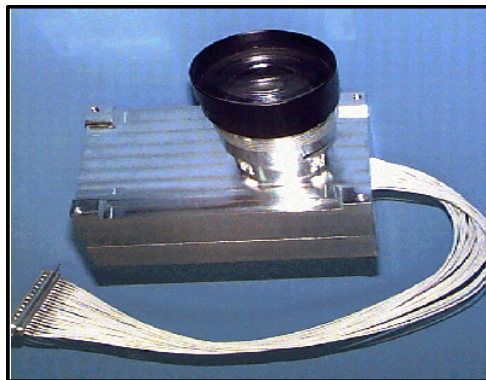


Figure (I.6) : Capteur d'étoiles

I.5.4 Les magnétomètres

Les Magnétomètres mesurent le vecteur et l'intensité du champ magnétique à la position actuelle du satellite (Figure I.7). Si la position orbitale est connue et un modèle précis de champ magnétique est stocké dans l'ordinateur de bord du satellite, le vecteur peut être employé pour la détermination d'attitude dont la qualité dépend fortement du modèle de champ magnétique stocké dans l'ordinateur de bord et des événements courants dans l'ionosphère, par exemple un orage magnétique [9].

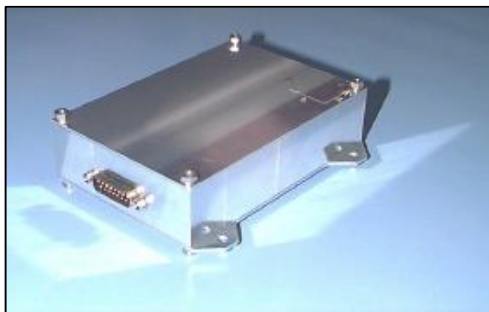


Figure (I.7) : Magnétomètre

I.5.5 Capteurs gyroscopiques (gyromètres)

Ils ne sont pas utilisés pour mesurer l'attitude du satellite mais plutôt sa vitesse angulaire. Les gyroscopes modernes emploient des techniques optiques de laser pour mesurer une variation angulaire du satellite. On distingue plusieurs types :

- les gyromètres mécaniques.
- les gyromètres optiques.
- les gyromètres vibrants.

I.5.6 GPS (Global Positioning System)

Le GPS est la sonde de positionnement la plus précise. Il permet une communication avec les satellites GPS pour calculer la position et la vitesse courantes. L'attitude du satellite peut être calculée en utilisant la différence entre les mesures de deux sondes ou plus. Cependant le prix d'un récepteur de GPS qualifié pour le spatial est relativement élevé. [8].

A présent, nous allons donner un bref sommaire sur les différents senseurs à travers le tableau ci-dessous [9] :

Capteur	Précision	Avantages	Inconvénients
Capteur de la terre	0.05 – 1 deg	Taille moyenne	Dépend de l'orbite
Capteur solaire	0.1 – 3 deg	Petit, léger	Problèmes d'éclipse
Capteur d'étoile	0.0001 deg	Précision élevée	Grand, lourd, complexe
Magnétomètre	0.5 – 5 deg	Pas chair, petit, léger	Basses altitudes, pas très précis
GPS	0.05 – 0.1 deg	Précis	Chère

Tableau (I.1) : Précision de quelques capteurs.

En raison du poids élevé des traqueurs d'étoile, ceux-ci ne peuvent pas être employés sur des micro-satellites. Pour les mêmes raisons il est difficile de mettre en application les capteurs d'horizon terrestre. Des tentatives sont faites par différents groupes de développement aux universités partout dans le monde pour rendre ces capteurs également disponibles sur des micro-satellites.

Toutefois le développement de nouveaux capteurs n'est généralement pas essentiel, vu que la combinaison d'un capteur solaire et d'un magnétomètre fournira les informations nécessaires à la détermination d'attitude. [10]

I.6 Les procédés de contrôle d'attitude

Il existe deux grandes catégories de contrôle d'attitude : le contrôle passif et le contrôle actif, la différence essentielle entre ces deux catégories réside dans le fait que la première ne dispose pas d'organes de pilotages capables de créer des couples de contrôle, alors que la seconde en dispose.

La commande passive d'attitude consiste en l'emploi de couples externes issus de l'interaction du satellite avec l'environnement externe. Ces derniers ne peuvent pas être évités et agissent normalement sur le satellite (comme les perturbations externes). Le but d'un contrôle passif est d'utiliser des actions naturelles dans les conditions orbitales pour créer un rappel du satellite perturbé vers une attitude donnée.

La méthode passive la plus utilisée est le contrôle par gradient de gravité, l'effet utilisé est que la force de la gravité diminue avec le carré de la distance. Ainsi, les parties du satellite les plus éloignées du centre de la terre sont soumises à une force plus petite que les parties qui sont plus proches. En construisant le satellite dans une certaine configuration, cet effet peut être employé pour produire des couples qui l'ajustent sur une certaine position.

Une autre méthode passive employée est la stabilisation par spin ou par giration, c'est une méthode de stabilisation 1-axe, il suffit de mettre en rotation le satellite avec une vitesse suffisamment élevée, puis de le laisser libre; il y'a création d'un moment cinétique important qui permet au satellite d'être moins perturbé par les couples externes.

La commande active consiste en un régulateur qui calcule les couples nécessaires de commande agissant sur le satellite pour ajuster son attitude sur une position désirée en utilisant des actionneurs actifs, par exemple les roues cinétiques.

I.7 Les actionneurs pour contrôler l'attitude

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 [1]. Les actionneurs doivent pouvoir causer une accélération angulaire du satellite. Selon l'équation, ils doivent assurer un couple :

$$N = H' \quad (\mathbf{I.1})$$

Comme le couple est la dérivée du moment cinétique, l'actionneur doit changer le moment cinétique du satellite, qui selon la loi de Newton doit être constant quand le véhicule spatial n'est pas affecté par les forces externes. En conséquence il y a seulement deux manières de changer l'attitude du satellite [11]:

- 1- En transférant le moment cinétique à un objet externe.
2. En transférant le moment cinétique à une autre pièce du satellite.

Ceci peut être réalisé par différents actionneurs, qui fonctionnent suivant plusieurs principes :

- Des échanges de moment cinétique : les actuateurs inertiels.
- L'utilisation du champ magnétique terrestre : les actuateurs magnétiques.
- L'éjection de matière : les propulseurs chimiques ou électriques.

I.7.1 Actionneurs inertiels

I.7.1.1 Roues de réaction ou roues cinétiques

Ces dispositifs sont parmi les actionneurs les plus utilisés pour le contrôle d'attitude, notamment pour les satellites en orbite basse. Le principe est que le moment cinétique du satellite comprenant ces dispositifs ne change pas en absence des couples externes. Si des couples externes de perturbation agissent sur le satellite, le moment cinétique du système satellite change et les roues peuvent être employées pour compenser ces couples en produisant des couples internes sur le reste du satellite. Les couples internes compensateurs sont générés à l'aide de la variation de la rotation des roues.

Si une variation maximale de rotation est atteinte, la roue doit être désaturée à l'aide d'un autre actionneur, qui peut être un *magnéto-coupleur* ou, plus rarement, un *propulseur*.

On distingue deux familles de roues, les roues cinétiques et les roues de réaction [1] :

Les roues cinétiques : Outre leur aptitude à fournir un couple de réaction (généralement faible), ce type de roues permet, de par leur grande vitesse de rotation, d'embarquer un moment cinétique important qui permet de conserver une direction fixe en repère inertiel en l'absence de couples perturbateurs, on parle ici de « raideur gyroscopique ». Ces roues fonctionnent autour d'une vitesse non nulle, c'est-à-dire qu'elles sont toujours en rotation (Figure I.8). On rencontre généralement ces roues sur les satellites géostationnaires ou les besoins en couples sont faibles compte tenu des perturbations appliquées.

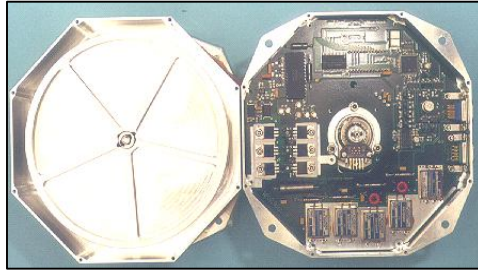


Figure (I.8) : Roue cinétique

Les roues de réaction : A l'inverse des roues cinétiques, les roues de réaction fonctionnent autour d'une vitesse nulle ($\Omega = 0$), elles permettent donc uniquement de fournir un couple de réaction par la modification de la vitesse de rotation (Ω).

Une explication mieux détaillée sur les roues, avec une simulation sur le système de contrôle d'attitude du satellite algérien ALSAT-1 fera l'objet des chapitres 3 et 4.

I.7.1.1 Actionneurs gyroscopiques (AG)

Les roues de réactions ont des capacités de couple pouvant difficilement dépasser 1 N.m. Les satellites manouvrants (à attitude variable) de par la rapidité des basculements demandés, ou les stations orbitales de par l'importance des inerties mises en jeu, requièrent des couples plus importants de plusieurs N.m à plusieurs centaines de N.m (Figure I.9). Les Actionneurs Gyroscopiques (AG), ou gyrocoupleurs (en anglais, CMG : Control Moment Gyros) sont capables de délivrer de tels couples. [1]

Le principe est de produire un couple non pas en accélérant ou décélérant une roue, mais en la basculant, faisant ainsi varier le moment cinétique du satellite par échange de moment cinétique [5]. Notons que la roue du gyroscope, encore appelée toupie, tourne avec une vitesse constante.



Figure (I.9) : Contrôle d'attitude par Gyroscopes

I.7.2 Actionneurs magnétiques ou magnéto-coupleurs

Les magnéto-coupleurs sont des dispositifs qui produisent un moment magnétique dans une direction désirée. Ils sont constitués d'une bobine qui génère un moment dipolaire lorsqu'elle est parcourue par un courant. Les couples produits sont le résultat de l'interaction du moment magnétique généré par le magnéto-coupleur avec le champ magnétique terrestre. (Figure I.10)

De par l'évolution du champ magnétique terrestre en fonction de l'altitude, on ne peut envisager ces actionneurs magnétiques quasiment que sur les satellites en orbite basse.

Enfin, les magnéto-coupleurs sont aussi utilisés pour contrôler les satellites pendant les désaturations des roues de réaction.

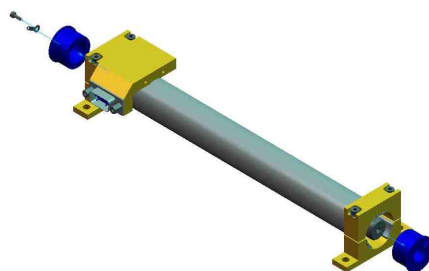


Figure (I.10) : Magnéto-coupleur

I.7.3 Propulseurs ou Tuyères

L'utilisation de tuyères commandées est l'un des moyens de stabilisation les plus simples. Une tuyère est un actionneur « TOUT ou RIEN », donnant une poussée ou nulle ou constante et égale à sa valeur maximum (Figure I.11). Ce mode de stabilisation est particulièrement adapté aux stations spatiales nécessitant des couples importants. [5]



Figure (I.11) : Tuyère

I.8 Couples de perturbations

Un satellite est soumis sur sa trajectoire à des efforts d'origine diverses qui ont un effet direct sur son attitude. Ces efforts peuvent provenir de l'environnement extérieur au satellite ou de sources de perturbation internes. Les perturbations donnent lieu à des couples ou forces agissant sur le satellite et comme rien n'entrave les rotations, les résultats sont rapidement significatifs et demandent la mise en œuvre de toutes les ressources mécaniques, automatiques et informatiques possibles. [12]

Les principaux couples de perturbations sont présentés dans ce qui suit :

I.8.1 Couple de gradient de gravité

Un objet non symétrique est toujours le sujet d'un couple due à la variation de la force de gravité agissant sur l'objet. Cette variation de la force s'appelle le gradient gravité agissant sur l'objet. Comme nous l'avons mentionné précédemment, le couple de gradient de gravité peut être utilisé comme méthode passive de contrôle d'attitude (stabilisation par gradient de gravité),

souvent il est utilisé pour orienter en permanence un axe du corps vers le centre de la Terre, ceci implique le déploiement en orbite des mâts munis le plus souvent de masses à l'extrémité. Signalons enfin un exemple naturel de stabilisation par gradient de gravité, la lune qui présente toujours la même face à la Terre.

I.8.2 Couple de Rayonnement

Le rayonnement incident sur une surface du satellite induit une force sur cette surface.

Si cette force ne traverse pas le centre de masse du satellite, le rayonnement causera un couple perturbateur. Ce couple dépend de l'intensité et de la distribution spectrale du rayonnement incident, de la géométrie et des propriétés optiques de la surface et de la position du soleil en ce qui concerne la surface traitée. Les trois sources principales de rayonnement sont le rayonnement solaire, le rayonnement d'albédo de la terre et le rayonnement de la terre lui-même. Tandis que le rayonnement solaire sur un satellite est presque constant, les dernières deux sources dépendent fortement de l'altitude du satellite et des conditions environnementales. Des éclipses dans l'orbite du satellite doivent être prises en considération. Une éclipse se produit quand la terre est alignée entre le satellite et le soleil. [9]

I.8.3 Couple Aérodynamique

Pour les orbites basses (LEO), l'effet de l'atmosphère résiduelle sur le satellite peut être élevé. Même si la densité de l'atmosphère est très basse, la pression dynamique peut avoir une valeur significative puisque la vitesse du satellite dans son orbite est grande.

I.9 Conclusion

Le système de contrôle d'attitude a pour rôle d'asservir l'attitude du satellite en présence des perturbations spatiales en pointant les axes du véhicule vers les directions requises pour assurer sa mission. Pour cela, le satellite doit d'abord déterminer son attitude. La détermination d'attitude se fait à l'aide de différents senseurs qui donnent des vecteurs de mesure qui vont être utilisés par la suite pour calculer la commande nécessaire à stabiliser le satellite. L'exécution de cette commande se fait à l'aide de plusieurs types d'actionneurs, le choix de capteur ou de l'actionneur dépend du véhicule spatial et des objectifs de la mission à accomplir. Il est jadis utile d'exprimer et formuler mathématiquement l'attitude d'un vaisseau spatial.

CHAPITRE II
MODELISATION CINEMATIQUE
ET DYNAMIQUE

II.1 Introduction

Nous nous intéressons dans ce chapitre aux mouvements de rotation (attitude) d'un satellite en orbite autour de la terre. En premier lieu il s'agira de définir les systèmes de coordonnées ainsi que les différents outils mathématiques permettant de représenter l'attitude d'un satellite. Ensuite nous présenterons la partie modélisation du mouvement qui consiste en la définition des équations dynamiques et cinématiques. Enfin nous terminerons ce chapitre par la modélisation des principaux couples perturbateurs agissant sur l'attitude du satellite.

II.2 Systèmes de coordonnées (CS)

Divers systèmes de coordonnées seront utilisés pour décrire l'orientation du satellite pendant la modélisation de la dynamique d'attitude. Tout calcul effectué doit se faire par rapport à un repère de référence donné. Certains calculs peuvent être beaucoup plus faciles à faire dans un système de coordonnées adapté au problème que dans un autre. Voici les différents (CS) utilisés ainsi qu'une description de leur application.

II.2.1 Repère inertiel

Le repère inertiel (Earth Centred Inertiel) a comme origine le centre de la terre. L'axe X des abscisses est dans le plan équatorial et pointe l'équinoxe vernal, l'axe Z se dirige vers le pôle nord de la terre et il est parallèle à son axe de rotation. L'axe Y complète les deux autres axes pour avoir un repère direct. Ce repère de référence est utilisé principalement pour décrire la latitude et la longitude du centre de masse du satellite pendant qu'il se déplace sur son orbite (figure II-1-A).

II.2.2 Repère Orbital Local

L'origine du repère orbital est le centre de masse du satellite. La direction de l'axe Z est vers le centre de la Terre (c.-à-d. la direction du Nadir). L'axe des y

est perpendiculaire au plan orbital et l'axe X complète le système pour avoir un repère orthogonal direct, c'est à dire:

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

Le repère orbital est utilisé comme référence pour le contrôle d'attitude. Pour un pointage Terre parfait il faut que les axes géométriques du satellite (repère satellite) coïncident avec le repère orbital (figure II-1-B).

II.2.3 Repère satellite

L'origine de ce repère est située au centre de masse du satellite. Le repère satellite est défini tel qu'il est fixé dans le corps du satellite et sera utilisé ainsi pour déterminer l'orientation du satellite et pour simplifier la représentation et la modélisation dynamique du satellite durant les différentes phases de la mission (figure II-1-C).

