

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

## وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR  
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE



UNIVERSITE MOHAMED SEDDIK BENYAHIA JIJEL

Faculté des sciences et de la technologie

Département de Electronique

N° : ...../2023

### **MEMOIRE DE MASTER**

**DOMAINE: Sciences et Technologies**

**FILIERE: Télécommunications**

**SPECIALITE : Systèmes des Télécommunications**

### **Thème**

**Contrôle d'attitude d'un satellite en orbite basse**

**Présenté Par : Maria Layoul**

**Encadré Par : Dr. Manel Messadi**

**Date de soutenance : 25/06/2023**

#### **Jury de Soutenance**

**Président : Omar Tekkouk**

**Grade MAA**

**Univ MSB jijel**

**Encadreur : Manel Messadi**

**Grade MCA**

**Univ MSB jijel**

**Examineur : Karim Kemih**

**Grade Professeur**

**Univ MSB jijel**

**Promotion : 2022 /2023**



# *Remerciement*

*D'abord je remercie le bon Dieu qui m'a donné la foi, le Courage et la patience pour bien mener ce travail.*

*Je tiens à exprimer toute ma reconnaissance à ma directrice de mémoire,*

*Dr : MESSADI MANEL de m'avoir encadré ,orienté, aidé et conseillé.*

*Par ailleurs je tiens à remercier les membres du jury d'avoir consacrer leur temps et leur attention afin d'évaluer ce travail.*

*Enfin, je remercie les personnes qui m'ont aidé de près ou de loin.*



## *Dédicaces*

*Je dédie ce modeste travail qui est le fruit de plusieurs Années d'étude à : Mes chers et respectueux parents que j'aime, en récompense de leurs sacrifices et leur clairvoyance qui m'a servi et me servirait tout au long de ma vie, leur soutien et leurs encouragements m'ont permis de toujours persévérer, de viser haut et surtout de toujours donner le meilleur de moi-même afin de réussir et c'est le cas aujourd'hui.*

*Je dédie ce travail également, A mes sœurs et mes frères que j'adore, pour leur aide et leur soutien morale.*

*A toute personne me portant de l'estime et à toute personne pour qui je porte de l'estime.*

*Maria*

## TABLE DES FIGURES

### CHAPITRE I GENERALITES SUR LES SATELLITES ET LES ORBITES

<b>FIGURE I.1:</b> ARCHITECTURE D'UN SATELLITE ARTIFICIEL .....	5
<b>FIGURE I.2 :</b> ORBITE ELLIPTIQUE.....	7
<b>FIGURE I.3 :</b> ORBITE CIRCULAIRE.....	8
<b>FIGURE I.4 :</b> ORBITE GEOSTATIONNAIRE.....	9
<b>FIGURE I.5 :</b> SYSTÈME IRIDIUM .....	16
<b>FIGURE I.6 :</b> SYSTÈME GLOBALSTAR.....	18
<b>FIGURE I.7 :</b> SYSTEME SKYBRIDGE .....	19

### CHAPITRE II METHODES DE CONTROLE D'ATTITUDE ET D'ORBITE

<b>FIGURE II.1 :</b> CHAINE SCAO.....	21
<b>FIGURE II.2 :</b> ARCHITECTURE D'UN SYSTEME DE CONTROLE D'ATTITUDE ET D'ORBITE .....	24
<b>FIGURE II.3 :</b> SYSTEME DE COORDONEES.....	26
<b>FIGURE II.4:</b> DEFINITION DE LA ROTATION 2-1-3.....	30

### CHAPITRE III CONTROLE D'ATTITUDE D'UN SATELLITE PAR LA COMMANDE ADAPTATIVE A RETOURS D'ETAT

<b>FIGURE III.1 :</b> COMMANDE ADAPTATIVE A MODELE DE REFERENCE .....	42
<b>FIGURE III.2 :</b> COMMANDE ADAPTATIVE DIRECTE .....	43
<b>FIGURE III.3 :</b> COMMANDE ADAPTATIVE INDIRECTE.....	43
<b>FIGURE IV.1 :</b> VARIATION DES VITESSES ANGULAIRES EN FONCTION DU TEMPS.....	48

**CHAPITRE IV RESULTATS DES SIMULATIONS ET DISCUSSIONS**

**FIGURE IV.2** : ATTRACTEUR DES VITESSES ANGULAIRES AVEC PERTURBATIONS. ....49

**FIGURE IV.3** : APPLICATION DE LA COMMANDE ADAPTATIVE AU CONTROLE DES VITESSES ANGULAIRES .....50

**FIGURE IV.4** : APPLICATION DE LA COMMANDE ADAPTATIVE AU CONTROLE DES VITESSES ANGULAIRES .....51

**FIGURE IV.5** : APPLICATION DE LA COMMANDE ADAPTATIVE AU CONTROLE DES VITESSES ANGULAIRES .....51

# SOMMAIRE

<b>INTRODUCTION GENERALE</b> .....	1
<b>CHAPITRE I GENERALITES SUR LES SATELLITES ET LES ORBITES</b>	
I.1 INTRODUCTION .....	3
I.2 HISTORIQUE .....	3
I.3 LES SATELLITES ARTIFICIELS .....	4
I.4 LA VIE D'UN SATELLITE .....	4
I.5 ARCHITECTURE D'UN SATELLITE .....	4
I.6 ORBITES.....	6
<i>I.6.1 orbite elliptique</i> .....	6
<i>I.6.2 Orbite circulaire</i> .....	7
<i>I.6.3 Orbite géostationnaire</i> .....	8
<i>I.6.4 Autres différentes orbites</i> .....	9
I.7 LES SATELLITES DE TELECOMMUNICATION .....	10
<i>I.7.1 Définition</i> .....	10
<i>I.7.2 Les systèmes satellitaires</i> .....	10
<i>1.7.2.1 Les systèmes GEO</i> .....	11
<i>1.7.2.2 Les systèmes MEO</i> .....	11
<i>1.7.2.3 Les systèmes LEO</i> .....	11
<i>I.7.3 Quelques avantages et inconvénients de ces orbites</i> .....	11
I.8 BANDE DE FREQUENCE .....	13
I.9 LES SEVICES DE TELECOMMUNICATIONS PAR SATELLITES .....	13
<i>I.9.1 Les services fixes par satellite</i> .....	13
<i>I.9.2 Les services mobiles par satellite</i> .....	14
<i>I.9.3 Les services diffusion par satellite</i> .....	15
I.10 DIFFERENTES CONSTELLATIONS DE SATELLITE .....	16
<i>I.10.1 Iridium</i> .....	16
<i>I.10.2 Globalstar</i> .....	17
<i>I.10.3 Skybridge</i> .....	18
I.11 CONCLUSION.....	20

## CHAPITRE II METHODES DE CONTROLE D'ATTITUDE ET D'ORBITE

II.1	INTRODUCTION.....	21
II.2	SYSTEME DE CONTROLE D'ATTITUDE ET D'ORBITE .....	21
II.2.1	<i>Définition</i> .....	21
II.2.2	<i>Objectif</i> .....	22
II.2.2.1	<i>Maîtrise de l'attitude</i> .....	22
II.2.2.2	<i>Maîtrise de l'orbite</i> .....	23
II.2.3	<i>Architecture de SCAO</i> .....	23
II.2.3.1	<i>Les senseurs</i> .....	24
II.2.3.2	<i>Les actionneurs</i> .....	24
II.3	SYSTEME DE COORDONNEES.....	25
II.3.1	<i>Repère orbital local</i> .....	25
II.3.2	<i>Repère inertiel</i> .....	25
II.3.3	<i>Repère satellite</i> .....	26
II.4	METHODE DE CONTROLE D'ATTITUDE.....	26
II.4.1	<i>Méthodes passives</i> .....	26
II.4.1.1	<i>Stabilisation par Gradient de Gravité</i> .....	27
II.4.1.2	<i>Stabilisation par spin</i> .....	27
II.4.2	<i>Méthode Actives</i> .....	28
II.4.2.1	<i>Méthode de commande 3-axes</i> .....	28
II.4.2.2	<i>Systèmes à moment cinétique embarqué</i> .....	28
II.4.2.3	<i>Systèmes 3-axes actifs à roues</i> .....	29
II.4.2.4	<i>Systèmes 3-axes actifs à tuyères</i> .....	29
II.5	REPRESENTATION DE L'ATTITUDE .....	29
II.5.1	<i>Angle d'EULER</i> .....	30
II.5.2	<i>Matrice de rotation</i> .....	31
II.5.3	<i>Quaternions</i> .....	32
II.6	CONCLUSION.....	34

## CHAPITRE III CONTROLE D'ATTITUDE D'UN SATELLITE PAR LA COMMANDE ADAPTATIVE A RETOURS D'ETAT

III.1	INTRODUCTION.....	35
III.2	EQUATIONS DE MOUVEMENT .....	35

III.2.1	<i>Equation de la cinématique</i>	35
III.2.2	<i>Equation de la dynamique</i>	36
III.3	COMPORTEMENT CHOATIQUE	37
III.3.1	<i>Exposants de lyapunov</i>	37
III.3.1.1	<i>Stabilité au sens de lyapunov</i>	38
III.3.2	<i>Contrôle des systèmes choatiques</i>	39
III.4	SOURCE DE PERTURBATION	39
III.4.1	<i>Perturbations externes</i>	40
III.4.2	<i>Perturbations provenant d'équipements internes</i>	40
III.5	OBJECTIF DE CONTROLE D'ATTITUDE	41
III.6	STRATEGIE DE LA COMMANDE ADAPTATIVE	41
III.6.1	<i>Définition</i>	41
III.6.2	<i>Techniques de commande adaptative</i>	42
III.6.2.1	<i>Commande adaptative directe et indirecte</i>	43
III.7	APPLICATION DE COMMANDE ADAPTATIVE	43
III.8	CONCLUSION	46

## **CHAPITRE IV RESULTATS DES SIMULATIONS ET DISCUSSIONS**

IV.1	INTRODUCTION	47
IV.2	SIMULATION DU MOUVEMENT CHAOTIQUE DU SATELLITE	47
IV.3	APPLICATION DE LA COMMANDE ADAPTATIVE POUR LA STABILISATION DU SATELLITE	49
IV.4	ETUDE DE L'INFLUENCE DES GAINS SUR LE TEMPS DE CONVERGENCE	50
IV.5	CONCLUSION	52
	<b>CONCLUSION GENERALE</b>	<b>53</b>





# Introduction générale

L'utilisation des satellites a longtemps été réservée aux scientifiques et aux militaires mais, avec le développement des technologies de communication, celle-ci s'étend à d'autres domaines. Ils sont un outil d'exploration de l'espace et d'observation de notre planète. Ils sont également indispensables pour les réseaux de télécommunication dans le monde entier.

Il y a plus de quarante ans, les premiers satellites artificiels ont été lancés. En général, un satellite artificiel se compose d'un corps principal, de panneaux solaires et de petits moteurs. Les appareils de mesure et de communication se trouvent dans le corps du satellite, et les panneaux solaires lui fournissent de l'énergie électrique [1].

Les observations de l'espace réalisées par les instruments à bord des satellites permettent une meilleure compréhension de l'univers en astronomie ou en astrophysique. Les observations à grande distance de la surface de la terre permettent de mesurer des distances, de surveiller les déplacements d'animaux ou de suivre l'évolution de la pollution. Les images prises par les satellites sont indispensables aux prévisions météorologiques. Les reconnaissances militaires de terrains ou d'infrastructures sont faites par des satellites plus en plus précis. Dans le domaine des télécommunications, l'utilisation des satellites assure une couverture plus large et plus profonde que l'utilisation des émetteurs-récepteurs terrestres actuels ; par conséquent, une zone encaissée et faiblement peuplée qui n'est pas actuellement couverte pourra le devenir dans un futur proche. Placés en constellation, les satellites devraient bientôt couvrir une grande partie de la surface de la Terre et permettre le transport rapide de données volumineuses (développement de la téléphonie mobile, de la télévision et de l'Internet) [2].

Les satellites artificiels sont alimentés par des cellules solaires et des batteries constituées de minuscules piles nucléaires, qui transforment la chaleur générée par la désintégration d'isotopes radioactifs en électricité. Les satellites sont également équipés d'émetteurs radio, qui transmettent les données recueillies par les instruments embarqués de télémétrie, aux récepteurs radio et aux circuits électroniques pour recevoir et stocker des données.

Les synthèses modernes de lois de commande efficaces nécessitent une connaissance très approfondie du système à commander. Cette connaissance est résumée dans un modèle. L'écriture de modèles les plus précis demande une compréhension en détail des mécanismes et utilise les lois de la physique. Les modèles qui ont été créés de cette manière sont appelés modèles de connaissance [3].

Le système de contrôle de l'attitude (ou de la stabilisation) a pour fonction de maintenir l'attitude et les vitesses angulaires dans des fourchettes déterminées autour des valeurs désirées pendant toute la vie orbitale du véhicule (depuis la séparation du lanceur jusqu'à la défaillance ou la rentrée dans l'atmosphère du véhicule [4].

Il existe deux grandes catégories de stabilisation : la stabilisation passive et la stabilisation active. La principale distinction entre les deux est que la première ne dispose pas d'organes de pilotage capables de créer des couples de contrôle, tandis que la seconde le fait.

Dans le cadre de ce travail de fin d'études, on étudie le comportement d'un satellite sous effet des perturbations qui rend son comportement chaotique et on va proposer une loi de commande pour le contrôler vers une trajectoire de référence.

Pour bien présenter ce travail, ce mémoire est composé de quatre chapitres :

Dans le premier chapitre, nous proposerons quelques définitions et introduirons des principes généraux sur les satellites.

Dans le deuxième chapitre, nous définirons les différentes méthodes de contrôle (passives et actives).

Dans le troisième chapitre, nous aborderons la description mathématique de la dynamique et de la cinématique de mouvement, les différentes perturbations agissant sur l'attitude du satellite et une représentation de la commande adaptative.

Le dernier chapitre de ce mémoire sera consacré à la présentation des résultats de simulations et discussions.

**Chapitre 1**

**Généralités sur les Satellites  
Et les Orbites**

## I.1 Introduction

Les satellites ont été inventés avec l'idée qu'un point d'observation en très haute altitude puisse servir de relais à de nombreuses autres applications de télécommunications. Avant la conquête de l'espace, ce principe de relais d'ondes électromagnétiques a été assuré par des avions en haute altitude et des ballons. Les progrès technologiques dans ce domaine ont entraîné l'apparition progressive de nouveaux services de télécommunications et de nouvelles applications. Ainsi de nombreux systèmes de télécommunication exploitent actuellement des satellites afin d'assurer des services fixes (satellites - Terre) ou mobiles (satellites - véhicules aéroportés, terrestres).