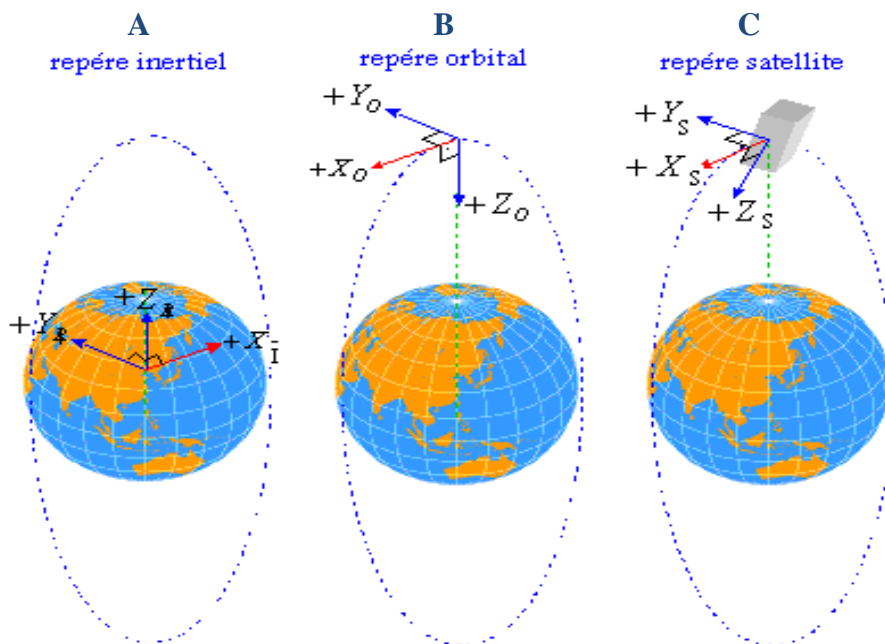


Figure (II.1) : Système de Coordonnées

II.3 Représentation d'attitude

L'attitude du satellite correspond au mouvement du repère lié au satellite par rapport à un deuxième repère qui peut être l'un des deux repères orbital ou inertiel. Il y a plusieurs représentations pour décrire l'orientation du satellite. La plus connue est la représentation par angles d'Euler qui est claire pour l'interprétation géométrique, en particulier pour de petites rotations. Les angles d'Euler sont également souvent présentés comme paramètres d'entrée et de sortie pendant les calculs d'attitude. D'ailleurs, les angles d'Euler sont utiles pour trouver une solution analytique aux équations du mouvement dans plusieurs cas simples.

Dans ces cas on peut calculer la rotation absolue du satellite, exprimée en axes relatifs. Pour obtenir l'orientation, il faut encore un pas d'intégration et ce n'est pas le plus facile, car il fait intervenir le paramétrage angulaire. Or l'expérience montre qu'aucun système d'angles n'est parfait et qu'il présente toujours au moins une singularité géométrique face à une orientation quelconque. Seuls les quaternions d'attitude donneront une solution dans tous les cas [12].

II.3.1 Angles d'Euler

En commun avec les bateaux et les avions, l'orientation d'un vaisseau spatial peut être définie par les trois angles d'Euler. Les angles d'Euler expriment l'attitude du satellite (repère lié au satellite) par rapport à un repère de référence (inertiel ou orbital) par un ensemble de trois rotations. Puisque l'ordre de la rotation n'est pas défini et peut être choisi arbitrairement, différentes séquences peuvent être trouvés dans la littérature. Pour notre cas on va choisir la séquence 2-1-3 [2,3].

Pour transformer un vecteur donné dans le repère satellite (X_s, Y_s, Z_s) vers un repère de référence (X_r, Y_r, Z_r), le vecteur est d'abord tourné autour de l'axe de référence $Y_1(Y_r)$ d'un angle de tangage θ , le nouveau repère sera ($X_1, Y_1,$

Z1). La prochaine rotation est autour de l'axe X1 d'un angle de roulis ϕ , le nouveau repère sera (X2, Y2, Z2). La troisième et dernière rotation sera autour de l'axe Zs(Z2) d'un angle ψ de lacet. (Figure II.2)

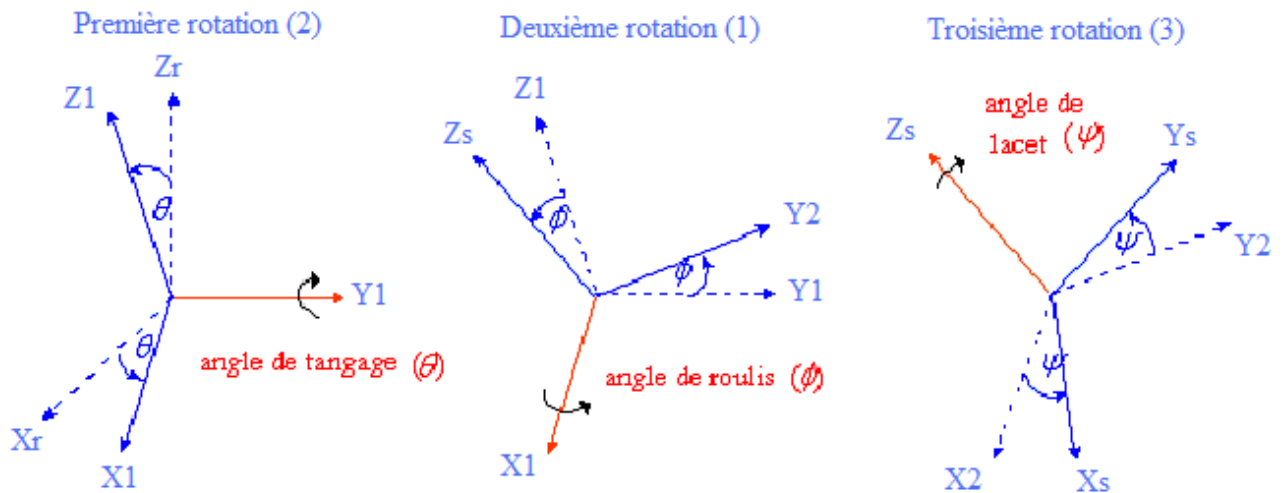


Figure (II.2) : Définition de la Rotation 2-1-3

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 appelé aussi matrice d'Euler :

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \cos\psi \cdot \cos\theta + \sin\psi \cdot \sin\phi \cdot \sin\theta & \sin\psi \cdot \cos\phi & -\cos\psi \cdot \sin\theta + \sin\psi \cdot \sin\phi \cdot \cos\theta \\ -\sin\psi \cdot \cos\theta + \cos\psi \cdot \sin\phi \cdot \sin\theta & \cos\psi \cdot \cos\phi & \sin\psi \cdot \sin\theta + \cos\psi \cdot \sin\phi \cdot \cos\theta \\ \cos\phi \cdot \sin\theta & -\sin\phi & \cos\phi \cdot \cos\theta \end{bmatrix} \quad (\text{II.1})$$

Où :

Φ = angle de roulis; θ = angle de tangage; ψ = angle de lacet;

Pour un satellite pointé à la Terre, la matrice d'Euler \mathbf{A} transforme les coordonnées orbitales aux coordonnées du repère satellites (Figure II.3) [12].

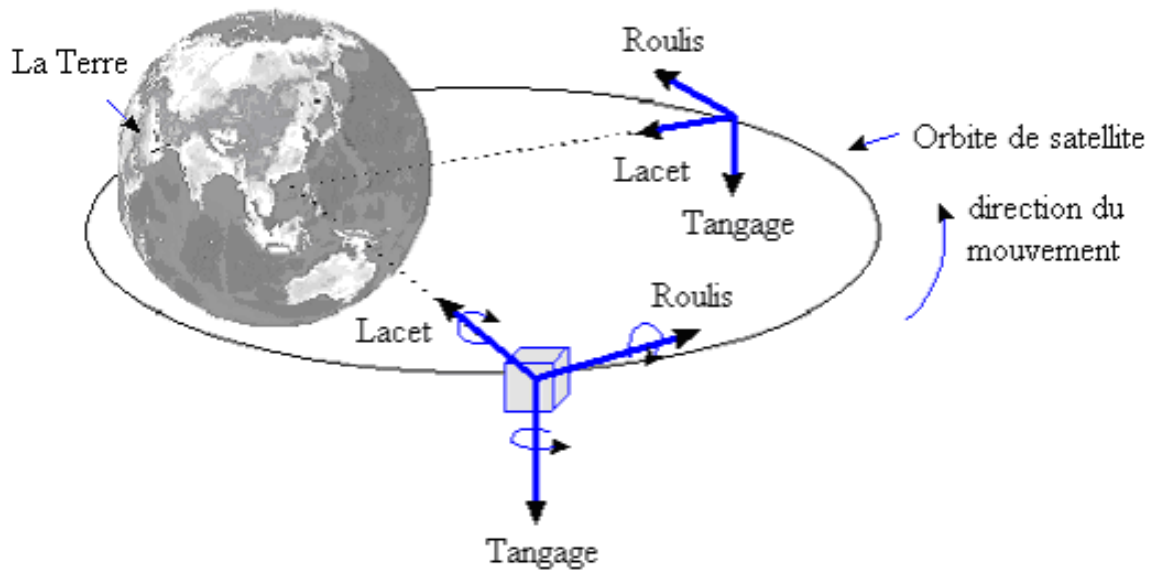


Figure (II.3) : Définition d'Angles d'Euler

Les angles d'Euler ont l'avantage d'être plus faciles à visualiser par rapport aux autres représentations. Leur inconvénient principal est que les équations différentielles des angles d'Euler présentent des singularités et fortes non linéarités. Par conséquent cette représentation n'est pas appropriée au calcul concernant l'attitude du Satellite. Dans ce qui suit, nous allons présenter la représentation d'attitude par les quaternions qui permet de s'affranchir des configurations singulières des angles d'Euler.

II.3.2 Quaternion d'attitude

Géométriquement il est clair, qu'une rotation autour d'un axe pour un corps rigide, peut être exprimée comme rotation par un angle (Φ) autour d'un axe fixe (\mathbf{e}).

L'idée a donc été de créer un être mathématique nouveau, à quatre composantes Q , appelé quaternion, représentant cette transformation géométrique.

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

$$\begin{cases} q_1 \equiv e_{ox} \sin \left(\frac{1}{2} \Phi \right) \\ q_2 \equiv e_{oy} \sin \left(\frac{1}{2} \Phi \right) \\ q_3 \equiv e_{oz} \sin \left(\frac{1}{2} \Phi \right) \\ q_4 \equiv \cos \left(\frac{1}{2} \Phi \right) \end{cases} \quad (\text{II.2})$$

où

$\mathbf{q} = [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4]^T$ = vecteur du quaternion d'attitude ;

$\mathbf{e} = [e_{ox} \quad e_{oy} \quad e_{oz}]^T$ = axe de rotation dans le repère orbital ;

Φ = angle de rotation autour de l'axe \mathbf{e} .

L'ensemble des quaternions est défini par :

$$\mathbf{q} = \left\{ \mathbf{q} / \mathbf{q}^T \mathbf{q} = 1 \text{ et } [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4]^T \in \mathbb{R}^4 \right\} \quad (\text{II.3})$$

Ce qui signifie également que :

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (\text{II.4})$$

Par ailleurs, on peut écrire la matrice de rotation d'Euler (II.1) en termes de quaternions comme suit :

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1 q_2 + q_3 q_4) & 2(q_1 q_3 - q_2 q_4) \\ 2(q_1 q_2 - q_3 q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2 q_3 + q_1 q_4) \\ 2(q_1 q_3 + q_2 q_4) & 2(q_2 q_3 - q_1 q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{II.5})$$

A partir des équations (II.1) et (II.5) il est possible d'établir une relation entre les deux représentations, ceci permet de calculer les angles de tangage, roulis et lacet à partir des quaternions :

$$\phi = \arctan\left\{\frac{A_{31}}{A_{33}}\right\} \quad ; \quad \theta = \arcsin\{-A_{23}\} \quad ; \quad \psi = \arctan\left\{\frac{A_{12}}{A_{22}}\right\}$$

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 exige un calcul lourd.

II.4 Equations du mouvement d'un satellite

Cette partie concerne les équations du mouvement d'un satellite. Ces équations peuvent être divisées en deux parties : les équations dynamiques du mouvement et équations cinématiques du mouvement. Tandis que les équations dynamiques du mouvement relient les couples agissant sur le satellite à ses vitesses angulaires. Les équations cinématiques relient les vitesses angulaires du satellite à son attitude.

II.4.1 Équations Dynamiques du Mouvement

D'après les lois de la mécanique générale et le théorème du moment cinétique, l'équation dynamique du satellite est donnée par : [8], [9], [11]

$$\dot{\vec{h}} + \vec{\omega} \wedge \vec{h} = \vec{C}_{Ext} \quad (\text{II.6})$$

Avec :

$$\vec{h} = I \cdot \vec{\omega} \quad (\text{II.7})$$

\vec{h} : Le moment cinétique du satellite.

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} : \text{La matrice d'inertie du satellite.}$$

$\vec{\omega} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]$: La vitesse angulaire du satellite par rapport au repère inertiel.

$\vec{C}_{Ext} = [C_x \quad C_y \quad C_z]$: Vecteur des couples externes (couple de contrôle active, couple pression aérodynamique, couple de gradient de gravité).

A partir de l'équation (II.6), l'équation dynamique pour la dérivation de la vitesse angulaire peut être obtenue en supposant que la matrice d'inertie I est constante.

$$\dot{\vec{\omega}} = I^{-1} \cdot [\vec{C}_{Ext} - \vec{\omega} \wedge (I \cdot \vec{\omega})] \quad (\text{II.8})$$

Si la matrice d'inertie I est diagonale, c'est-à-dire que les axes géométriques du satellite coïncident avec les axes du repère lié au satellite, alors l'équation (II.8) peut être développée comme suit :

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_y \omega_z + \frac{N_x}{I_x} \\ \dot{\omega}_y = \frac{I_z - I_x}{I_y} \omega_x \omega_z + \frac{N_y}{I_y} \\ \dot{\omega}_z = \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_x \omega_y + \frac{N_z}{I_z} \end{cases} \quad (\text{II.9})$$

L'équation (II.9) peut être intégrée pour obtenir la vitesse angulaire du satellite $\vec{\omega}$. Le résultat peut alors être substitué dans des équations cinématiques pour exprimer l'attitude du satellite.

II.4.2 Équations Cinématiques du Mouvement

Les équations cinématiques du mouvement dépendent de la représentation choisie de l'attitude soit par angles d'Euler soit par quaternion. Si on choisit la représentation par quaternion, les équations cinématiques sont définies par le changement de la vitesse angulaire du quaternion qui peut être écrite de la façon suivante :

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{\Omega} \mathbf{q} = \frac{1}{2} \mathbf{\Lambda}(\mathbf{q}) \boldsymbol{\omega}^o \quad (\text{II.10})$$

Où,

$$\mathbf{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{oz} & -\omega_{oy} & \omega_{ox} \\ -\omega_{oz} & 0 & \omega_{ox} & \omega_{oy} \\ \omega_{oy} & -\omega_{ox} & 0 & \omega_{oz} \\ -\omega_{ox} & -\omega_{oy} & -\omega_{oz} & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{II.11})$$

$\boldsymbol{\omega}^o = [\omega_{ox} \ \omega_{oy} \ \omega_{oz}]$: Vecteur de vitesse angulaire du satellite par rapport au repère orbital.

La vitesse angulaire du satellite dans le repère orbital peut être obtenue à partir de la vitesse angulaire du satellite dans le repère inertiel en utilisant la matrice de transformation \mathbf{A} (II.2) :

$$\boldsymbol{\omega}^o = \boldsymbol{\omega}^I - \mathbf{A} \boldsymbol{\omega}_0 \quad (\text{II.12})$$

Avec $\boldsymbol{\omega}_0 = [0 \ -\omega_0 \ 0]$ la vitesse angulaire moyenne du satellite, appelée aussi pulsation orbitale.

Utilisant la matrice de transformation \mathbf{A} (II.5), l'équation (II.12) devient :

$$\begin{cases} \omega_{ox} = \omega_x + \omega_o A_{12} \\ \omega_{oy} = \omega_y + \omega_o A_{22} \\ \omega_{oz} = \omega_z + \omega_o A_{32} \end{cases} \quad (\text{II.13})$$

Pour avoir un pointage terre à l'instar du satellite Algérien Alsat-1, on cherche à avoir un écart entre le repère lié au satellite et le repère orbital local qui soit le plus faible possible.

Le modèle général décrivant le mouvement du satellite et son attitude est obtenu en rassemblant les équations dynamiques et cinématiques, on obtient le système d'équations suivant [10] :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\omega}_x = \frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_y \omega_z + \frac{N_x}{I_x} \\ \dot{\omega}_y = \frac{I_z - I_x}{I_y} \omega_x \omega_z + \frac{N_y}{I_y} \\ \dot{\omega}_z = \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_x \omega_y + \frac{N_z}{I_z} \\ \dot{q}_1 = \frac{1}{2} (\omega_3 q_2 - \omega_2 q_3 + \omega_1 q_4) \\ \dot{q}_2 = \frac{1}{2} (-\omega_3 q_1 - \omega_1 q_3 + \omega_2 q_4) \\ \dot{q}_3 = \frac{1}{2} (\omega_2 q_1 - \omega_1 q_2 + \omega_3 q_4) \\ \dot{q}_4 = \frac{1}{2} (-\omega_1 q_1 - \omega_2 q_2 - \omega_3 q_3) \end{array} \right. \quad (\text{II.14})$$

II.5 Modélisation des couples de perturbations

Comme nous l'a vu au chapitre précédent, un satellite est constamment soumis sur sa trajectoire à des efforts d'origine diverses qui ont un effet direct sur son attitude, ces efforts peuvent provenir de l'environnement extérieur au satellite ou de sources de perturbation internes.

Dans cette partie nous modélisons les principaux couples perturbateurs agissant sur l'attitude du satellite : le gradient de gravité, la pression aérodynamique, et les perturbations dues au champ magnétique Terrestre.