Les applications peuvent être de type civil ou militaire pour le transfert de données internet, la télévision numérique, la téléphonie, la télémédecine ou la surveillance de la terre. Le réseau satellitaire s'intègre en complémentarité des réseaux terrestres existants. Il offre des services de diffusion, un accès à de vastes territoires et une rapidité de déploiement. Ce chapitre est une introduction générale sur les télécommunications par satellite [1].

## I.2 Historique

La conquête de l'espace est une passion qui a depuis fort longtemps fasciné l'esprit des chercheurs. Par contre l'idée de placer un objet en orbite autour de la terre a commencé à germer seulement au début du XXème siècle. Il a fallu attendre l'année 1945 pour que le concept de satellite voit le jour. C'est le britannique Arthur C. Clarke qui introduit le premier concept de communication par satellite. L'ère spatiale a commencé avec le lancement du premier satellite artificiel actif de l'URSS le 4 octobre 1957, il s'agit de Spoutnik 1. En 1960, les Américains mettent en orbite leur premier satellite (Echo 1) en mode passif. Les deuxièmes types de satellite furent ensuite actifs. Ils possédaient leur propre système de réception et d'émission. Le premier satellite actif, Telstar 1 fut américain. En août 1964, le premier satellite fixe en orbite géostationnaire Syncom 3 permit véritablement d'assurer un service de télécommunication point à point pour des transferts sur longue distance [2].

### I.3 Satellites artificiels

Le satellite est défini par le Règlement des Radiocommunications (RR) de l'UIT comme un corps qui tourne autour d'un autre de masse prépondérante et dont le mouvement est principalement déterminé, d'une façon permanente, par la force d'attraction de ce dernier. Un satellite artificiel est un engin placé en orbite autour d'un astre, en particulier de la Terre, par un système de transport spatial. Les satellites artificiels sont devenus des outils indispensables pour la science, la défense, les télécommunications et pour des applications aussi variées que la prévision du temps, la lutte contre la pollution ou le sauvetage de navigateurs en détresse [3].

### I.4 Vie d'un satellite

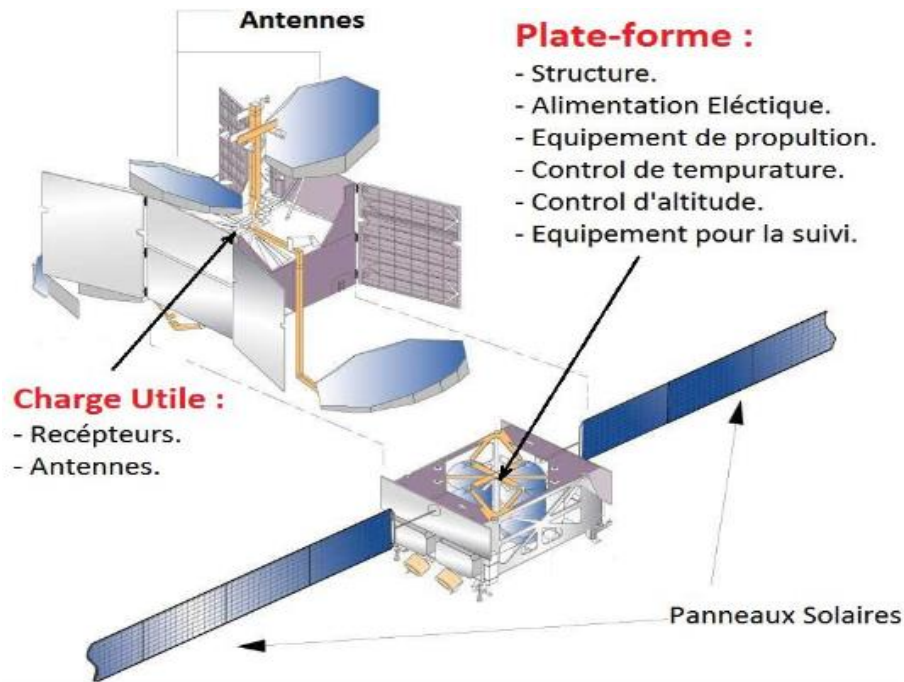
Un satellite commence sa vie dans l'espace replié sous la coiffe du lanceur (fusé), qui protégé des frottements de l'air lors du passage dans l'atmosphère. Le satellite se sépare du lanceur lorsqu'il est sur l'orbite, les panneaux solaires sont déployés, son altitude par rapport à la terre et au soleil s'adapte, et le satellite effectue les manœuvres nécessaires pour rejoindre son orbite définitive [4].

### I.5 Architecture d'un satellite

Les satellites sont des objets très variés et chaque type a une architecture est un élément central propre à lui. La plate-forme ou « bus » supporte les équipements nécessaires à la mission, qu'on appelle la charge utile et est équipée pour lui fournir les ressources nécessaires à son fonctionnement (Figure I.1) [4].

La plate-forme comporte l'ensemble des sous-systèmes permettant à la charge utile de fonctionner. On trouve:

- **L'alimentation électrique** (power supply) : tous les satellites ont besoin d'énergie pour fonctionner. Le soleil fournit l'énergie nécessaire pour la plupart des satellites en orbite. Ce système d'alimentation en énergie utilise des panneaux solaires pour convertir la lumière en énergie électrique, ainsi que des batteries pour la stocker, et un système de distribution qui transmet l'énergie électrique à chaque instrument.



**Figure I.1:** L'architecture d'un satellite artificiel.

- **Le système de commande** (command & data): ce système contrôle toutes les fonctions du satellite. C'est le cerveau du satellite. Le cœur de ce système s'appelle le Flight Computer. Il y a aussi un processeur d'entrée/sortie qui redirige toutes les données de contrôle qui entrent et sortent du Flight Computer.
- **Le contrôle d'altitude et d'orbite et les équipements de propulsion** (pointing control): ce système permet au satellite de rester stable et de toujours être orienté dans la bonne direction. Le satellite possède des capteurs qui lui permettent de connaître son orientation. De plus, le satellite a aussi besoin de pouvoir se déplacer pour corriger sa position, c'est pourquoi il possède un mécanisme de propulsion. La performance du système de contrôle d'altitude dépend de l'utilisation du satellite. Un satellite utilisé pour faire des observations scientifiques a besoin d'un système de contrôle d'une plus grande précision que pour un satellite de télécommunications.
- **Les équipements de poursuite, de télémessure et de télécommande TT&C** (communications): ces équipements se composent d'un système émetteur, d'un système récepteur, ainsi que de diverses antennes permettant de relayer les informations entre la Terre et le satellite. La base de contrôle au sol utilise ces équipements pour transmettre de nouvelles instructions à l'ordinateur du satellite. Ce système permet aussi de

transmettre des images ou autres formes de données enregistrées, aux ingénieurs se trouvant sur Terre.

- **Le contrôle thermique** (thermal control): le système protège tous les équipements du satellite des dommages dus à l'environnement spatial. En orbite, un satellite est exposé à de brutaux changements de températures (de  $-120^{\circ}$  lorsque le satellite est dans l'obscurité, jusqu'à  $180^{\circ}$  lorsque le satellite se trouve exposé au soleil). Le contrôle de la température utilise une unité de distribution de chaleur ainsi qu'un système de couverture thermique pour protéger les équipements électroniques du satellite de ces brusques changements de température.
- **La charge utile d'un satellite** (mission payload) représente tous les équipements permettant au satellite de réaliser la fonction pour laquelle il est destiné. Pour un satellite de communications, la charge utile peut représenter les antennes réfléchissant le signal TV ou le signal téléphonique. Pour un satellite d'observation, la charge utile est composée de caméras digitales et de capteurs d'image pour prendre des clichés de la surface de la Terre. Cette charge utile comporte un ensemble de canaux, chaque canal étant équipé d'un amplificateur d'émission opérant dans une sous bande particulière de la bande totale allouée au satellite. Cette disposition permet d'offrir, dans chaque canal, une puissance en rapport avec l'état de développement technologique des amplificateurs micro-ondes embarquables, alors que la mise en œuvre d'un seul amplificateur pour l'ensemble de la bande conduirait à une dissémination de la puissance de cet amplificateur.

## I.6 Orbites

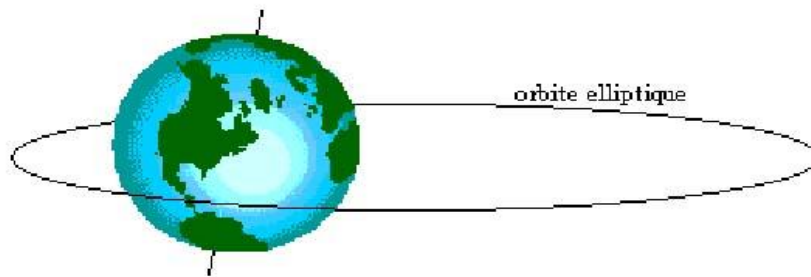
L'orbite est la trajectoire décrite par rapport à un système de référence spécifié, le centre de gravité d'un satellite ou un autre objet spatial soumis de façon prépondérante aux forces naturelles, essentiellement les forces de gravitation [2]. La diversité des missions spatiales a pour conséquence une grande variété d'orbites. En fonction de ces missions, les orbites décrites par les satellites de la terre s'organisent en deux grandes catégories.

### I.6.1 Orbites elliptiques

Comme son nom l'indique, un satellite placé dans une orbite de ce type décrit une trajectoire en forme d'ellipse autour de la terre. Afin de placer un satellite en orbite elliptique, la vitesse de lancement dans l'espace doit, d'après Newton et ses théories sur la gravitation, être supérieure à 7900 m/s. La principale caractéristique de ce type d'orbite est la grande variation en vitesse



que subissent les satellites. En effet, plus un satellite est loin de la terre, plus sa vitesse est faible car la vitesse "  $v$  " est inversement proportionnelle à son altitude "  $h$  "



**Figure I.2 :** l'orbite elliptique

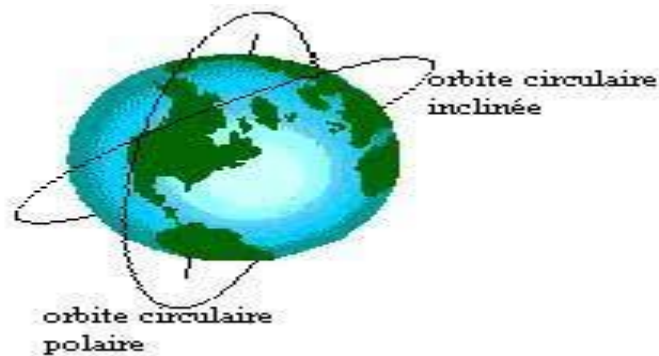
Cependant, comme l'altitude varie énormément pendant sa période et que la trajectoire décrit une ellipse, la position du satellite pour un observateur terrestre n'est pas fixe. Par conséquent, le suivi de chaque satellite nécessite un équipement de stations d'émission et de réception avec des antennes mobiles, ce qui est considéré au point de vue financier et qualitatif comme un inconvénient. Néanmoins, les satellites en orbites elliptiques présentent l'avantage de pouvoir desservir des zones éloignées de l'équateur, ce qui n'est pas forcément le cas pour les orbites circulaires et géostationnaire. En effet, avec une inclinaison élevée, il est possible de survoler des territoires à la périphérie des hémisphères. La couche d'atmosphère étant plus étroite, la qualité des signaux est donc un peu meilleure.

Par exemple, dans le système " Molnya " utilisé par l'URSS, 3 satellites dont les orbites sont inclinées de  $63^\circ$  par rapport au plan équatorial, couvrent totalement la Sibérie car leur partie lente correspond au deux tiers de leur période et ils se situent alors à la verticale du territoire sibérien.

Les orbites elliptiques présentent des avantages, comme la couverture des zones éloignées de l'Equateur, mais également des inconvénients tels que les aspects qualitatif et financier des équipements mobiles sur Terre. Cependant il existe des orbites où ce type d'inconvénients n'apparaît presque pas : ce sont les orbites circulaires.

### **I.6.2 Orbite circulaire**

Plusieurs types d'orbites circulaires existent dont chacune correspondent à une inclinaison par rapport au plan orbital. On distingue deux principales orbites circulaires: l'orbite circulaire polaire et l'orbite circulaire inclinée :



**Figure I.3 :** l'orbite circulaire.

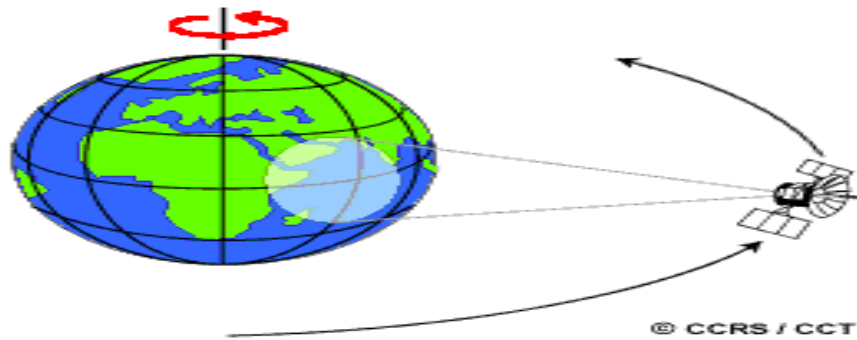
L'orbite circulaire polaire est une orbite circulaire qui passe au-dessus des deux pôles de la terre et peuvent au bout d'un certain temps couvrir toute la surface terrestre. Ces satellites sont essentiellement utilisés pour l'observation ou la communication différée.

Les satellites en orbite circulaire inclinée ne permettent pas de couvrir la surface du globe, puisque la plus haute latitude desservie correspond à l'inclinaison du plan orbital. Par contre, cette orbite possède un avantage est qu'il est possible de cibler les zones du globe, c'est-à-dire que l'on peut desservir les parties intéressantes d'un point de vue économique, militaire, etc.

### **I.6.3 Orbite géostationnaire**

A l'origine, une orbite géostationnaire est une orbite circulaire inclinée d'un angle nul, c'est à dire placée dans le plan équatorial. Mais ses caractéristiques étant assez différentes de celles des orbites circulaires simples, on l'a nommé orbite géostationnaire.