II.5.1 Couple de Gradient de Gravité

L'expression du vecteur du gradient de gravité en utilisant les angles d'Euler (Φ, θ, ψ) est donnée dans le repère satellite par [1] :

$$\left\{ \begin{array}{l} N_{ggx} = 3\omega_o^2 (I_z - I_y) \sin \phi \cdot \cos \phi \cdot \cos \theta \\ N_{ggy} = 3\omega_o^2 (I_z - I_x) \sin \theta \cdot \cos \theta \cdot \cos \phi \\ N_{ggz} = 3\omega_o^2 (I_x - I_y) \sin \phi \cdot \cos \theta \cdot \cos \theta \end{array} \right. \quad (\text{II.15})$$

Avec :

$$\omega_0^2 = \frac{K}{R_0^3} = \text{Vitesse angulaire orbitale [rad/s]}$$

K = Constante gravitationnelle.

R_0 = Distance entre le centre de la terre et le centre de masse du satellite.

Il est clair que ce couple ne sera rigoureusement nul que si les trois inerties du satellite sont égales. D'après sa formulation, on voit qu'il aura un impact essentiellement en orbite basse. Sur des satellites géostationnaires, les couples de gradient de gravité seront par contre très faibles, donc négligés.

II.5.2 Couple aérodynamique

Un satellite est soumis à des forces d'origine aérodynamique sur sa surface extérieure, dues à son déplacement à grande vitesse dans l'atmosphère dans laquelle il évolue.

L'expression du couple aérodynamique dans le repère satellite est donnée par la relation suivante [1] :

$$\mathbf{C}_{aero} = \mathbf{A} \begin{pmatrix} 0 \\ \frac{1}{2} C_D \rho V^2 dS \sin^2 i_A l_Z \\ 0 \end{pmatrix} \quad (\text{II.16})$$

Où,

\mathbf{A} : Matrice d'Euler ;

C_D : Coefficient aérodynamique ;

ρ : Densité atmosphérique ;

V : Vitesse relative du satellite par rapport à l'atmosphère ;

dS : Surface élémentaire considérée ;

i_A : Angle d'incidence aérodynamique ;

l_Z : Longueur de référence.

Etant donné que l'atmosphère se raréfie avec l'altitude, ces couples sont plus sensibles sur des satellites en orbite basse. Sur les satellites géostationnaires, ces effets sont négligeables.

II.5.3 Couple magnétique

Les matériaux magnétiques et les boucles de courant présents dans le satellite interagissent avec le champ magnétique terrestre, ceci donne naissance à des couples magnétiques perturbateurs.

Pour calculer le couple magnétique dans le repère satellite, on applique la formule suivante [1] [12] :

$$\mathbf{C}_M = \mathbf{A}(\mathbf{M} \wedge \mathbf{B}) = \mathbf{A} \begin{bmatrix} (M_{y\ sat} B_{z\ sat} - M_{z\ sat} B_{y\ sat}) \\ (M_{z\ sat} B_{x\ sat} - M_{x\ sat} B_{z\ sat}) \\ (M_{x\ sat} B_{y\ sat} - M_{y\ sat} B_{x\ sat}) \end{bmatrix} \quad (\text{II.17})$$

Avec,

M : Moment magnétique du satellite ;

B : Moment magnétique terrestre.

II.5 Conclusion

Ce chapitre a traité les notions et les outils mathématiques essentiels et nécessaires à la représentation du mouvement de rotation d'un satellite autour de son centre d'inertie. Ce mouvement est représenté soit par les 3 angles d'Euler Φ , θ , ψ , soit par les quaternions, qui sont plus commode aux calculs. Aussi ce chapitre a permis de modéliser l'attitude d'un satellite à travers les équations dynamiques et cinématiques du mouvement. Ces équations seront utilisées dans la modélisation et conception du simulateur ALSAT-1.

CHAPITRE III
MODELISATION ET SIMULATION
D'ATTITUDE ALSAT-1

III.1 Introduction

Les satellites en pointage terre ont comme but le maintien d'attitude sur une direction fixe, dans le repère orbital local, en présence des perturbations environnementales, ceci exige l'utilisation d'un dispositif permettant d'échanger le moment cinétique de façon continue. Pour pouvoir étudier et comprendre ces comportements, il est primordial de disposer d'un modèle de référence pour le test et simulation. Notre choix c'est porté sur le premier satellite algérien ALSAT-1. Dans ce chapitre, nous allons étudier, modéliser puis simuler ce satellite, pour pouvoir par la suite contrôler son attitude.

III.2 Brève présentation d'Alsat-1

Alsat-1 est le premier microsatellite algérien conçu et construit dans le cadre du programme KHTT (Know How Technology Transfer) entre la SSTL-UK (Surrey Satellite Technology Limited) et le Centre des Techniques Spatiales d'Arzew (CTS-Algérie) (Figure III.1) [13].

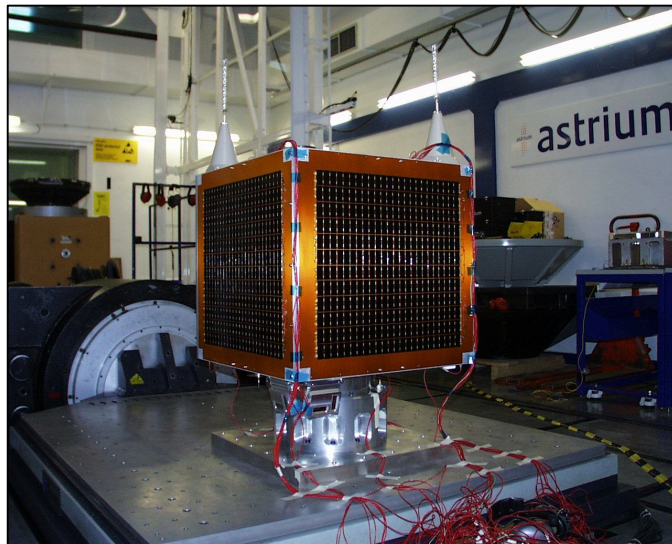


Figure (III.1) : Le microsatellite Algérien Alsat-1

Le satellite a été lancé par le lanceur COSMOS 3M du Plesetsk Cosmodrome en Russie le 28 novembre 2002. Après avoir été injecté dans une orbite héliosynchrone à une altitude de 686 km, il a été confié entièrement au

contrôle de la station au sol du CTS d'Arzew (Figure III.2). Alsat-1 fait partie de la constellation DMC (Disaster Monitoring Constellation), qui regroupe en plus de l'Algérie, la Turquie, le Royaume Uni, le Nigéria et la Chine. [14]

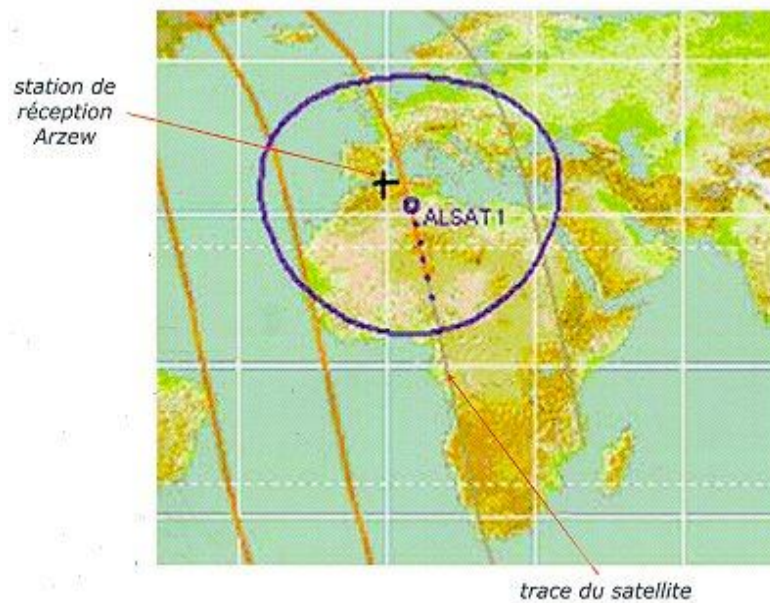


Figure (III.2) : Zone de Visibilité du Satellite Alsat-1

La charge utile d'Alsat-1 est constitué d'un imageur à 6 cameras avec une résolution de 32 m, couvrant trois bandes du spectre électromagnétique (Vert, Rouge, Proche infrarouge), et pouvant prendre des images allant jusqu'à 600 Km de largeur (Figure III.3). Alsat-1 est de forme cubique et mesure 640×640×680 mm.

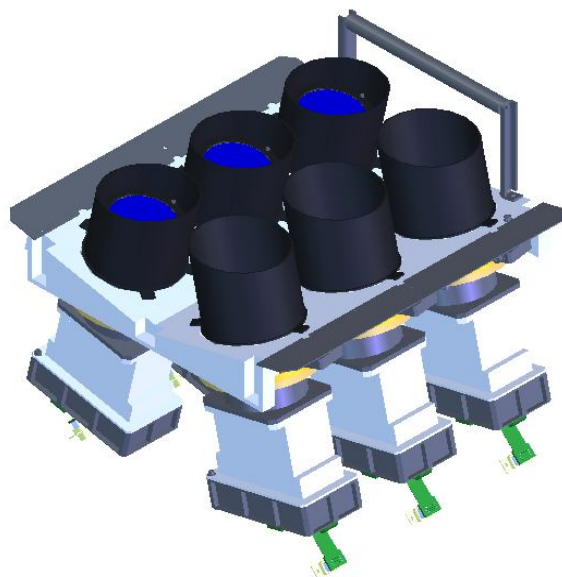


Figure (III.3) : Charge utile d'Alsat-1

III.2.1 Système de contrôle d'attitude d'Alsat-1

Le contrôle d'attitude est important pour que le système optique reste pointé vers la zone au sol dont on veut obtenir l'image. Il faut donc contrôler activement l'orientation angulaire mais aussi assurer une stabilité de cette orientation pour éviter l'effet « bougé » sur les images.

Les besoins de la mission du système de contrôle d'attitude d'Alsat-1 sont donnés par le tableau suivant [12] :

Pointage Terre (Roulis)	≤ 1 deg
Pointage Terre (Tangage)	≤ 1 deg
Pointage Terre (Lacet)	≤ 0.5 deg

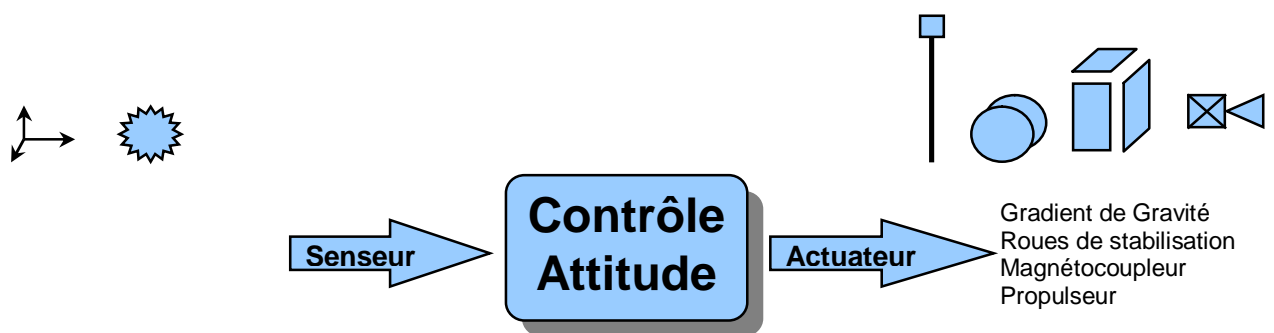


Figure (III.4) : Système de contrôle d'attitude d'Alsat-1

Le système de contrôle d'attitude (SCA) d'Alsat-1 comprend une roue cinétique suivant l'axe Y, une roue à réaction suivant l'axe Z, propulseurs, un mat de stabilisation, trois magnétocoupleurs, et une antenne GPS utilisé pour une estimation précise de la position orbitale. Quatre capteurs solaires ainsi que deux magnétomètres sont employés pour déterminer l'attitude et les vitesses angulaires du satellite Alsat-1 (Figure III.4 et III.5). [12]

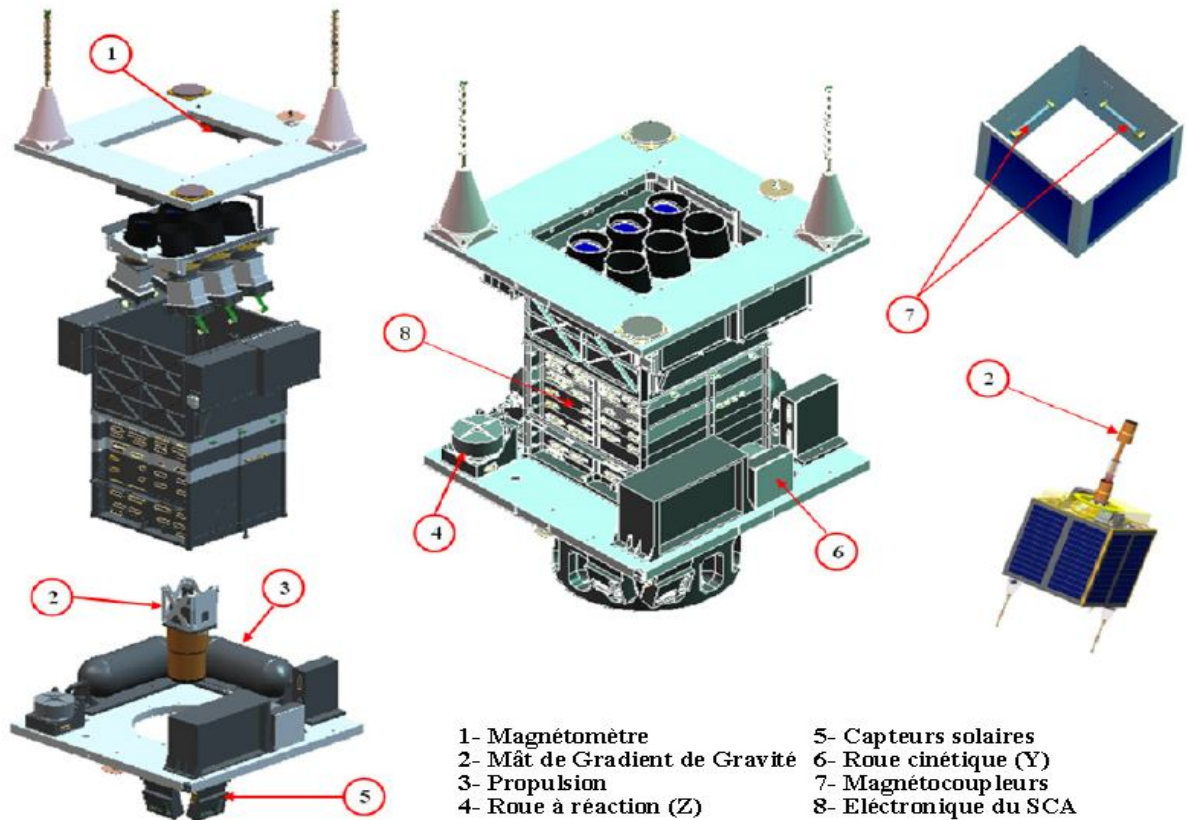


Figure (III.5) : Composants du système de contrôle d'attitude d'Alsat-1

III.3 Modélisation et simulation de l'attitude d'Alsat-1

Le simulateur que nous avons développé modélise la dynamique et la cinématique du satellite Alsat-1 en utilisant MATLAB/SIMULINK.

Dans un premier temps, nous avons simulé l'attitude sans aucun contrôle actif. En d'autres termes, le simulateur va nous permettre de visualiser l'influence des différents couples perturbateurs sur l'attitude d'Alsat-1 (Figure III.6).

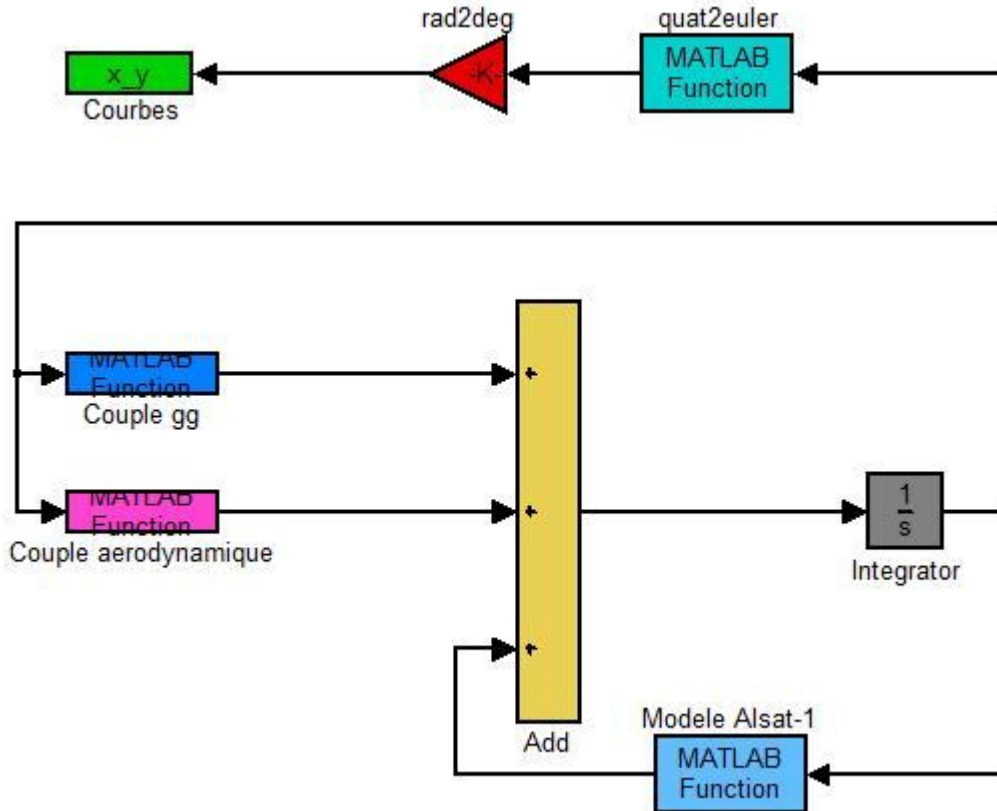


Figure (III.6) : Simulateur Alsat-1 sans contrôle actif

III.3.1 Equations dynamiques

Pour notre simulateur, nous avons choisi d'utiliser les quaternions pour représenter l'attitude. Comme mentionné auparavant, les quaternions ne présentent aucune singularité, et ils ne contiennent aucune fonction trigonométrique qui exige un calcul lourd.