Ce nom vient de la caractéristique la plus importante de cette orbite: pour un observateur terrestre, un satellite placé en orbite géostationnaire a une apparence immobile dans le ciel. Cela vient en grande partie du fait que la période de révolution, c'est à dire le temps que met le satellite pour parcourir le périmètre du cercle représentatif de sa trajectoire, est exactement la même que celle de la Terre, soit exactement 23 heures 56 minutes 4 secondes. Mais le fait qu'il tourne dans le même sens que notre planète en est également une cause.



**Figure I.4 :** l'orbite géostationnaire.

Cette orbite est la plus utilisée actuellement car la qualité des signaux est équivalente, voire supérieure à celle des autres orbites, mais il est beaucoup plus rentable d'utiliser ce type de satellite dans la mesure où l'avantage majeur est la possibilité d'employer sur terre des antennes fixes. De plus, la position de cette trajectoire permet aux satellites d'avoir une grande couverture qui vaut à peu près un hémisphère. Par contre, son altitude élevée entraîne quelques inconvénients. En effet, plus les zones à couvrir sont éloignées de l'Equateur, plus le signal mettra de temps pour arriver, et plus il y aura d'interférences. Il y a également un autre problème qui se dessine déjà pour cette orbite le nombre de satellites en orbite géostationnaire devenant de plus en plus grand au fil des années, cette trajectoire commence à être très chargée. Les scientifiques prévoient aussi un danger pour les satellites en état de marche car les satellites dits "poubelles" qui n'ont plus d'énergie pour être opérationnels dérivent sans contrôler leur vitesse et peuvent alors détériorer les autres.

#### **I.6.4 Autres différentes orbites**

Nous classerons les orbites terrestres de la plus générale à la plus précise en rajoutant à chaque fois des critères :

- **Orbite géocentrique** : C'est une orbite autour de la Terre. Toutes les orbites terrestres sont donc géocentriques.
- **Orbite géosynchrone** : C'est une orbite où la période est égale à un jour terrestre, elle a donc une altitude d'environ 36 000km.
- **Orbite héliosynchrone** : Pour un satellite artificiel, c'est une orbite où l'angle entre le plan d'orbite et la direction du soleil reste à peu près constant, donc le satellite passera au-dessus d'un point donné de la Terre à la même heure solaire locale.
- **Orbite de transfert géostationnaire** : C'est une orbite intermédiaire permettant de placer des satellites en orbite géostationnaire.

- **Orbite terrestre basse** : C'est une zone d'orbite qui a une altitude de 0 à 2000 km.
- **Orbite terrestre moyenne** : C'est une zone d'orbite qui a une altitude entre 2000 km et 36000km, elle est donc comprise entre l'orbite basse et l'orbite géostationnaire.
- **Orbite de Molniya** : C'est une orbite très elliptique qui est inclinée à  $63,4^\circ$  par rapport au plan équatorial, avec un périégée de 1000km et un apogée de 40000km. Cette orbite permet au satellite de passer la plupart de son temps au-dessus de sa zone d'activité pour laquelle il a été conçu.
- **Orbite équatoriale** : C'est une orbite qui a une inclinaison de  $0^\circ$ , l'orbite géostationnaire est donc équatoriale.
- **Orbite de toundra** : C'est une orbite très elliptique qui ressemble à l'orbite de Molniya, sauf qu'elle a une période de 24h, contrairement à l'orbite de Molniya qui a une période de 12h, elle est utilisée pour couvrir les zones mal desservies par les orbites géostationnaires

## I.7 Satellites de télécommunication

En 1945, Arthur C. Clarke décrit dans son ouvrage que de l'autre côté du ciel un système de satellites artificiels de la Terre pouvant être utilisé dans le domaine des communications afin de relier entre toutes les régions du globe. Le satellite serait mis en place dans l'espace à une altitude de quelque 35 790 km, de telle sorte que sa vitesse de révolution autour de la Terre soit la même que celle de la rotation de notre planète [2].

### I.7.1 Définition

Un satellite de télécommunication peut être considéré comme un relais hertzien. Ils permettent par l'intermédiaire de stations terrestre de faire transmettre des données de différentes natures (Données télégraphique, téléphonique, radiodiffusion, télédiffusion, transmission de données, internet... etc.). Les systèmes de télécommunications par satellites sont classés en fonction de l'altitude (orbites) des satellites. On distingue ainsi deux modes d'opération [4]:

- Mode passif : Les premiers satellites furent d'abord passifs ; ils se contentaient simplement de réfléchir les signaux émis par les stations.
- Mode actif : Le deuxième type de satellites fut ensuite actifs. C'est-à-dire qu'ils possédaient leur propre système de réception et d'émission.

## **I.7.2 Systèmes Satellitaires**

### **I.7.2.1 Systèmes GEO (Geostationary Earth Orbit)**

- Les satellites GEO sont synchrones par rapport à la Terre.
- Vu d'un point fixe de la Terre, ces satellites semblent être stationnaires.
- Ces satellites sont placés dans l'espace de telle sorte que seuls trois satellites suffisent à assurer une connexion sur toute la surface de la Terre.
- L'orbite de ces satellites est circulaire [4].

### **I.7.2.2 Systèmes MEO (Medium Earth Orbit)**

- Les systèmes MEO sont la région de l'espace autour de la Terre située au-dessus de l'orbite terrestre basse (altitude de 2 000 kilomètres) et au-dessous de l'orbite géostationnaire (altitude de 35 786 kilomètres).
- Dans cette région, les satellites sont les plus souvent utilisés pour la navigation, la communication et la science de l'environnement spatial.
- L'altitude la plus courante est d'environ 20 200 kilomètres (12 552 mi), ce qui donne une période orbitale de 12 heures [4].

### **I.7.2.3 Systèmes LEO (Low Earth Orbit)**

- Les systèmes LEO tentent d'assurer une élévation élevée pour chaque point de la terre afin de fournir une liaison de communication de haute qualité.
- Ces satellites sont placés à 500-1500 km au-dessus de la surface de la terre.
- Comme les LEO circulent sur une orbite plus basse, ils présentent une période beaucoup plus courte, de 95 à 120 minutes.
- Chaque satellite LEO n'est visible de la terre que pendant une dizaine de minutes [4].

## **I.7.3 Quelques avantages et inconvénients de ces orbites**

- **Avantages**

### **LEO :**

- Peut fournir une couverture mondiale, y compris des pôles avec suffisamment de satellites.
- Le signal peut être acquis à nouveau s'il est repris par un autre satellite sans déplacer le récepteur vers un nouvel emplacement.
- Bon choix pour les applications mobiles [5].

**GEO :**

- La couverture est constante avec le satellite fixé à un endroit à l'horizon.
- Une plus petite fenêtre de visibilité par satellite est requise.
- Bon dans les endroits fixes ou permanents.
- Large zone de couverture par satellite. Seulement 3 satellites sont nécessaires pour une couverture quasi mondiale [5].

**MEO :**

- La durée de visibilité plus longue et l'empreinte plus large d'un satellite MEO signifient qu'il faut moins de satellites dans un réseau MEO que dans un réseau LEO.

- **Inconvénients :**

**LEO :**

- Zone de couverture moindre par satellite.
- Beaucoup plus de satellites sont nécessaires pour une couverture mondiale.
- Une performance optimale nécessite une vue dégagée à 360 degrés. Des appels interrompus sont inévitables lorsque la topographie obstrue la vue, sauf si le signal passe d'un satellite à un autre très rapidement [5].