L'équation générale de la dynamique d'Alsat-1 sans contrôle actif est exprimée comme suit :

$$I \cdot \dot{\vec{\omega}} = \vec{C}_{gg} + \vec{C}_{aero} - \vec{\omega} \wedge I \cdot \vec{\omega} \quad (\text{III.1})$$

Avec,

$\vec{\omega} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]$: Vecteur de la vitesse angulaire du satellite Alsat-1 dans le repère inertiel.

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} : \text{La matrice d'inertie du satellite Alsat-1.}$$

$\mathbf{C}_{GG} = [C_{ggx} \quad C_{ggy} \quad C_{ggz}]^T$: Vecteur du couple de gradient de gravité appliqué sur Alsat-1.

$\mathbf{C}_{aero} = [C_{aerox} \quad C_{aeroy} \quad C_{aeroz}]^T$: Vecteur du couple aérodynamique appliqué sur Alsat-1.

Il faut noter que dans notre simulateur, seuls les couples de gradient de gravité et aérodynamiques ont été pris en compte. Néanmoins, les résultats obtenus s'approchent du modèle réel d'Alsat-1.

Couple de gradient de gravité d'Alsat-1

Tout point du microsatellite Alsat-1 est soumis à l'attraction gravitationnelle, dont l'intensité varie en fonction de la distance du centre de la terre.

Le couple de gradient de gravité (\vec{C}_{gg}), appliqué sur Alsat-1 est exprimé de la façon suivante [12] :

$$\begin{cases} C_{ggx} = 3\omega_o^2 (I_z - I_y) A_{23} \cdot A_{33} \\ C_{ggy} = 3\omega_o^2 (I_x - I_z) A_{13} \cdot A_{33} \\ C_{ggz} = 0 \end{cases} \quad (\text{III.2})$$

Avec,

$A_{13} = 2(q_1q_3 - q_2q_4)$, $A_{23} = 2(q_2q_3 + q_1q_4)$ et $A_{33} = -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2$: éléments de la matrice d'Euler en termes de quaternions (A).

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{III.3})$$

Remarquez que la dernière composante de ce couple est nulle $C_{ggz} = 0$, c'est due au fait de l'égalité des inerties suivant l'axe X et Y du satellite Alsat-1 ($I_x = I_y$).

Couple aérodynamique d'Alsat-1

Comme tout satellite en orbite basse, Alsat-1 est soumis à des forces d'origine aérodynamique sur sa surface extérieure, dues à son déplacement à grande vitesse dans l'atmosphère dans laquelle il évolue.

Pour des raisons de simplicité, nous avons calculé la moyenne du couple aérodynamique (\vec{C}_{aero}) appliqué sur Alsat-1 et qui est égale à 3.5×10^{-7} suivant l'axe Y.

$$\mathbf{C}_{aero} = \mathbf{A} \begin{pmatrix} 0 \\ 3.5 \times 10^{-7} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (\text{III.4})$$

Où \mathbf{A} représente la matrice d'Euler en termes de quaternions (II.2).

Après avoir modélisé les couples perturbateurs, les équations dynamiques d'Alsat-1 peuvent être développées de la façon suivante :

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_x = C_{aerox} + (I_y - I_z)\omega_y\omega_z \\ I_y \dot{\omega}_y = C_{aeroy} + (I_z - I_x)\omega_x\omega_z \\ I_z \dot{\omega}_z = C_{aeroz} + (I_x - I_y)\omega_x\omega_y \end{cases} \quad (\text{III.5})$$

III.3.2 Equations cinématiques

Les équations cinématiques sont définies par le changement de la vitesse angulaire du quaternion qui est donné par :

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_{oz} & -\omega_{oy} & \omega_{ox} \\ -\omega_{oz} & 0 & \omega_{ox} & \omega_{oy} \\ \omega_{oy} & -\omega_{ox} & 0 & \omega_{oz} \\ -\omega_{ox} & -\omega_{oy} & -\omega_{oz} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (\text{III.6})$$

$\omega^o = [\omega_{ox} \quad \omega_{oy} \quad \omega_{oz}]$: Vecteur de vitesse angulaire du satellite Alsat-1 par rapport au repère orbital, qui peut être obtenue à partir de sa vitesse angulaire dans le repère inertiel en utilisant l'équation :

$$\omega^o = \omega^I - \mathbf{A} \omega_0 \quad (\text{III.7})$$

Avec $\omega_0 = [0 \quad -\omega_0 \quad 0]$ la vitesse orbitale du satellite Alsat-1, et qui égale à 11×10^{-7} rad/s.

Le modèle général décrivant le mouvement du satellite Alsat-1 et son attitude est obtenu en rassemblant les équations dynamiques et cinématiques :

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_x = C_{aerox} + (I_y - I_z) \omega_y \omega_z \\ I_y \dot{\omega}_y = C_{aeroy} + (I_z - I_x) \omega_x \omega_z \\ I_z \dot{\omega}_z = C_{aeroz} + (I_x - I_y) \omega_x \omega_y \\ \dot{q}_1 = \frac{1}{2} (\omega_{oz} q_2 - \omega_{oy} q_3 + \omega_{ox} q_4) \\ \dot{q}_2 = \frac{1}{2} (-\omega_{oz} q_1 - \omega_{ox} q_3 + \omega_{oy} q_4) \\ \dot{q}_3 = \frac{1}{2} (\omega_{oy} q_1 - \omega_{ox} q_2 + \omega_{oz} q_4) \\ \dot{q}_4 = \frac{1}{2} (-\omega_{ox} q_1 - \omega_{oy} q_2 - \omega_{oz} q_3) \end{cases} \quad (\text{III.8})$$

III.3.3 Résultats des simulations

Les simulations sont réparties selon deux modes : mode de libration et mode spin.

Le mode libration consiste à initialiser le satellite avec des vitesses angulaires pratiquement nulles.

Par contre, le mode spin consiste à mettre en rotation le satellite avec une vitesse suffisamment élevée, puis de le laisser libre, il y a création d'un moment cinétique important, qui permet au satellite d'être moins perturbé par les couples externes. Ce mode est utilisé dans les stabilisations par spin ou par gyration [1].

Dans toutes les simulations, il a été fait usage des données suivantes :

Caractéristique de l'Orbite (simulateur d'attitude)[15]

Orbite	Circulaire
Inclinaison [deg]	98
Altitude [km]	680

Attitude Initiale du Simulateur d'Attitude

Angle du roulis initial [deg]	1.0
Angle du tangage initial [deg]	10.0
Angle du lacet initial [deg]	5.5
Vitesse angulaire initiale du roulis [deg/sec]	0.0
Vitesse angulaire initiale du tangage [deg/sec]	-0.06
Mode Libration :	
Vitesse angulaire initiale du lacet [deg/sec]	0.0
Mode Spinning :	
Vitesse angulaire initiale du lacet [deg/sec]	0.6

Matrice d'Inertie [15]

$I = \text{diag}(I_{xx} \ I_{yy} \ I_{zz}) \text{ [kgm}^2\text{]}$	(152, 152, 5)
--	---------------

Dans ce qui suit, nous allons présenter les variations d'attitude ainsi que les différents couples perturbateurs obtenues le long de deux orbites Alsat-1 (T = 100 minutes).

III.3.3.1 Mode Libration

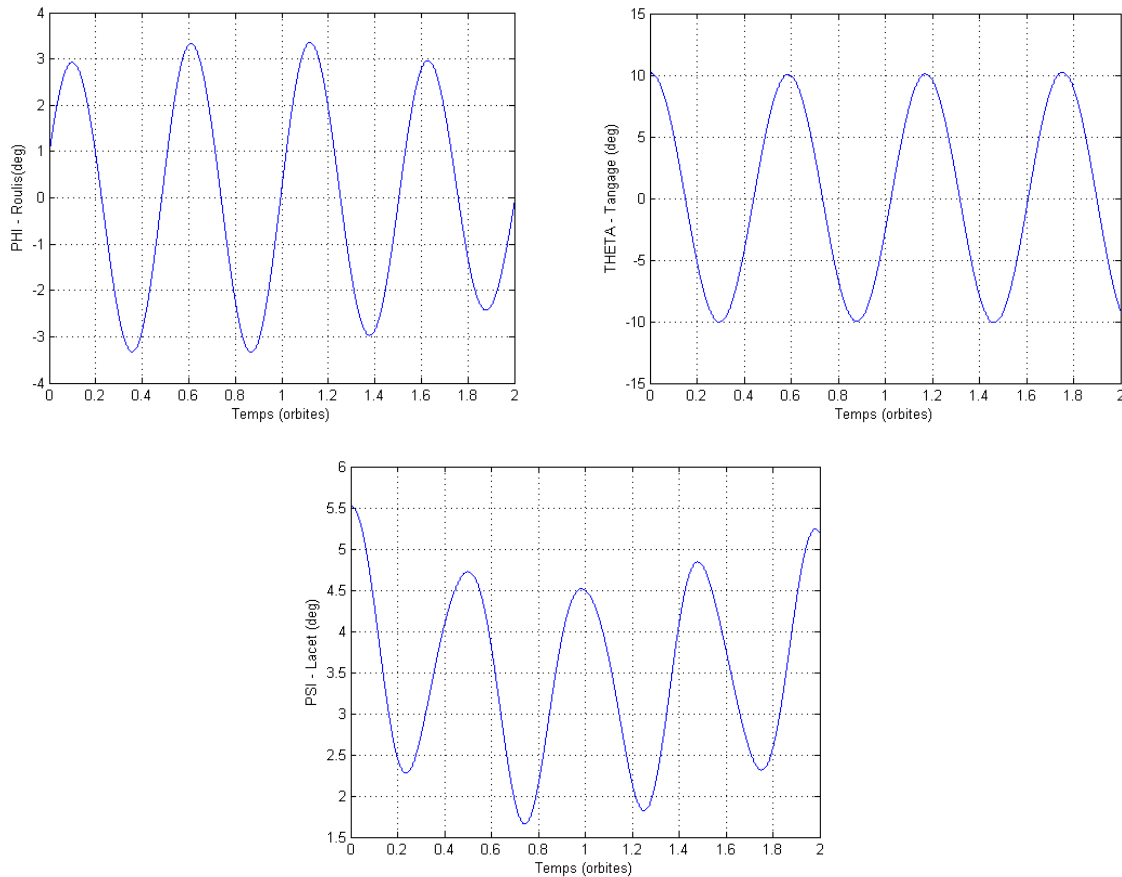


Figure (III.7) : Attitude d'Alsat-1 (Mode libration)

D'après les courbes ci-dessous (Figure 7), il est clair que les perturbations influent d'une manière conséquente sur l'attitude d'Alsat-1. On remarque une variation importante de l'angle de tangage (θ) avec une amplitude allant jusqu'à 20 degrés, due principalement à la forte perturbation du gradient de gravité suivant l'axe de tangage.

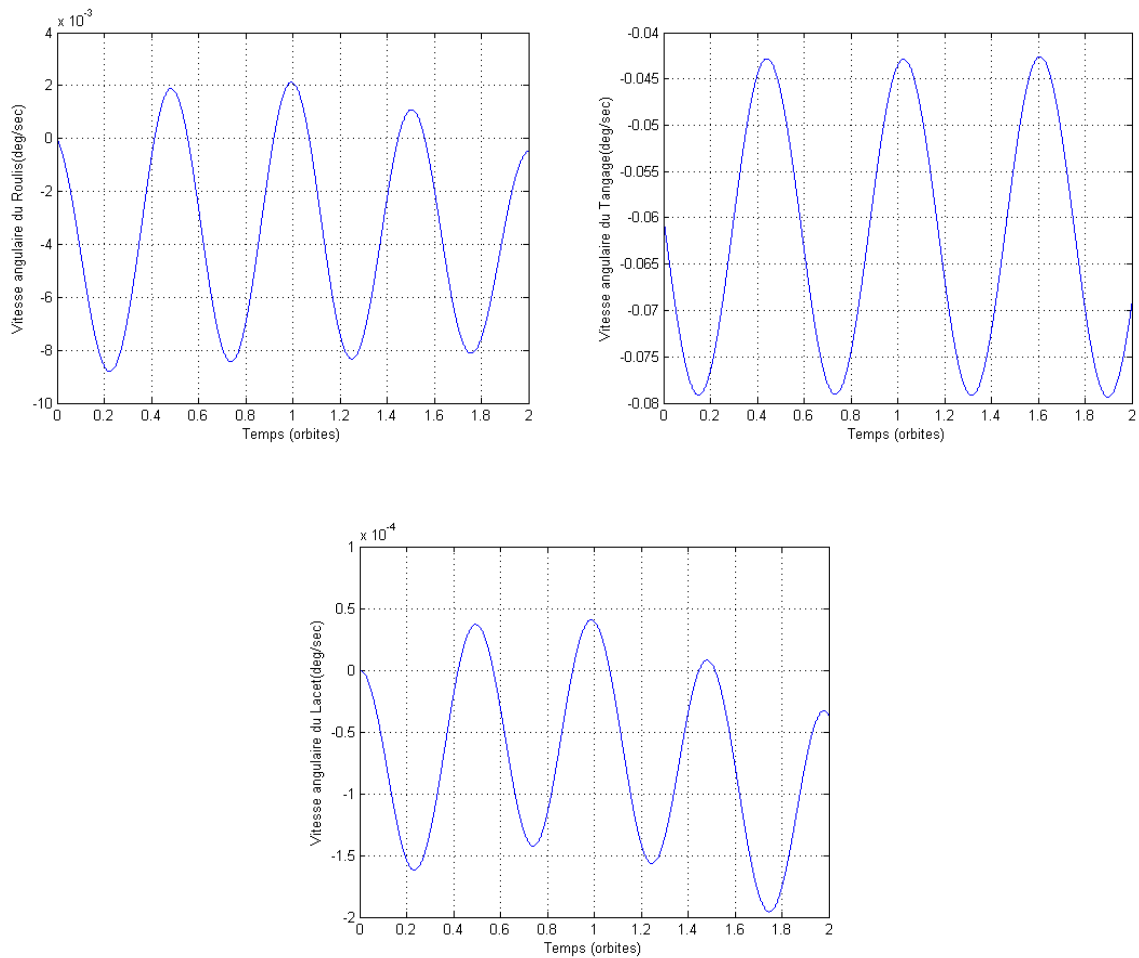


Figure (III.8) : Vitesses angulaires d'Alsat-1 (Mode libration)

La figure 8 confirme la perturbation de l'attitude d'Alsat-1. La variation de la vitesse angulaire est plus conséquente suivant l'axe de tangage.

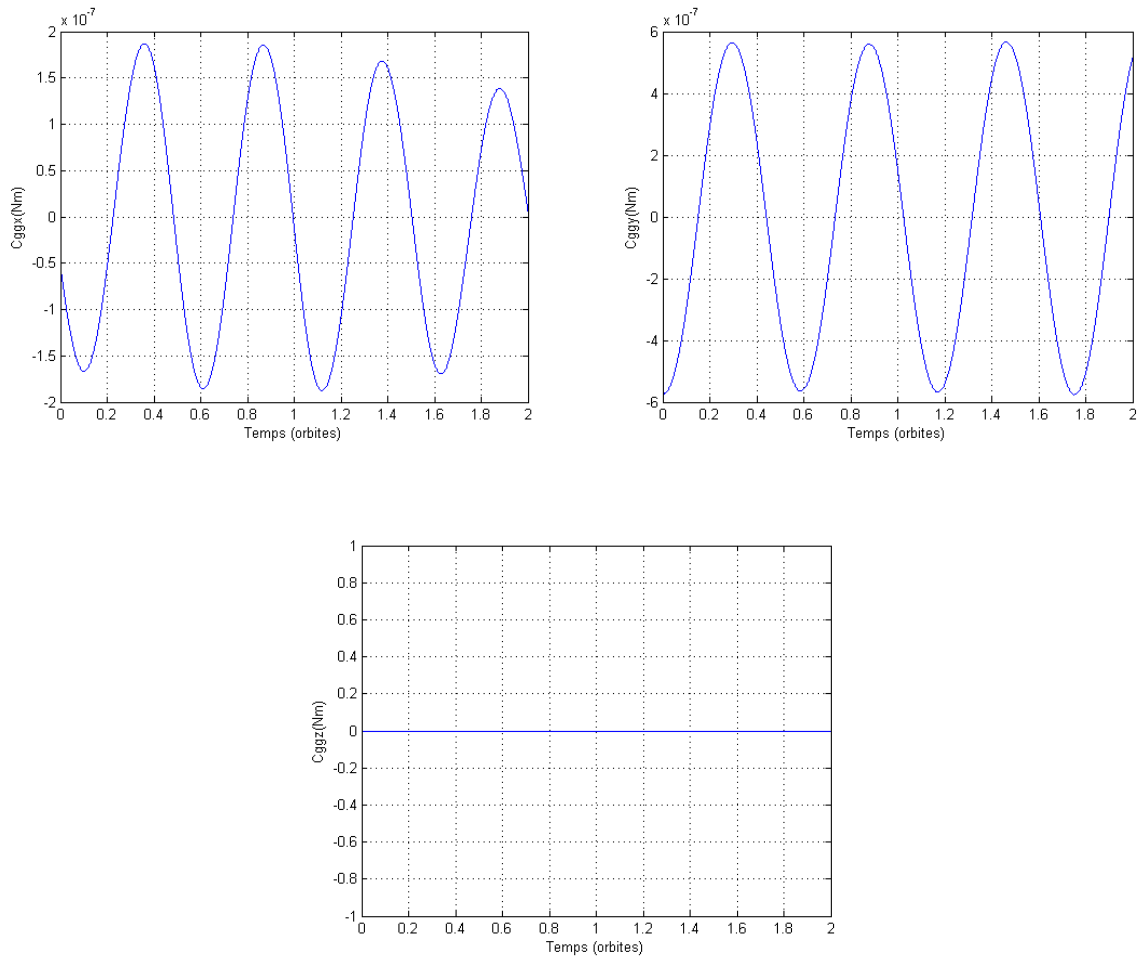


Figure (III.9) : Couple de Gradient de Gravité Appliqué sur Alsat-1 (Mode libration)

Comme mentionné auparavant, nous constatons que le couple de gradient de gravité est nul suivant l'axe du lacet, mais qu'il évolue par contre en tangage et roulis (Figure III.9). En tangage la perturbation est maximale, ce qui produit une perturbation assez importante suivant l'axe de tangage.

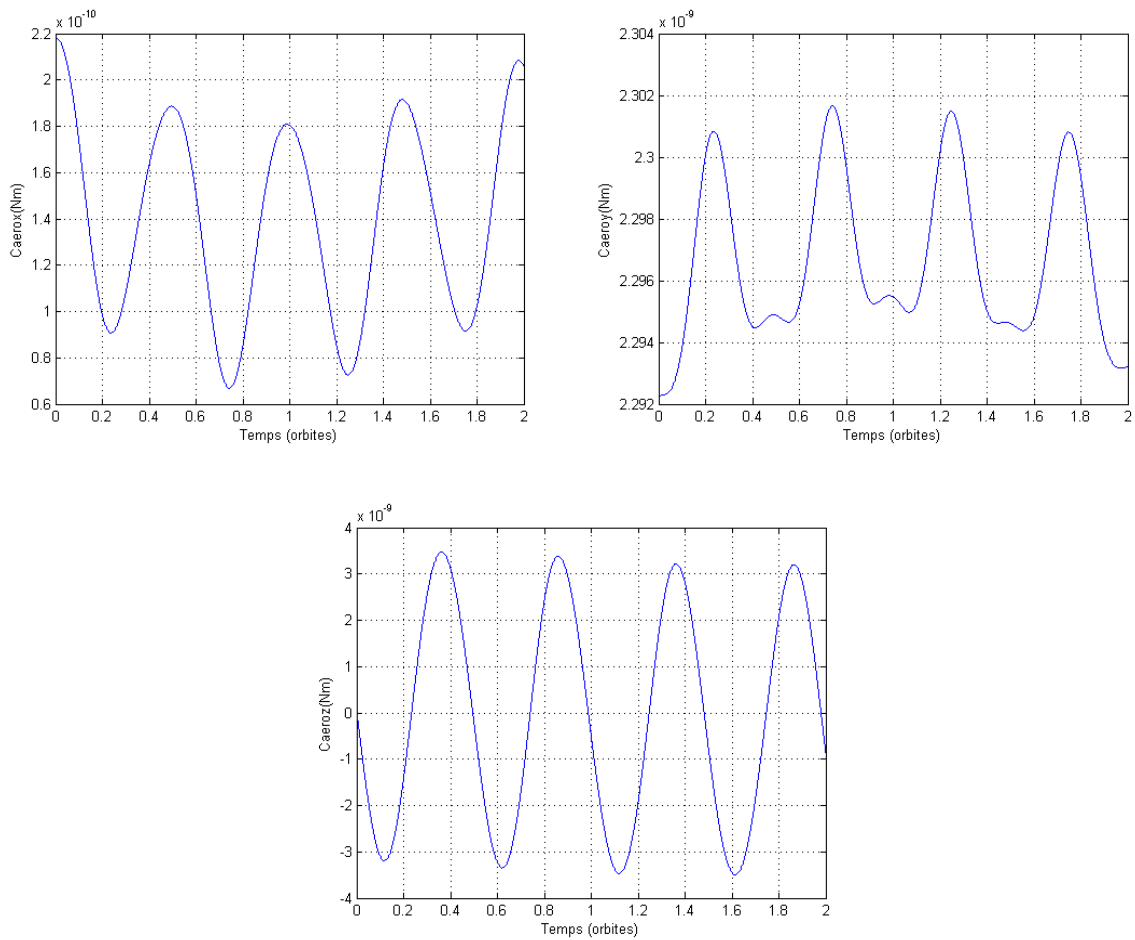


Figure (III.10) : Couple Aérodynamique Appliqué sur Alsat-1 (Mode libration)

La figure ci-dessous présente l'évolution sur Alsat-1 du couple aérodynamique, pour lesquelles on peut observer la variabilité due principalement au passage jour-nuit d'Alsat-1. le module de ce couple est de l'ordre de 3.5×10^{-7} , sont effet peut être négligé.

III.3.3.2 Mode Spin

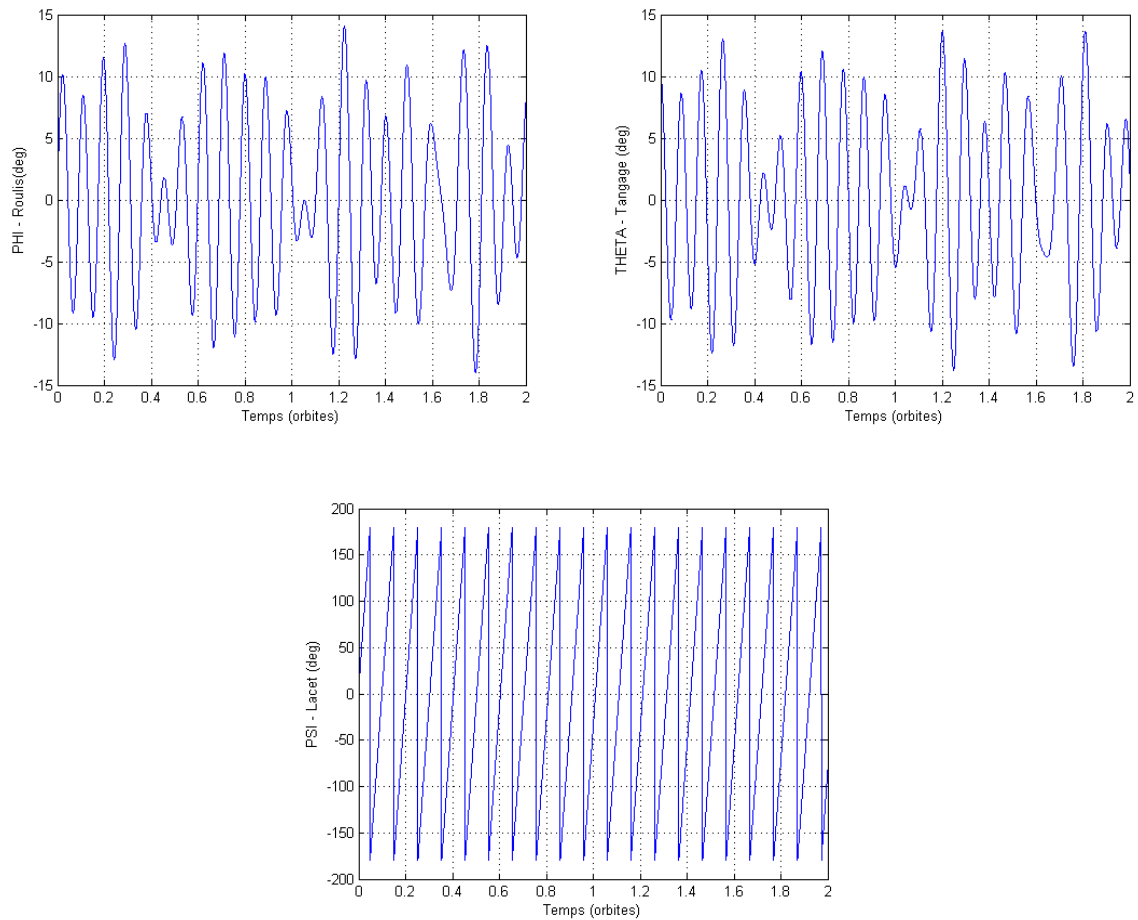


Figure (III.11) : Attitude d'Alsatsat-1 (Mode spin)

Les courbes montrent bien que le satellite est tout le temps en rotation (en spin) autour de l'axe du lacet (Z), cela est dû à la vitesse importante avec laquelle il a été initialisé.

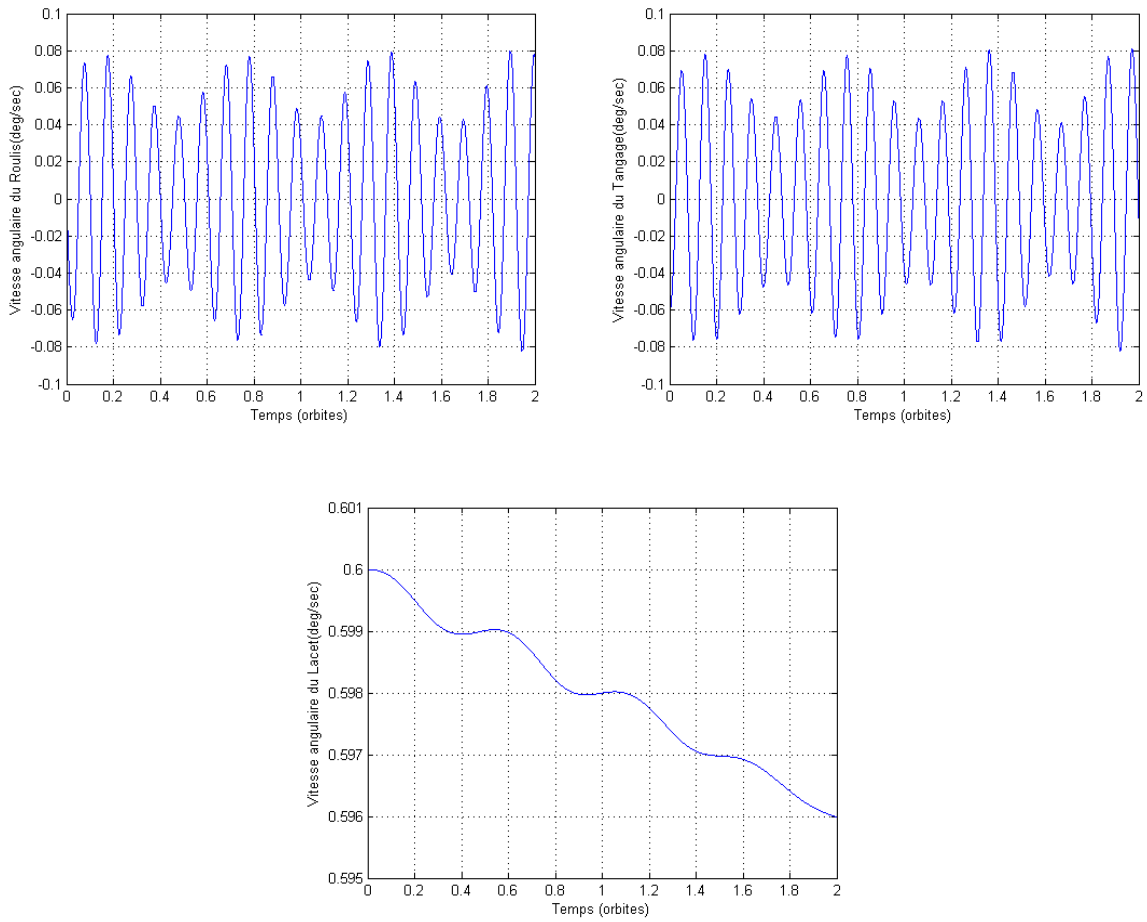
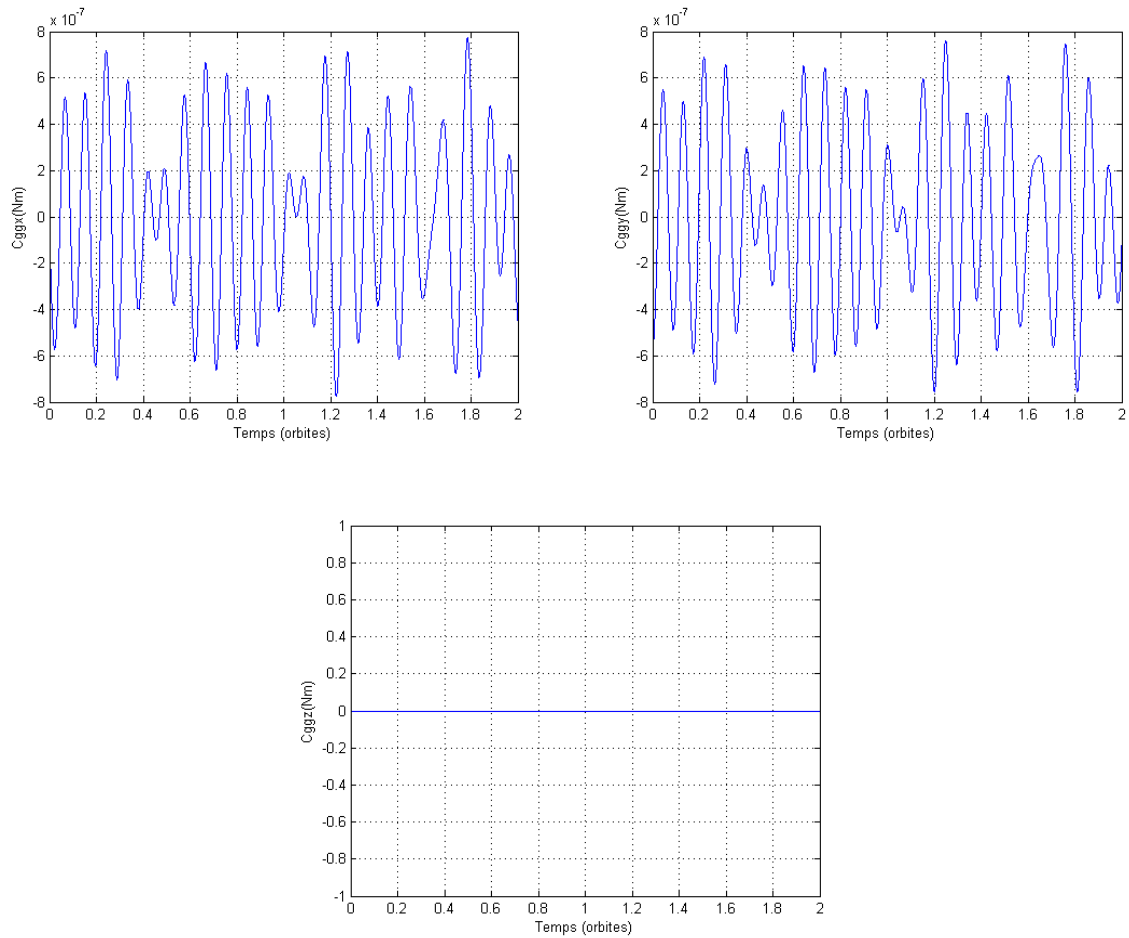


Figure (III.12) : Vitesses angulaires d'Alsat-1 (Mode spin)

Le satellite tourne avec vitesse suffisamment élevée ($W_z = 0.6 \text{ deg/s}$) autour de l'axe de lacet. Ce qui permet d'assurer une certaine stabilité sur les autres axes.



**Figure (III.13) : Couple de Gradient de Gravité Appliqué sur Alsat-1
(Mode spin)**

Le couple de gradient de gravité en mode spin évolue plus rapidement par rapport à son évolution en mode libration (Figure III.13). On constate aussi que sa projection en lacet est toujours nulle.