**GEO :**

- Pas de couverture dans les régions polaires.
- L'utilisateur doit rester immobile.
- Les antennes de poursuite et le matériel supplémentaire nécessaires aux applications mobiles sont coûteux.
- Le signal obstrué ne peut être réacquis à moins que l'utilisateur ne se déplace dans une nouvelle position dans la vue du satellite [5].

**MEO :**

- La distance d'un satellite MEO lui confère un délai plus long et un signal plus faible qu'un satellite LEO, mais pas autant qu'un satellite GEO.

### **I.8 Bande de fréquence**

- **La bande L** : réservée aux communications mobiles. Celle-ci étant la moins sujette aux perturbations atmosphériques, elle est donc utilisée par de petites stations terrestres mobiles telles que les bateaux, les avions et les véhicules terrestres...

-**La bande S**: est surtout utilisée par les radars météorologiques et quelques satellites de communication, spécialement ceux que la NASA emploie pour communiquer avec leurs navettes spatiales et la Station spatiale internationale.

-**La bande C**: est la première bande utilisée pour les applications commerciales. Elle est très employée par les centaines de satellites actifs aujourd'hui en orbite. De ce fait, elle se retrouve donc saturée

- **La bande X et EHF**: est réservée aux applications militaires.

**La bande Ku**: La bande Ku est la plus employée de toutes les bandes de fréquences. Elle est attribuée au service de radiodiffusion par satellite (services de télévision, de radio et données informatiques). Cette bande est la plus répandue en Europe, du fait de la petite taille des paraboles nécessaires à sa réception.

-**La bande Ka**: est généralement utilisée pour l'accès Internet haut débit par satellite.

### **I.9 Services de télécommunications par satellites**

Plusieurs types de services de communications par satellites sont définis dans la réglementation le service fixe par satellite (SFS), le service mobile par satellite (SMS) qui comporte un service mobile terrestre et un service mobile maritime, le service de radiodiffusion par satellite (SRS). Selon le Règlement de l'UIT-T, la télécommunication est " toute transmission, émission ou réception de signes, de signaux, d'écrits, d'images, de sons ou de renseignements de toute nature par fil, radioélectricité, optique ou d'autres systèmes électromagnétiques " [5].

#### **I.9.1 Services fixes par satellites**

Le service fixe par satellite (SFS) est la classification officielle (utilisée principalement en Amérique du Nord) des satellites de communication géostationnaires qui fournissent des flux de diffusion aux stations de télévision, aux stations de radio et aux réseaux de diffusion. Les SFS transmettent également des informations pour la téléphonie, les télécommunications et les communications de données. Les SFS sont utilisés pour les chaînes de télévision directe par satellite en Amérique du Nord depuis la fin des années 1970. Ce rôle a été largement supplanté par les systèmes de télévision par satellite à diffusion directe (DBS), qui ont commencé en 1994

avec le lancement de Primstar, le premier système de télévision DBS. En Amérique du Nord, les FSSS sont utilisés pour relayer les chaînes des réseaux de télévision câblés depuis leurs studios d'origine jusqu'aux têtes de réseaux câblés locaux et aux centres d'opérations des services DBS (tels que DirecTV et Dish Network), pour être rediffusées sur leurs systèmes DBS.

Les SFS ont été les premiers satellites de communication géosynchrones (comme Intelsat 1 (Early Bird), Syncom 3, Anik 1, Westar 1, Satcom 1 et Ekran) ; de nouveaux satellites continuent d'être lancés à ce jour. Les SFS fonctionnent soit dans la bande C (de 3,7 à 4,2 GHz), soit dans les bandes K du SFS (de 11,45 à 11,7 et de 12,5 à 12,75 GHz en Europe, et de 11,7 à 12,2 GHz en Amérique du Nord). Les bandes de fréquences plus élevées ont généralement plus de spectre et de créneaux orbitaux disponibles, mais la technologie est plus coûteuse et la marge de précipitation plus élevée.

Les SFS fonctionnent à une puissance inférieure à celle des DBS, ce qui nécessite une antenne de réception beaucoup plus grande qu'un système DBS, généralement de 3 à 8 pieds (0,91 à 2,44 m) pour la bande K, et de 12 pieds (3,7 m) ou plus pour la bande C, contre 18 à 24 pouces (460 à 610 mm) pour les antennes DBS. Contrairement aux DBS, qui utilisent une polarisation circulaire sur leurs transpondeurs, les transpondeurs FSS utilisent une polarisation linéaire. Les systèmes qui reçoivent des chaînes de télévision et d'autres flux du SFS sont généralement appelés systèmes TVRO (Television Receive Only) , ou péjorativement, systèmes BUD (big ugly dish) (en raison de la taille beaucoup plus grande de l'antenne par rapport aux systèmes de réception DBS). Le service canadien de télévision par satellite Shaw Direct s'appuie sur la technologie SFS dans la bande K [6].

### **I.9.2 Services mobiles par satellite**

Le service mobile par satellite (SMS) est le terme utilisé pour décrire les services de télécommunication fournis par satellite aux utilisateurs mobiles ou à partir d'eux. Le MSS étend les communications mobiles au-delà des contraintes de portée des systèmes sans fil terrestres et permet des communications vocales et de données de mobile à fixe et de mobile à mobile dans le monde entier. Jusqu'à récemment, la disponibilité limitée, le coût et la complexité ont limité l'utilisation des MSS par le public. Par conséquent, les MSS ont été utilisés principalement pour des applications de communication uniques et pour servir des marchés de niche. Par exemple, les MSS peuvent être utilisés dans des zones reculées où il n'existe pas de réseaux câblés ou pour répondre aux besoins de la sécurité publique lorsque les lignes terrestres et les radios portables ne sont pas disponibles ou inefficaces dans les situations d'urgence. Les



progrès technologiques réalisés dans la conception des satellites et des antennes ont permis de surmonter de nombreuses limitations liées à la fourniture d'un accès par satellite à un utilisateur mobile. Des satellites plus sophistiqués et plus puissants et des terminaux plus petits et plus conviviaux permettent d'offrir des services mobiles de voix et de données à des coûts très raisonnables. Les MSS devraient combler les lacunes de la téléphonie vocale sans fil et compléter les services terrestres sans fil ou les services de réseaux publics commutés (PSN) existants, tandis que d'autres rivaliseront directement avec les services terrestres existants. Les services MSS comprendront la voix, les données à bas débit, la télécopie, la radiomessagerie, les données à haut débit, la diffusion et la vidéo à la demande ; les services spécifiques peuvent varier d'un fournisseur MSS à l'autre [6].

### **I.9.3 Services diffusion par satellite**

Le satellite à diffusion directe (DBS) est un type de satellite artificiel qui envoie généralement des signaux de télévision par satellite pour la réception à domicile. Le type de télévision par satellite qui utilise des satellites à diffusion directe est connu sous le nom de télévision par satellite à diffusion directe (DBSTV) ou télévision directe à domicile (DTHTV). Cette appellation a d'abord distingué les transmissions directement destinées aux téléspectateurs des services de distribution de la télévision par câble qui sont parfois acheminés par le même satellite. Le terme DTH est antérieur à DBS et est souvent utilisé en référence aux services transportés par des satellites de moindre puissance qui nécessitaient des antennes paraboliques plus grandes (1,7 m de diamètre ou plus) pour la réception. En Europe, avant le lancement d'Astra 1A en 1988, le terme DBS était couramment utilisé pour décrire les satellites nationaux planifiés et lancés pour fournir des émissions de télévision à domicile dans plusieurs pays européens (tels que BSB au Royaume-Uni et TV-Sat en Allemagne). Ces services devaient utiliser le format D-Mac et D2-Mac et les fréquences BSS avec une polarisation circulaire à partir de positions orbitales attribuées à chaque pays. Avant ces satellites DBS, la télévision domestique par satellite en Europe était limitée à quelques chaînes, en réalité destinées à la distribution par câble, et nécessitant des antennes paraboliques généralement de 1,2m.