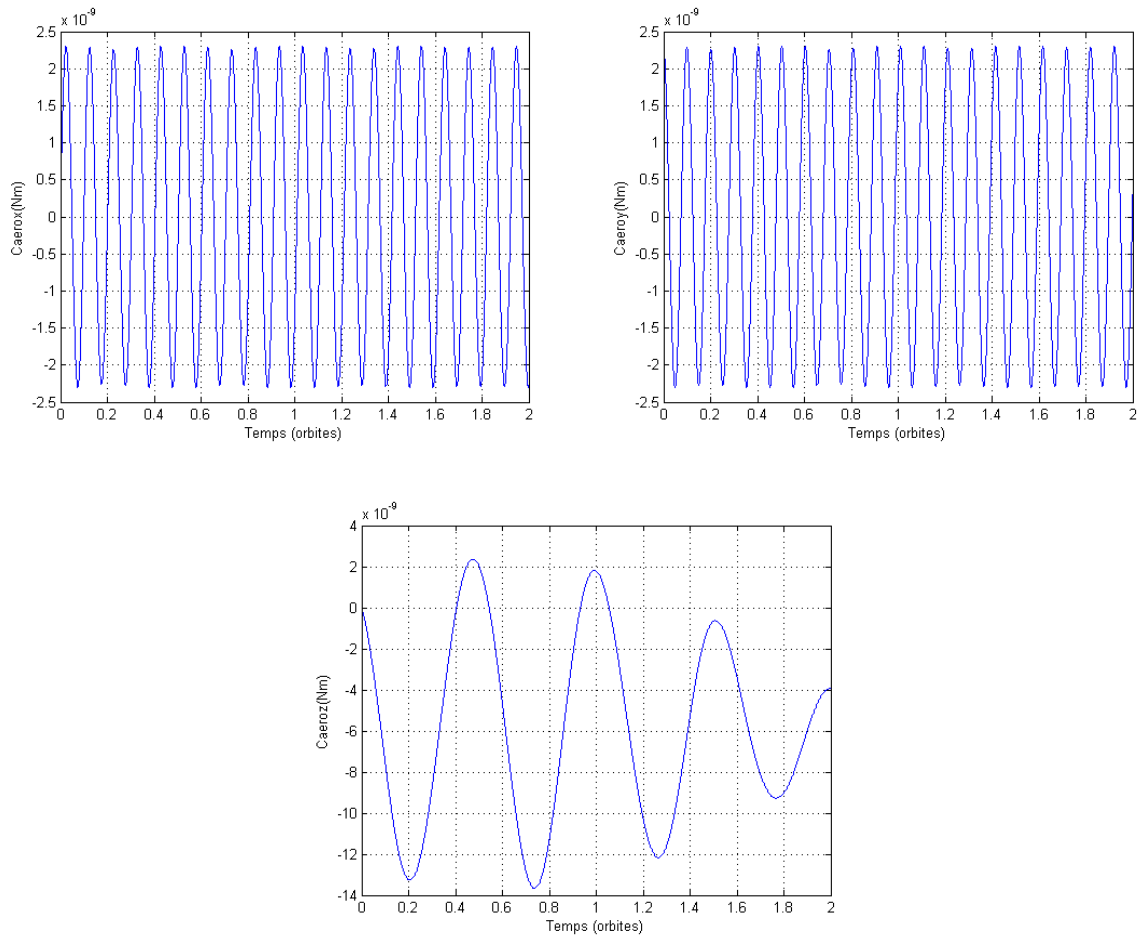


Figure (III.14) : Couple Aérodynamique Appliqué sur Alsat-1 (Mode spin)

Pareille que pour le mode de libration, le couple aérodynamique produit un effet négligeable sur l'attitude d'Alsat-1.

III.3.4 Conclusion

Les perturbations agissant sur un satellite donnent lieu à des couples ou forces extrêmement faibles mais comme rien n'entrave les rotations, les résultats sont rapidement significatifs et demandent la mise en œuvre d'un ensemble de dispositifs permettant la correction de l'attitude du satellite.

Comme nous l'avons précisé précédemment, Alsat-1 emploie deux roues de stabilisation (roue cinétique suivant l'axe Y et roue à réaction suivant l'axe Z) pour le contrôle d'attitude.

Avant de détailler le contrôle d'attitude d'Alsat-1, il est préférable de présenter le principe de fonctionnement ainsi que le modèle dynamique des roues de stabilisation.

III.4 Roues de stabilisation

III.4.1 Principe

Une manière de commander l'attitude d'un satellite sur les 3 axes est d'utiliser un système de 3 roues à réaction. Par conservation du moment cinétique, si des couples externes de perturbation agissent sur le satellite, le moment cinétique total du système (satellite et roues) change et les roues peuvent être employées pour compenser ces couples en produisant des couples internes sur le reste du satellite.

Les roues de stabilisation sont employées pour exercer des couples relativement petits à une précision élevée. Chacune se compose d'un moteur et une roue. Quand la roue est accélérée par le moteur, elle aura un moment cinétique qui sera transféré à partir du système satellite. [10]

Les roues cinétiques sont des très bons actionneurs pour ajuster l'attitude surtout pour des micro-satellites car il est possible de trouver des moteurs de petite taille adéquats. Comme nous l'avons mentionné dans le premier chapitre, il existe deux familles de roues, à savoir les *roues de réaction* et les *roues cinétiques*. (Figure III.15)

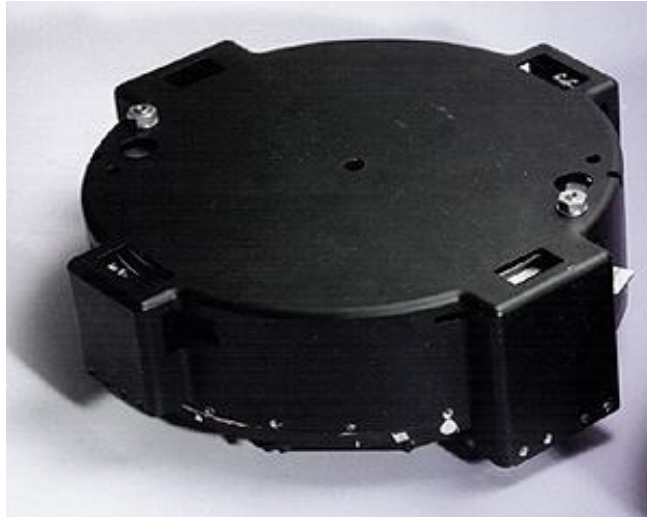


Figure (III.15) : Roue à réaction de Spot 5

Toutefois il y a une limitation du moment cinétique qui peut être transférée aux roues car tout moteur a un seuil de saturation. La roue doit être désaturée à l'aide d'un autre actionneur, qui peut être un *magnéto-coupleur* ou, plus rarement, un *propulseur*.

III.4.2 Description fonctionnelle

Une roue, cinétique ou de réaction, comporte quatre éléments essentiels [1] :

L'organe de verrouillage : basé sur des dispositifs pyrotechniques ou électromagnétiques, permet de bloquer la roue pendant le lancement. Notons que la fiabilité de son fonctionnement est un point majeur par rapport à la mission.

Le volant d'inertie : à priori simple technologiquement, peut devenir rapidement complexe quand il doit résister à des vitesses angulaires importantes, avoir des caractéristiques stables sur 10 à 12 ans, pouvoir supporter des variations de températures importantes ou encore être équilibré très finement.

L'électronique : est un constituant souvent complexe et onéreux (30 à 50% du coût). Les roues embarquées, jusqu'à aujourd'hui, ne comportent que de

l'électronique analogique ou pseudo-numérique, pour des raisons de disponibilité de composants spatialisés, de fiabilité et de coût.

Suspension : demeure l'organe majeur en termes de difficulté technologique et de savoir-faire. Il s'agit, en effet, de suspendre la roue avec un minimum de couple de frottement (consommations, seuil de couple) et un minimum d'usure (durée de vie).

III.4.3 Configuration des roues cinétiques

Pour concevoir un système de commande d'attitude à l'aide des roues cinétiques, il est important de considérer soigneusement le placement et l'orientation des roues avant la conception du contrôleur. Au moins trois roues sont nécessaires pour exécuter la commande d'attitude sur les 3-axes. Certains satellites utilisent une quatrième roue dite redondante en cas de panne en assurant un contrôle des 3-axes qui exige la capacité de produire un moment cinétique dans n'importe quelle direction dans le système satellite.

III.4.4 Orientation

Pour réaliser la commande 3-axes, les axes de rotation des roues doivent inclure chacune des trois dimensions de l'espace. C'est possible dans beaucoup de configurations, mais le manque de la connaissance de la distribution de masse et par conséquent les moments d'inertie du véhicule spatial impose une seule solution : c'est l'alignement orthogonal. La Figure (III.16) montre la configuration où les roues sont parallèlement alignées aux axes géométrique du satellite. [10]

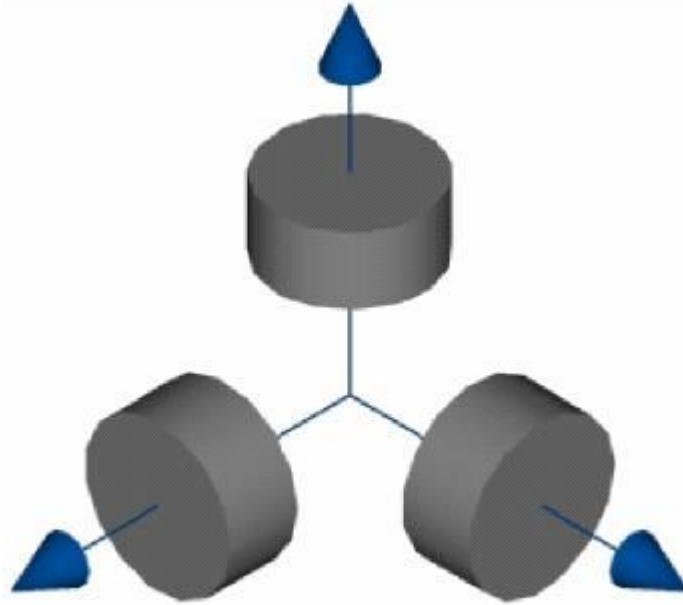


Figure (III.16) : Orientation des roues de stabilisation

III.4.5 Modèle du satellite avec roues de stabilisation

Revenons à l'équation (II.6) du deuxième chapitre qui donne le modèle dynamique du satellite :

$$\dot{\vec{h}}_{sat} + \vec{\omega} \wedge \vec{h}_{sat} = \vec{C}_{Ext} \quad (\text{III.9})$$

Avec :

$$\vec{h}_{sat} = I \cdot \vec{\omega} \quad (\text{III.10})$$

\vec{h}_{sat} : Le moment cinétique du satellite.

Dans le cas où on ajoute au satellite les roues de stabilisation (roues à réaction ou roues cinétique) comme actionneur, on obtient :

$$\vec{h}_{total} = \vec{h}_{sat} + \vec{h}_{roue} = I \cdot \vec{\omega} + \vec{h}_{roue} \quad (\text{III.11})$$

$\vec{h}_{roue} = \vec{h}$: Le moment cinétique de la roue.

Le modèle dynamique du satellite, en utilisant les roues de stabilisation comme actionneur de couple interne, et en ignorant les petits changements de la matrice d'inertie du satellite devient : [11], [16]

$$I \cdot \dot{\vec{\omega}} + \vec{h} + \vec{\omega} \wedge (I \cdot \vec{\omega} + \vec{h}) = \vec{C}_{Ext} \quad (\text{III.12})$$

$$\Rightarrow I \cdot \dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \wedge I \cdot \vec{\omega} = \vec{C}_{Ext} - \dot{\vec{h}} - \vec{\omega} \wedge \vec{h} \quad (\text{III.13})$$

\vec{h} : Le moment cinétique de la roue.

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} : \text{La matrice d'inertie du satellite.}$$

$\vec{\omega} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]$: La vitesse angulaire du satellite par rapport au repère inertiel.

$\vec{C}_{Ext} = [C_x \quad C_y \quad C_z]$: Vecteur des couples externes (couple de pression aérodynamique, couple de gradient de gravité, couple magnétique).

La quantité $\dot{\vec{h}} = C_{roue}$ est le couple net appliqué par le satellite aux roues. Par la troisième loi de Newton du mouvement (principe des actions réciproques), $-\dot{\vec{h}}$ est le couple appliqué au satellite par les roues de réaction [10]. Ce couple s'oppose à \vec{C}_{Ext} pour minimiser l'effet des perturbations externes.

La quantité $\vec{\omega} \wedge \vec{h}$ traduit le couplage gyroscopique lié à la présence de la roue. Non négligeable dans le cas d'une roue cinétique, qui tourne vite, il entraîne un mouvement de précession du satellite.

L'équation cinématique est donnée par :

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_{oz} & -\omega_{oy} & \omega_{ox} \\ -\omega_{oz} & 0 & \omega_{ox} & \omega_{oy} \\ \omega_{oy} & -\omega_{ox} & 0 & \omega_{oz} \\ -\omega_{ox} & -\omega_{oy} & -\omega_{oz} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (\text{III.14})$$

$\omega^o = [\omega_{ox} \ \omega_{oy} \ \omega_{oz}]$: Vecteur de vitesse angulaire du satellite par rapport au repère orbital, qui peut être obtenue à partir de la vitesse angulaire du satellite dans le repère inertiel en utilisant l'équation (II.12) du chapitre II :

$$\omega^o = \omega^I - \mathbf{A} \omega_0 \quad (\text{III.15})$$

En supposant toujours que la matrice d'inertie \mathbf{I} est diagonale $I = \text{diag}(I_x \ I_y \ I_z)$, le modèle général du satellite à roues de stabilisation peut s'écrire comme suit :

$$\left\{ \begin{array}{l} I_x \dot{\omega}_x = (I_y - I_z) \omega_y \omega_z + \omega_z h_y - \omega_y h_z - \dot{h}_x + C_x \\ I_y \dot{\omega}_y = (I_z - I_x) \omega_x \omega_z + \omega_z h_x - \omega_x h_z - \dot{h}_y + C_y \\ I_z \dot{\omega}_z = (I_x - I_y) \omega_x \omega_y + \omega_y h_x - \omega_x h_y - \dot{h}_z + C_z \\ \dot{q}_1 = \frac{1}{2} (\omega_{oz} q_2 - \omega_{oy} q_3 + \omega_{ox} q_4) \\ \dot{q}_2 = \frac{1}{2} (-\omega_{oz} q_1 - \omega_{ox} q_3 + \omega_{oy} q_4) \\ \dot{q}_3 = \frac{1}{2} (\omega_{oy} q_1 - \omega_{ox} q_2 + \omega_{oz} q_4) \\ \dot{q}_4 = \frac{1}{2} (-\omega_{ox} q_1 - \omega_{oy} q_2 - \omega_{oz} q_3) \end{array} \right. \quad (\text{III.16})$$

Ceci va nous permettre de compléter notre simulateur en ajoutant l'effet des roues à réaction.

III.5 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons commencé par présenter l'architecture du microsatellite Alsat-1. Ceci nous a permis d'implémenter un simulateur modélisant le comportement de ce satellite en prenant en considération deux couples perturbateurs : à savoir le couple de gradient de gravité et le couple aérodynamique. Les résultats de ce simulateur ont pu être validés au niveau du centre des techniques spatiales d'ARZEW. Comme seconde étape nous avons étudié les organes de commande d'attitude qui ont un lien direct avec notre projet. Nous avons modélisé ces organes dans le but de compléter notre simulateur. Notre attention va à présent maitre en évidence la commande et le contrôle de l'attitude Alsat-1.

CHAPITRE IV
COMMANDE PAR AGENT

IV.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous nous intéresserons à la commande d'attitude du satellite Alsat-1. Après une étude détaillée de la commande du type proportionnel, intégral, et différentiel PID utilisée au sein du satellite ALSAT-1, nous proposons notre propre commande basée sur un agent informatique implémentant un contrôleur prédictif.

IV.2 Contrôleur PID et contrôleur prédictif

Dans cette partie, on présente deux lois de commande d'attitude très utilisées en pratique pour le contrôle d'attitude des satellites, il s'agit de la régulation PID (Proportionnel Dérivateur Intégrateur) et de la commande prédictive.

IV.2.1 Objectifs d'un régulateur

Les tâches principales d'un régulateur sont [17]:

- La formulation de l'écart de réglage.
- L'introduction d'un comportement statique et dynamique dont le but est d'obtenir une stabilité, une erreur permanente insignifiante (aussi faible que possible) en fonction de la sensibilité de l'organe de mesure, et un faible temps de réponse pour le système à régler.
- La protection du système contre les surcharges. Dans ce cas les régulateurs incorporent des circuits de limitations.

IV.2.2 Contrôleur Proportionnel dérivateur intégrateur PID

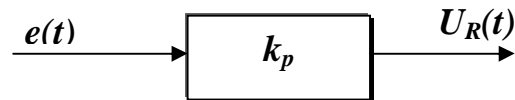
La commande par un régulateur P.I.D. est donnée par :

$$U_R = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_D \frac{d e(t)}{dt} \quad (\text{IV.1})$$

Dans notre cas nous supposons les commandes Proportionnelle, Intégrale et Différentielle indépendantes, et chacune d'elles peut être adaptée tout en maintenant les autres constantes.

IV.2.2.1 Commande proportionnelle

Cette commande permet d'avoir une réponse instantanée suivant la valeur de l'écart ; elle influe donc sur le temps de réponse du système.



- $e(t)$ représente l'écart de réglage et $U_R(t)$ définit la commande

$$U_R(t) = K_p * e(t). \quad (\text{IV.2})$$

On a :

- Pour K_p faible, un signal de commande qui ne corrige que lentement l'écart.
- Pour K_p grand, une correction très dynamique de l'écart qui peut mener à une instabilité.

En plus, à proximité de la grandeur de consigne, la grandeur de réglage (U_R) est si faible qu'elle n'a aucun effet sur le système à régler. Ce qui laisse subsister un écart appréciable.

IV.2.2.2 Commande intégrale

Cette commande effectue une intégration de l'écart dans le temps, ce qui permet d'annuler l'erreur statique.

$$U_R(t) = K_i \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (\text{IV.3})$$

La commande intégrale accroît son action correctrice tant qu'un écart subsiste. Si l'écart change de signe la grandeur de réglage décroît puis change de signe. Si l'écart, s'annule la commande intégrale reste constante; ceci est nécessaire

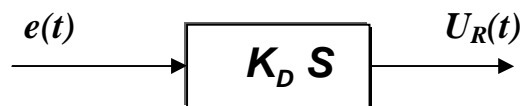
pour des systèmes qui demandent une certaine puissance même si la grandeur cible est atteinte.