SFS a lancé le satellite Astra 1A pour fournir aux foyers européens des services recevables sur des antennes paraboliques de 60 à 80 cm seulement et bien que ces services utilisent principalement le format vidéo PAL et les fréquences à polarisation linéaire, le nom DBS s'est peu à peu appliqué à tous les satellites Astra et à tous les services. D'un point de vue technique, le DBS (également connu par l'Union internationale des télécommunications sous le nom de

service de radiodiffusion par satellite, ou BSS) se réfère uniquement aux services transmis par satellite dans des bandes de fréquences spécifiques.

En 1977, l'UIT a adopté un plan international pour le SRS en vertu duquel chaque pays s'est vu attribuer des fréquences spécifiques à des emplacements orbitaux spécifiques pour le service national. Après des années, ce plan a été modifié, par exemple, accueillir de nouveaux pays, étendre les zones de couverture et refléter la technologie numérique (plutôt qu'analogique) [6].

### **I.10 Différentes constellations de satellite**

La constellation de satellites en orbite basse sont de deux types :

- Les LEO de phonie (Iridium, Globalstar)
- Les LEO Large bande pour réseaux multimédias (Skybridge).

#### **I.10.1 Iridium**

Les satellites Iridium sont sur des orbites polaires circulaires, ils sont disposés en colliers nord-sud, avec un satellite tous les 32 degrés de latitude. Avec 6 colliers de satellites, la terre entière est couverte.

- Chaque satellite peut supporter jusqu'à 1100 appels téléphoniques simultanés et pèse environ 680 kg.
- Certains d'entre eux sont utilisés pour la radiomessagerie et la navigation, tandis que d'autres sont utilisés pour les données et la voix Une propriété intéressante d'Iridium est que la communication entre clients distants se fait dans l'espace, un satellite relayant les données au suivant [7].



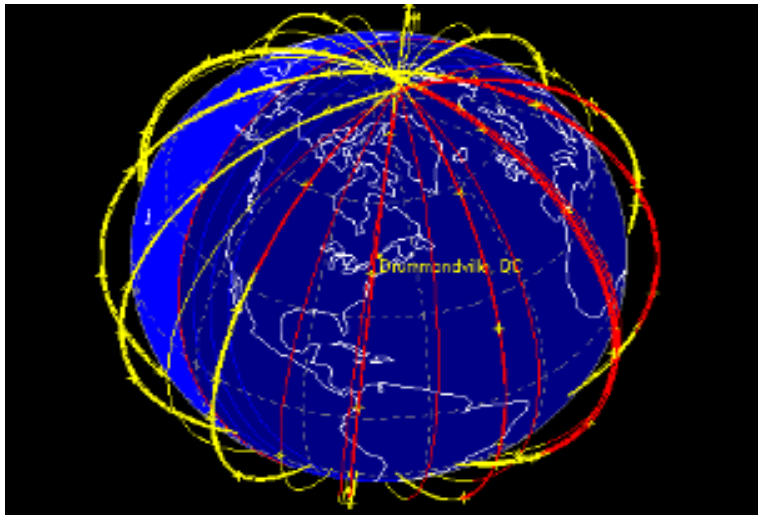
**Figure I.5 : Système Iridium**

**Description**

- Constellation :
  - Orbite basse : LEO altitude moyenne : 780km
  - Largeur du corps triangulaire : 1 mètre.
  - 66 satellites en service (6 en secours)
  - 6 plans orbitaux
  - Inclinaison des plans orbitaux : 86,4 degrés
  - Période orbitale : 100 minutes 28 secondes
- satellite :
  - durée de vie : 5ans à 8 ans
  - poids : 690 kg
- Services :
  - Téléphonie
  - Données, fax
  - Messageries
- Liaison :
  - ISL (Inter Satellite Link) en bande L (1616-1626.5 MHz)
  - Satellite Terre : Bande Ka sens ascendant 29.1-29.3 GHz  
Sens descendant 19.4-19.6 GHz

**I.10.2 Globalstar**

Système Globalstar de télécommunication sans fil par satellite est conçu pour offrir des services voix, données et télécopie à ses abonnés partout dans le monde. Les abonnés de Globalstar reçoivent des appels à l'aide d'un terminal portatif peu différent en aspect aux téléphones cellulaires actuels. Les appels sont relayés par la constellation, sur une orbite de 1414 km d'altitude, vers une station terrienne, puis par les réseaux terrestres (filaire ou sans fil) jusqu'à leur destination finale. Pour qu'une communication fonctionne même entre deux mobiles Globalstar il faut donc qu'il y ait une station Terrestre sous le faisceau des satellites concernés par la communication. Ce système requiert une infrastructure terrestre conséquente pour couvrir l'ensemble du globe terrestre. Les passerelles sont les points d'interconnexion entre la constellation de satellites Globalstar et l'infrastructure de télécommunications terrestre existante [8].



**Figure I.6 :** Système Globalstar

### Description

- Constellation

- orbite basse : LEO altitude moyenne : 1410 km
- 48 satellites en service (8 en secours)
- 8 plans orbitaux
- inclinaison des plans orbitaux : 52 degrés

- Satellites :

- durée de vie : 7ans ½
- poids : 450 kg

- Services :

- Téléphonie
- Données, fax

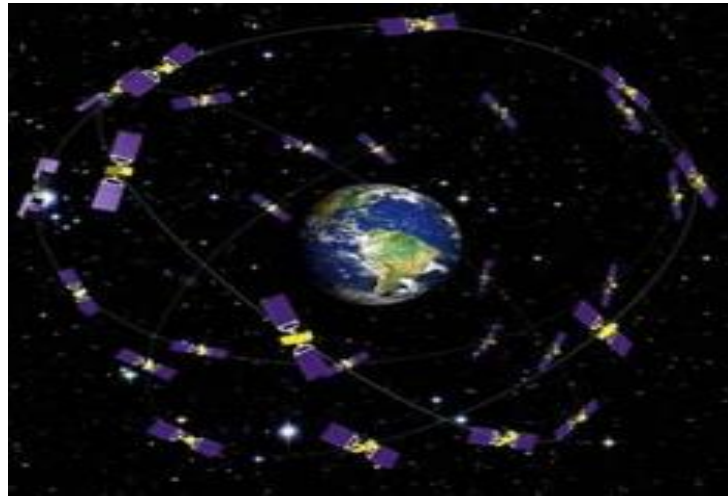
- Liaison :

- pas de liaison inter satellite
- Mobile Satellite : Bande L sens ascendant 1.61-1.626 GHz  
Bande S sens descendant 2.483-2.5 GHz
- Passerelle Satellite : Bande C sens ascendant 5.09-5.25 GHz  
Bande C sens descendant 6.875-7.055 GHz

### I.10.3 Skybridge

Le système skybridge propose un accès large bande par satellite qui est mis en fonction en 2001, il permet un accès haut débit à des services multimédias interactifs pour tous et partout.