Le régulateur intégral ayant un temps de réponse assez long, il est souvent associé avec une commande proportionnelle.

IV.2.2.3 Commande différentielle

Cette commande réagit à la variation de l'écart ; elle est donc considérée comme anticipatrice.

$$U_R(t) = K_D \frac{d e(t)}{d t} \quad (\text{IV.4})$$



La correction est proportionnelle au taux de changement de l'écart.

La commande différentielle permet d'avoir :

- Une correction rapide si l'écart augmente.
- Un amortissement adéquat pour une diminution de l'écart.

Ces deux actions principales permettent de stabiliser le système.

L'association de la commande différentielle avec une action proportionnelle, permet de donner une valeur plus grande au facteur de proportionnalité. Cette association est utilisée pour la commande d'attitude du premier satellite Algérien Alsat-1.

Lorsque les trois actions : proportionnelle, intégrale, et différentielle sont combinées, on obtient un régulateur dit P.I.D (proportionnel intégral et différentiel).

IV.2.2.4 PID réel

Sous les formes précédentes le régulateur PID ne peut être fonctionnel, la commande différentielle ne peut être implémentée (en raisons des singularités). Il faut en plus éviter que les signaux hautes fréquences soient fortement amplifiés. En effet, un signal fortement bruité à l'entrée du régulateur perturbera complètement le signal de réglage. Pour éviter ces inconvénients, les régulateurs PID réels doivent incorporer [18] :

- un filtre sur la composante différentielle :
- un filtre à la sortie du régulateur :

En plus des corrections précédentes, le comportement du régulateur PID peut être amélioré d'avantage si la commande différentielle agit sur la sortie du système à régler au lieu d'agir sur l'écart (Figure IV.1). En effet la grandeur de commande contient un terme proportionnel à la dérivée de l'écart. Celle-ci peut être très grande si la consigne varie brusquement. Ce qui peut détériorer l'actionneur, et faire sortir le système de sa zone de réglage. Par contre les systèmes physiques comportent une certaine inertie qui empêche les variations brusques de la sortie.

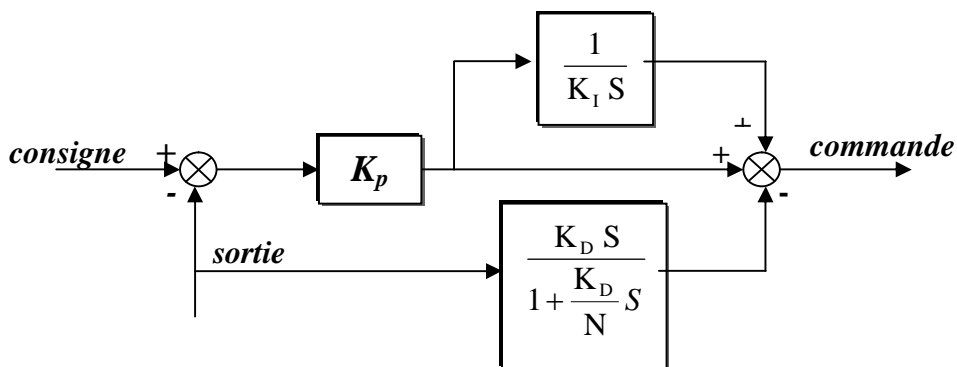


Figure (IV.1) : Commande différentielle sur la sortie

IV.2.3 Contrôleur prédictif

La commande prédictive (ou contrôle prédictif) est une technique de commande avancée de l'automatique. Elle a pour objectif de commander des systèmes industriels complexes. Le principe de cette technique est d'utiliser un modèle dynamique du processus à l'intérieur du contrôleur en temps réel afin d'anticiper le futur comportement d'un système. La commande prédictive ou MPC (Model Predictive Control) fait partie des commandes par retour d'état, et peut être utilisée pour commander des systèmes complexes comportant plusieurs entrées et sorties où le simple régulateur PID est insuffisant [19].

Ce type de commande est très utilisé dans le domaine de l'aérospatial. En effet, le contrôleur prédictif (MPC) évite des variations excessives sur les variables manipulées, la commande est plus douce [19]. Cela permet une meilleure utilisation des actionneurs (roues de stabilisation ou gyroscopes pour les satellites) et leur temps de vie est ainsi augmenté. Dans notre simulateur, nous utilisons une commande prédictive pour le contrôle d'attitude d'Alsat-1.

IV.3 Modèle dynamique d'Alsat-1 avec roues de stabilisation

Avant de présenter la loi de commande utilisée pour la commande d'attitude d'Alsat-1, il est judicieux d'écrire les équations dynamiques du satellite Alsat-1 avec roues de stabilisation.

L'équation générale de la dynamique d'Alsat-1 est exprimée comme suit :

$$I \cdot \dot{\vec{\omega}} = \vec{C}_{gg} + \vec{C}_{aero} - \dot{\vec{h}} - \vec{\omega} \wedge (I \cdot \vec{\omega} + \vec{h}) \quad (\text{IV.5})$$

\vec{h} : Le moment cinétique de la roue de stabilisation.

Sachant qu'après le déploiement du mat de stabilisation d'Alsat-1, les moments d'inertie suivant X et Y prennent une valeur égale, appelée moment d'inertie

transverse ($I_x = I_y = I_T$) [12]. L'équation (IV.5) peut être développée de la façon suivante :

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_x = C_{aerox} - 3\omega_0^2(I_T - I_z)A_{23}A_{33} - \omega_y(I_z\omega_z + h_z) - \omega_z(I_y\omega_y + h_y) \\ I_y \dot{\omega}_y = C_{aeroy} + 3\omega_0^2(I_T - I_z)A_{13}A_{33} + \omega_x(I_z\omega_z + h_z) - \omega_z(I_x\omega_x) - \dot{h}_y \\ I_z \dot{\omega}_z = C_{aeroz} - \omega_x h_y - \dot{h}_z \end{cases} \quad (\text{IV.6})$$

\vec{h}_y : Le moment cinétique de la roue cinétique suivant l'axe Y.

\vec{h}_z : Le moment cinétique de la roue à réaction suivant l'axe Z.

Remarque

Pour des raisons de simplicité, nous n'avons pas pris en compte le couple magnétique agissant sur le satellite Alsat-1. Ceci sort du cadre de notre travail.

La conception de régulateur pour le contrôle d'attitude est basée généralement sur un système d'équations linéaires. Puisque les équations du mouvement décrites dans l'équation (IV.6) sont non-linéaires, une linéarisation de ces équations s'impose. Le système d'équations linéaire représentant l'attitude d'Alsat-1 s'écrit sous la forme suivante [12] :

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \left(4\omega_0^2 \left(\frac{I_z}{I_T} - 1 \right) + \frac{h_y \omega_0}{I_T} \right) \phi + \left(\frac{I_z}{I_T} \omega_0 + \frac{h_y}{h_T} \right) \dot{\psi} + \frac{h_z \omega_0}{I_T} - \frac{h_z}{I_T} \dot{\theta} + \omega_x \\ \ddot{\theta} = 3\omega_0^2 \left(\frac{I_z}{I_T} - 1 \right) \theta + \frac{h_z}{h_T} \dot{\phi} - \frac{h_z \omega_0}{I_T} \psi - \frac{\dot{h}_y}{I_T} + \omega_y \\ \ddot{\psi} = \left(-\frac{h_y}{I_z} - \omega_0 \right) \dot{\phi} + \frac{h_y \omega_0}{I_z} \psi - \frac{\dot{h}_z}{I_z} + \omega_z \end{cases} \quad (\text{IV.7})$$

IV.4 Loi de commande implémentée au sein d'Alsat-1

Un régulateur proportionnel différentiel (PD) est employé pour la commande des deux roues de stabilisation du satellite Alsat-1. Le régulateur (PD) est basé sur les équations linéaires (II.7), sa forme générale est donnée par [12] :

$$C_{roue} = K_p (\vartheta - \vartheta^{cmd}) + K_d (\omega - \omega^{cmd}) \quad (\text{IV.8})$$

Pour avoir un pointage terre, les commandes des deux roues (roue cinétique suivant Y et roue de réaction suivant Z) sont développées comme suit [20] :

$$C_{roue-y} = K_{p\theta} (\theta - \theta_{ref}) + K_{d\theta} \dot{\theta} \quad (\text{IV.9})$$

$$C_{roue-z} = K_{p\psi} (\psi - \psi_{ref}) + K_{d\psi} \dot{\psi} \quad (\text{IV.10})$$

Avec,

K_p : Coefficient proportionnel du régulateur

$$(K_{p\theta} = 8.3 \times 10^{-3}, K_{p\psi} = 2 \times 10^{-3})$$

K_d : Coefficient différentiel du régulateur ($K_{d\theta} = 2.0, K_{d\psi} = 0.1$)

θ_{ref} : Angle de référence suivant l'axe du tangage.

ψ_{ref} : Angle de référence suivant l'axe du lacet.

C_{roue-y}, C_{roue-z} : Les couples générés respectivement, par les roues cinétique (Y) et de réaction (Z) d'Alsat-1.

IV.4.1 Résultats de la commande (PD)

Dans un premier temps, nous allons présenter les résultats de simulation obtenue avec le simulateur pédagogique d'Alsat-1. Ce simulateur à été développé par l'équipe Alsat-1 au sein de la SSTL (Surrey Satellite Technology Limited), il permet d'étudier l'attitude réelle d'Alsat-1. [12]

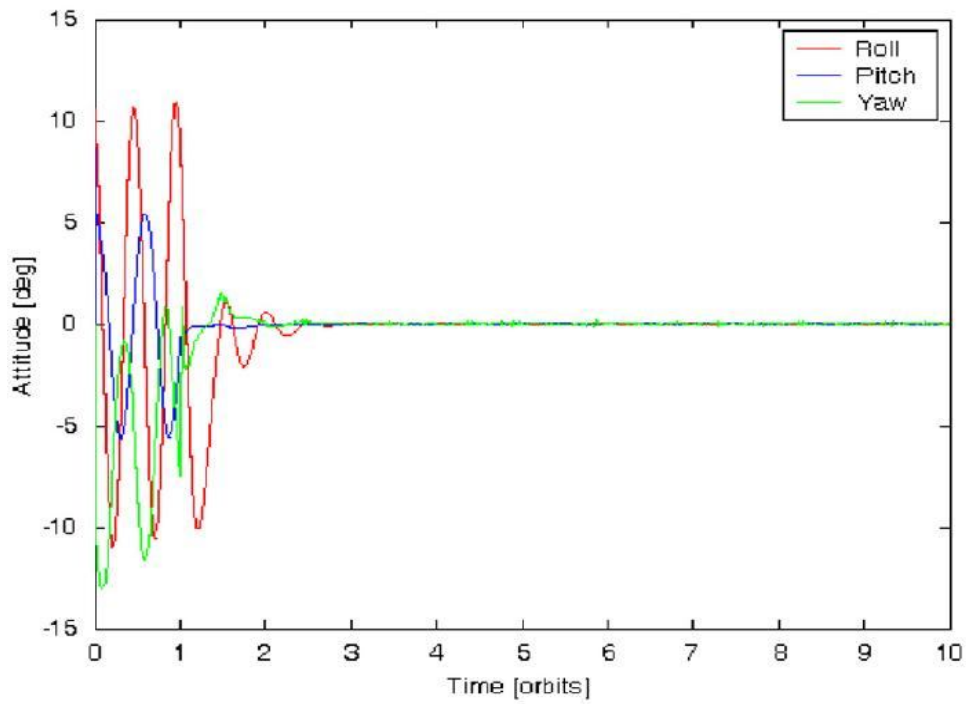


Figure (IV.2) : Attitude d'Alsat-1 avec contrôle (Roues Y/Z)

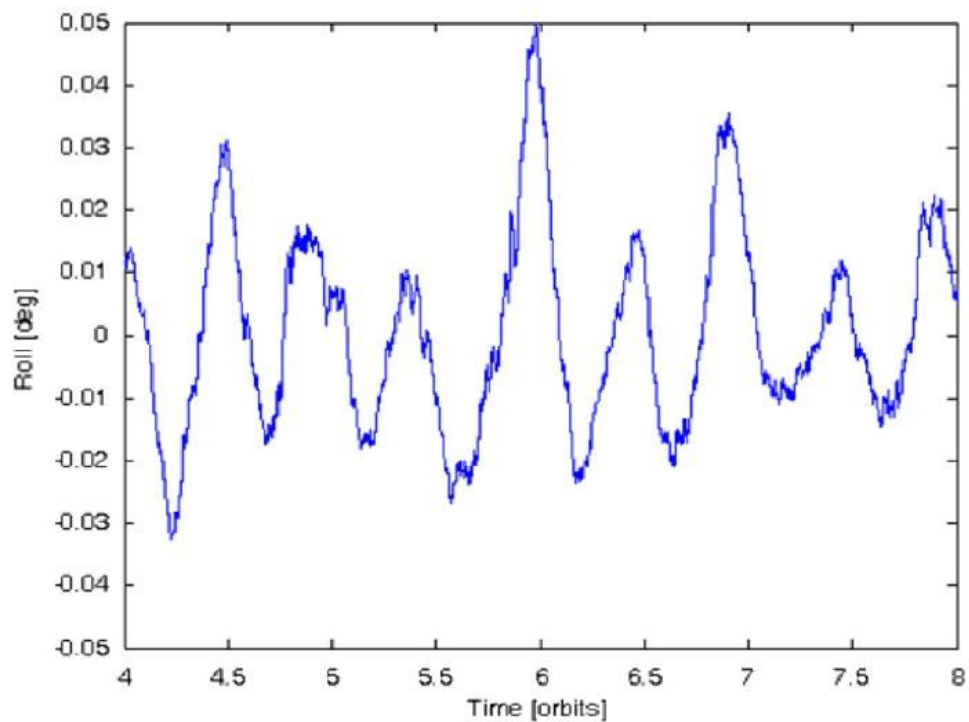


Figure (IV.3) : Variation de l'angle de roulis avec contrôle (Roues Y/Z)

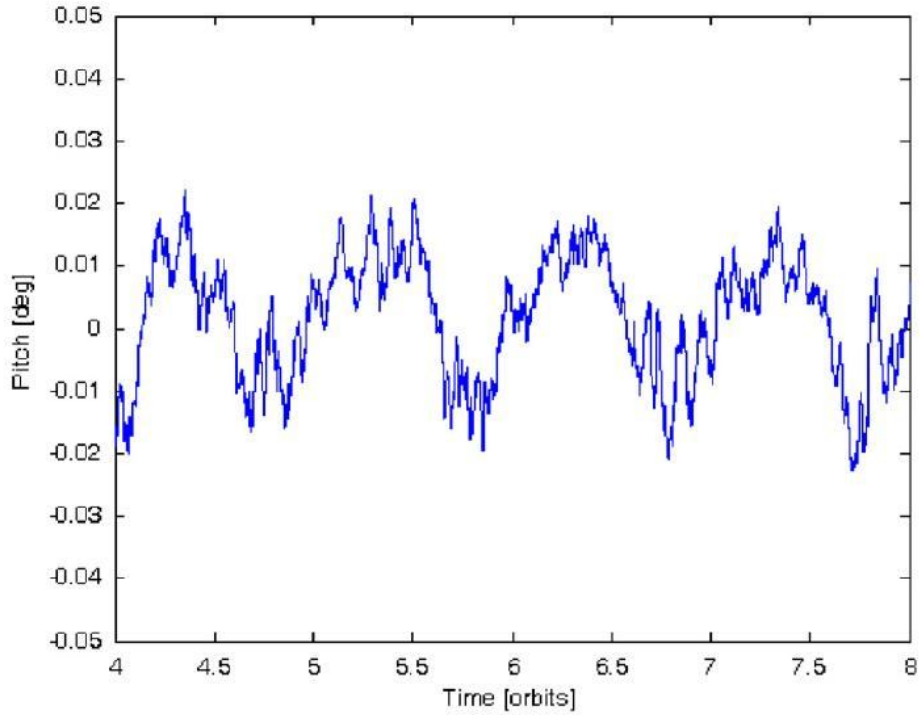


Figure (IV.4) : Variation de l'angle de tangage avec contrôle (Roues Y/Z)

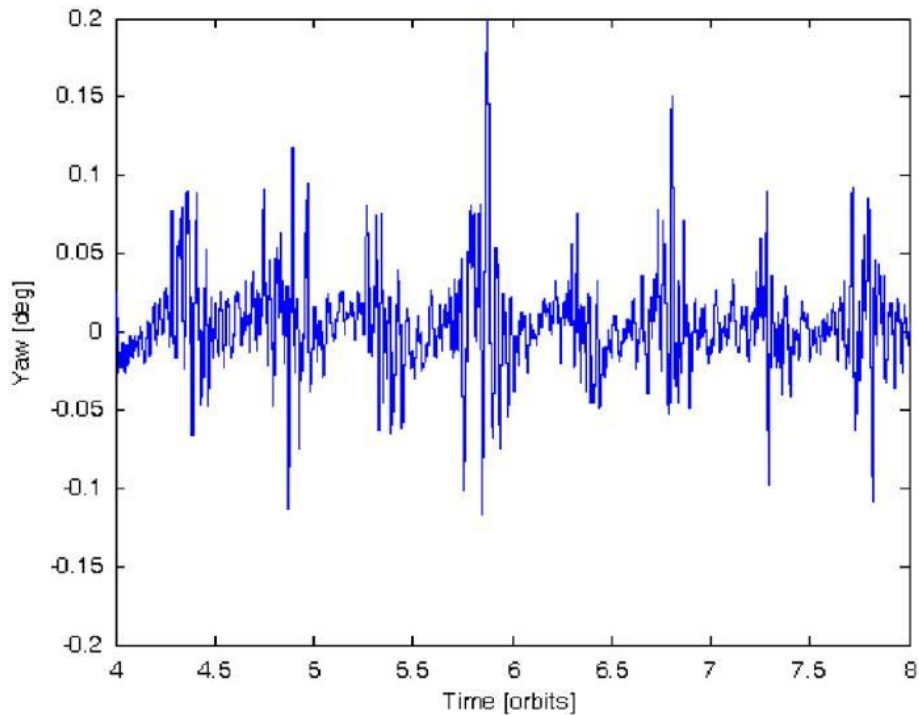


Figure (IV.4) : Variation de l'angle de lacet avec contrôle (Roues Y/Z)

D'après les courbes des figures (IV.2, IV.3, IV.4), on constate que le satellite Alsat-1 évolue librement durant les deux premières orbites. Au début de la

troisième orbite, on remarque que le satellite est stabilisé, cela est dû à l'activation de la roue cinétique et de la roue de réaction d'Alsat-1.

IV.4.2 Conclusion

La loi de commande proportionnelle, différentielle (PD) utilisée au sein du microsatellite Alsat-1 permet de stabiliser le système et atteindre les performances désirées en jouant sur le choix des gains du régulateur (K_p et K_d). Dans la section qui suit, nous proposons une loi de commande prédictive pour la stabilisation du satellite Alsat-1.

IV.5 Loi de commande par agent

Dans cette partie, nous allons présenter la loi de commande que nous avons proposée pour le contrôle d'attitude d'Alsat-1 ainsi que les résultats de simulation obtenus avec cette commande.

Notre commande utilisée pour le contrôle d'attitude d'Alsat-1 est basée sur un agent informatique implémentant un régulateur prédictif appelé « *Agent MPC* ». Comme mentionné auparavant, le régulateur prédictif permet d'anticiper le futur comportement d'un système et peut être très bien utilisé pour commander l'attitude d'un satellite [21] [22]. L'agent représente en fait un programme informatique ou processus permettant la mise en œuvre du régulateur prédictif. Un bref aperçu sur les agents et les systèmes multi agents (SMA) est donné dans ce qui suit.

IV.5.1 Agents et systèmes multi-agents (SMA)

Agent

Un agent est une entité logicielle autonome et réactive. Il possède ses propres connaissances et son propre savoir-faire qu'il met au service des autres. Il a la capacité de communiquer que ce soit avec d'autres agents ou un opérateur humain [3].

Exemple : Un processus parmi les processus du logiciel de vol d'un satellite.

Caractéristiques d'un agent :

- un agent est une entité autonome mais fortement dépendante des autres.
- un agent communique à l'aide de messages.
- un agent est autonome, il peut refuser de faire ce qu'on lui demande de faire.
- les agents peuvent être spécialisés : un agent ne sait pas faire beaucoup de choses mais ce qu'il sait faire, il le fait vite et bien et le met en commun avec les autres agents.

Systeme multi agents

Un système multi agents (ou SMA) est un ensemble d'agents logiciels ou humains qui communiquent entre eux et travaillent ensemble pour atteindre un objectif commun (Figure IV.5). Travailler ensemble signifie aussi bien collaborer que négocier ou rivaliser selon le problème [23].

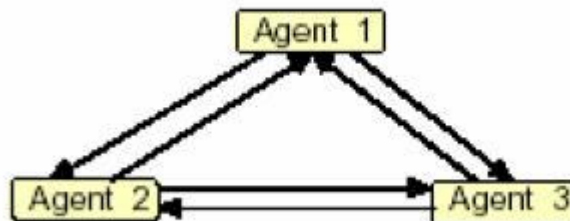


Figure (IV.5) : Système multi-agents

Partant de la définition que donne Ferber (1995) [24] d'un agent logiciel, on peut définir cette entité comme un programme informatique situé dans un environnement, capable de mener de manière autonome des actions sur cet environnement en vue d'accomplir ses objectifs.

IV.5.2 Simulation de la loi de commande

Nous avons appliqué notre régulateur *Agent MPC* avec le modèle linéaire d'ALSAT-1 (IV.7). Dans ce cas, et en analysant ce modèle, il est clair que la roue suivant l'axe Y tourne avec une vitesse constante ($h_y = \text{Constante}$). Avec cette condition nous avons créé avec cette roue un effet gyroscopique. Notre

régulateur ne peut calculer dans ce cas que l'action générée par la roue suivant l'axe Z.

La figure ci-dessous montre le modèle de notre simulateur avec SIMULINK :

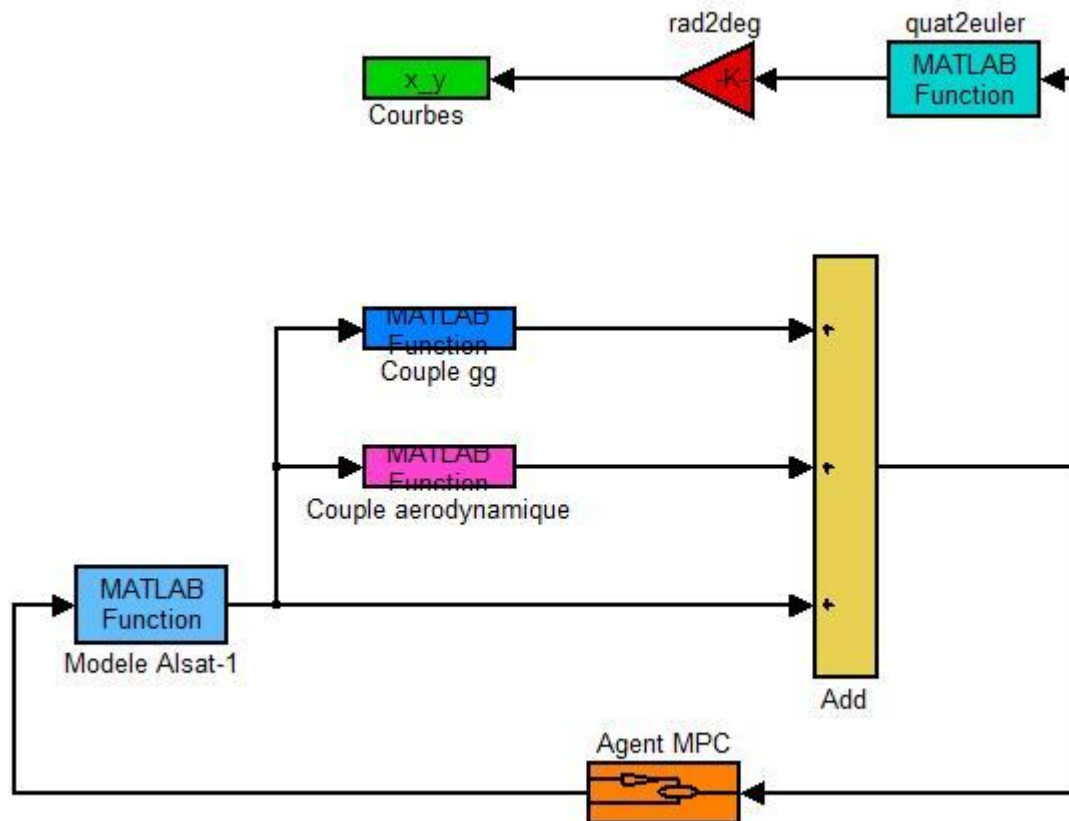


Figure (IV.6) : Simulateur Alsat-1 linéarisé avec contrôle prédictif

Dans toutes les simulations, il a été fait usage des données suivantes :

Caractéristique de l'Orbite (simulateur d'attitude)

Orbite	Circulaire
Inclinaison [deg]	98
Altitude [km]	680

Matrice d'Inertie

$I = \text{diag}(I_{xx} \ I_{yy} \ I_{zz}) \text{ [kgm}^2\text{]}$	(152, 152, 5)
--	---------------

IV.5.3 Résultats

L'action de l'*Agent MPC* et le résultat de la commande suivant l'axe Z est présentée à travers la courbe suivante :

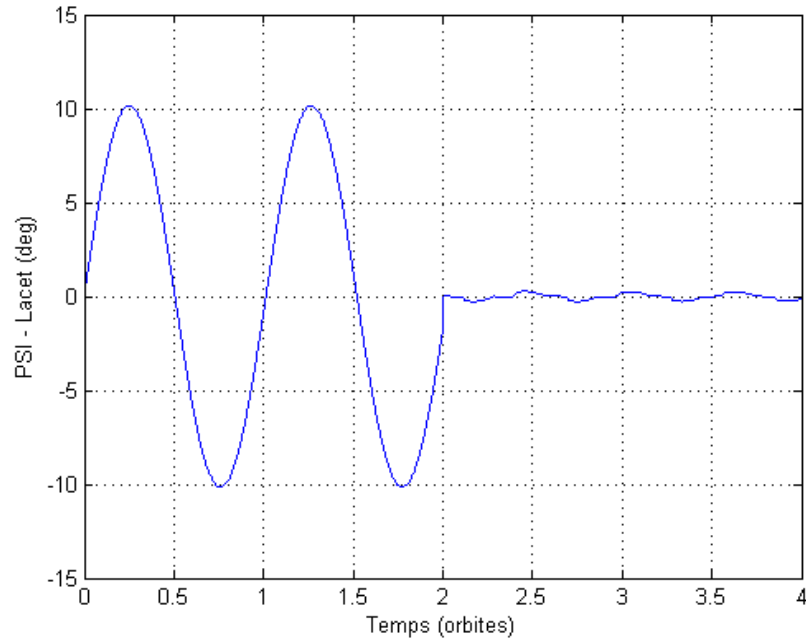


Figure (IV.7) : Variation de l'angle de Lacet avec contrôle de l'agent MPC

D'après les courbes la figure (IV.8), nous constatons que l'activation de l'agent MPC a permis de stabilisé rapidement le satellite suivant l'axe Z qui montrait au début un comportement oscillatoire (comportement sans régulation).

IV.6 Conclusion

La loi de commande prédictive appliquée sur le modèle ALSAT-1, permet de stabiliser le système très rapidement et d'atteindre les performances désirées, ainsi elle présente une robustesse en présence des perturbations. Cependant, il ne faut pas oublier que l'utilisation des roues pour une durée importante peut mener à une saturation de ces dernières.

CONCLUSION GENERALE

Ce mémoire a traité la notion de contrôle d'attitude d'un micro-satellite. Le contrôle d'attitude désigne l'ensemble des équipements et algorithmes mis en œuvre de manière autonome pour corriger l'orientation d'un satellite soumis à perturbations spatiales d'origine diverses.

Dans la première partie, l'importance et la nécessité du contrôle d'attitude ont été mis en évidence, ainsi que les principaux capteurs et actionneurs utilisés pour la détermination et la commande d'attitude. Nous avons ensuite présenté dans le deuxième chapitre, les notions et les outils mathématiques que nous avons utilisés pour la modélisation de l'attitude d'un satellite à savoir les angles d'Euler ou les quaternions ; plus commode aux calculs et la simulation.

Le troisième chapitre a été consacré à la simulation de l'attitude du premier satellite algérien Alsat-1. Le simulateur que nous avons développé en collaboration avec le CTS d'Arzew a permis de visualiser le comportement du micro-satellite Alsat-1 en prenant en considération deux couples perturbateurs : à savoir le couple de gradient de gravité et le couple aérodynamique. Les résultats de ce simulateur s'approchent du modèle réel d'Alsat-1. Ceci a été établi en effectuant des recoupements avec des résultats de simulations au niveau du CTS ARZEW.

La dernière partie concernait la commande d'attitude du premier satellite algérien, qui utilise les roues de stabilisation comme actionneurs de contrôle d'attitude. Après avoir présenté la commande à base de régulation PID (proportionnel, intégral, et différentiel) utilisée au sein du satellite Alsat-1, nous avons proposé notre propre commande basée sur un régulateur prédictif implémenté par un agent informatique. Pour cela nous avons décidé de créer un effet gyroscopique avec l'une des roues de stabilisation ; la roue suivant l'axe Y. La commande par agent prédictif va être appliquée sur la roue suivant l'axe Z

uniquement. Ce qui a permis de donner des résultats très satisfaisants suivant l'angle du lacet, et pourra être améliorée par la suite pour avoir une stabilisation sur les 3 axes.

Comme perspectives, une étude plus détaillée sur les agents à base de commande prédictive peut se faire en prenant en compte la désaturation des roues de stabilisation et autres actionneurs (magnéto-coupleurs...). De nouvelles techniques de contrôle d'attitude à base d'actionneurs gyroscopiques mobiles ou CMG (CMG : Control Moment Gyros) peuvent être proposées. Avec ces résultats il est possible de collaborer dans la réalisation d'un prototype de test voir un satellite complet.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] Cours de technologie spatiale : « Techniques et technologies des véhicules spatiaux CNES (centre national d'études spatiales) vol3 : plates forme », 1998
- [2] The Hipparcos Space Astrometry Mission <http://www.rssd.esa.int/index.php?project=HIPPARCOS&page=index>, ESA, 1997
- [3] Hubblesite : http://hubblesite.org/the_telescope/nuts_.and._bolts/spacecraft_systems/pointing/index.php
- [4] Les satellites SPOT : <http://smc.cnes.fr/SPOT/Fr/>
- [5] Cours de Mécanique Spatiale, GUIZIOU Robert, <http://artemis.univ-mrs.fr/cybermecca/Formcont/mecaspa/index.htm>,
- [6] ARIOUA Leyla, BEZZAOUCHA Souad « Modélisation et Commande d'attitude de satellites Artificiels », Juin 2005.
- [7] Le contrôle d'attitude de SPOT 4 : http://spot4.cnes.fr/spot4_fr/attitude.htm
- [8] Dr. Henmn Steyn. "A multi-mode Attitude Determination and Control System for SUNSAT" University of Stellenbosch, December 1995.
- [9] 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.
- [10] Amr Chentir Rabah, Seba Bachir, « Désaturation des roues à réaction et commande d'attitude d'un micro-satellite », Juin 2006

- [11] Daniel René Pederson, Jacob Deleuran Greunet, Jesper Abildgaard Larsen, Ewa Kolakowska, Isaac Pineda Amo, “Attitude Control System for AAUST-II”. Institute of Electronics Systems. Aalborg University, IAS8, 2004.
- [12] A.M. Si Mohammed et al., Three-axis active control system for gravity gradient stabilised microsatellite, *Acta Astronautica - Elsevier*, Vol. 64, N°7, April 2009, pp. 796 – 809.
- [13] A.M. Si Mohammed, An attitude determination and control system of the Alsat-1 first Algerian microsatellite, in: *Proceedings of the IEEE Recent Advances in Space Technologies RAST’03*, Istanbul, Turkey, 2003, pp. 162–167.
- [14] M. Si Mohammed, M. Benyettou, M.N. Sweeting, J.R. Cooksley, Initial attitude acquisition result of the Alsat-1 first Algerian microsatellite in orbit, in: *2005 IEEE International Conference on Networking, Sensing and Control*, March 19–22, 2005, Tucson, AZ, USA, pp. 566–571.
- [15] M. Si Mohammed, A. Boudjemai, Y.Hashida, J.R. Cooksley, M.N. Sweeting, Simulator Development of an Attitude Determination and Control Subsystem for LEO Microsatellite Application to Alsat-1 First Algerian Microsatellite in Orbit, *Recent Advances in Space Technologies RAST’09*, Istanbul, Turkey, 2009.
- [16] Xiaojiang Chen, “A Study of Combined Spacecraft Attitude control systems”, PHD thesis, Surrey Space Centre, School of Electronic Engineering, Information Technology and mathematics, University of surrey2000.
- [17] A.RACHID : *Systèmes de régulation*, Masson 1996.

- [18] HANSRUEDI Bühler : Conception de systèmes automatique, PPUR1998.
- [19] D. W. Clarke, C. Mohtadi, and P. S. Tuffs. Generalized Predictive control, Automatica, 1987
- [20] A.M. Si Mohammed, M. Benyettou, M.N. Sweeting, J.R. Cooksley, Imaging mode results of the Alsat-1 first Algerian microsatellite in orbit, in: Proceedings of the IEEE Recent Advances in Space Technologies, RAST'05, Istanbul, Turkey, 2005, pp. 483–486.
- [21] K. Kemih, N. Merabtine, M. Benslama and S. Filali, “Generalized Predictive Control Using Conjugate Gradient Method Applied To Micro Satellites Attitude Control”, ICIC Express Letters (An International Journal of Research and Surveys), Vol.1, N°1, pp 99-104, 2007.(INSPEC, EI)
- [22] Hyochoong Bang, Choong-Seok Oh, Predictive control for the attitude maneuver of a flexible spacecraft, Aerospace Science and Technology Volume 8, Issue 5, July 2004, Pages 443-452
- [23] Pr P.Mathieu, Cours Intelligence Artificielle et Intelligence collective, Equipe SMAC, Laboratoire d’Informatique Fondamentale de Lille UNIVERSITE DES SCIENCES ET TECHNOLOGIES DE LILLE, <http://www.lifl.fr/SMAC> Version 0.3, (05-2001)
- [24] Ferber. J. Les systèmes multi-agents. Vers une intelligence collective. InterEditions, Paris, 1995.