Grâce à un temps de propagation faible et une couverture de 350 km de rayon par cellule skybridge offrira des performances qui devrait être comparable aux réseaux terrestres en contournant les limitations dues à la boucle locale [9].



**Figure I.7:** Système Skybridge

### Description

- Constellation :
  - orbite basse : LEO altitude moyenne : 1469 km
  - 80 satellites en service (au lieu des 64 prévus)
  - 20 plans orbitaux de 4 satellites
- Satellites :
  - durée de vie : 8 ans
  - poids : 1250 kg
- Services :
  - Téléphonie
  - Données, fax, vidéo
- Liaison :
  - pas d'ISL
  - Terminal Satellite : Bande Ku 12.75-14.5 GHz pour liaison ascendante  
10.7-12.75 GHz pour liaison descendante (dans bande Ku = 11-14 GHz)
  - Passerelle-Satellite : Bande Ka

**I.11 conclusion**

Dans ce chapitre, on a fait un tour d'horizon sur les satellites de télécommunication ainsi ,sur les différentes orbites qui existe. Cette étude nous a permis de mieux comprendre le fonctionnement des satellites ainsi que les notions des différentes constellations.

Chapitre 2

**Méthode de contrôle d'attitude  
Et d'orbite**

## II.1 Introduction

Pour que le système optique reste pointé vers la zone au sol dont on veut obtenir l'image, le contrôle d'attitude est important. Le satellite oscille fréquemment en raison de couples générés par l'environnement (par exemple, l'aérodynamique de l'atmosphère résiduelle sur le générateur solaire, la pression de radiation solaire...) ou par des éléments internes (par le mouvement d'un composant mécanique). Il est donc nécessaire de contrôler activement l'orientation angulaire tout en garantissant sa stabilité afin d'éviter l'effet de mouvement sur les images [10].

Un système SCAO, également appelé système de contrôle d'attitude et d'orbite, est nécessaire pour tout satellite et plate-forme spatiale. Les deux principaux points du SCAO d'un satellite sont la commande d'attitude et la commande de trajectoire. Le premier objectif est de contrôler l'attitude (orientation) du satellite, ou plus précisément son mouvement autour de son centre d'inertie.

## II.2 Système de contrôle d'attitude et d'orbite

### II.2.1 Définition SCAO

Le SCAO est l'ensemble d'équipements et de logiciels qui permettent le pilotage du nano-satellite, le but étant de lui imposer une attitude voulue et d'ajuster son orbite selon les besoins et les contraintes de la mission. Cela se fait en utilisant une boucle d'asservissement [11].

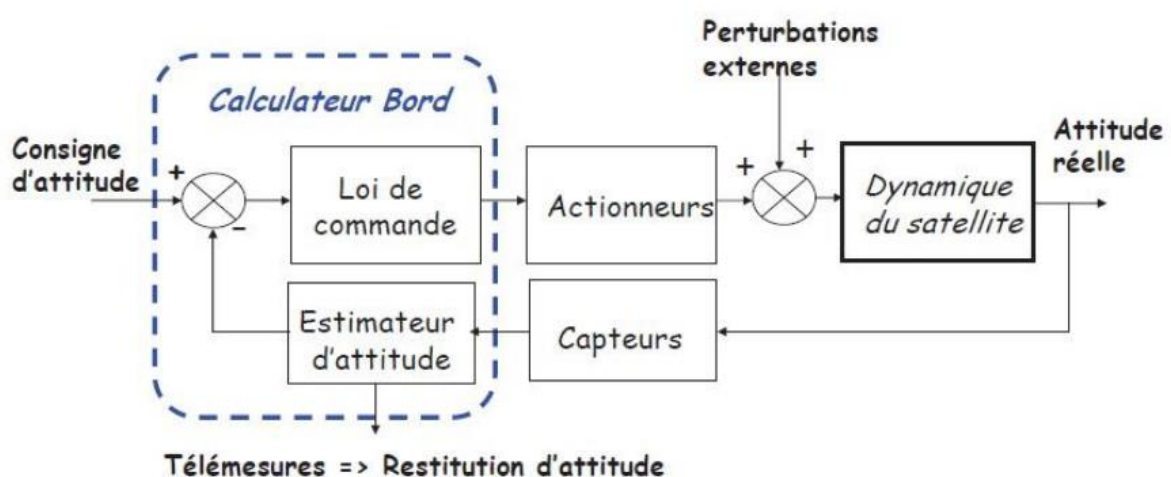


Figure II.1 : chaîne SCAO



## II.2.2 Objectif

Le SCAO est imposé à la fois par les spécifications propres à la mission et par les perturbations agissant sur le satellite et modifiant en continu sa dynamique. Le contrôle d'attitude assure deux fonctions essentielles [12] :

*-Il contribue à la survie du satellite :*

Il est important que le satellite puisse pointer ses panneaux solaires vers le soleil pour recharger ses batteries lorsqu'il est utilisé. Si le niveau descend en dessous d'un certain seuil, les batteries deviennent inutilisables et privées de puissance, le satellite devient une masse inerte incapable de mener à bien sa mission.

*-Il contribue aux performances du satellite :*

En règle générale, un satellite doit être capable d'orienter sa charge utile (antenne, télescope,..) vers des zones géographiques spécifiques en raison de la distance considérable qu'il a avec la Terre. Par exemple, une erreur de pointage de  $0.1^\circ$  pour un satellite de télécommunications évoluant à environ 36000 km équivaut à une erreur au sol de 63 km.

\*Au sein du SCAO, on a pour habitude de distinguer le contrôle d'attitude du contrôle d'orbite de la manière suivante [13] :

- Le Système de Contrôle de l'Attitude (SCA), qui concerne la maîtrise de l'attitude, c'est-à-dire l'orientation du satellite ou de son mouvement autour du centre d'inertie.
- Le système de Guidage, Navigation et Contrôle (GNC) est lui en charge de la trajectoire du centre d'inertie du satellite et donc des paramètres orbitaux du véhicule spatial.

### II.2.2.1 Maîtrise de l'attitude

Le SCAO contrôle également [14] :

- Le déploiement partiel ou total des panneaux solaires lorsque ceux-ci sont présents  
(GS = Générateurs Solaires);
- L'orientation des panneaux solaires;
- Le déploiement d'autres équipements : antennes...etc ;
- Le pointage des charges utiles : antennes, instruments de prise de vues...

Le SCAO joue un rôle important dans la stabilisation du véhicule, en particulier lors des manœuvres impliquant des moteurs, en garantissant l'orientation du vecteur de poussée lors des séquences de maintien à poste, pour éviter toute désaturation des roues cinétiques ou à réaction. Le SCAO participe à la gestion du contrôle thermique du véhicule et à la mise en œuvre correcte des équipements. Les expériences en micro gravité nécessitent également un contrôle rigoureux des vitesses angulaires, qui est surveillé par le SCAO. Cette surveillance est particulièrement difficile car certains équipements mobiles présents sur ou sur la plate-forme peuvent provoquer des vibrations parasites, comme les moteurs des enregistreurs, les caméras, les panneaux solaires et les éléments inertiels.

### II.2.2.2 Maîtrise de l'orbite

Le SCAO participe activement à toutes les phases de contrôle de l'orbite [15].

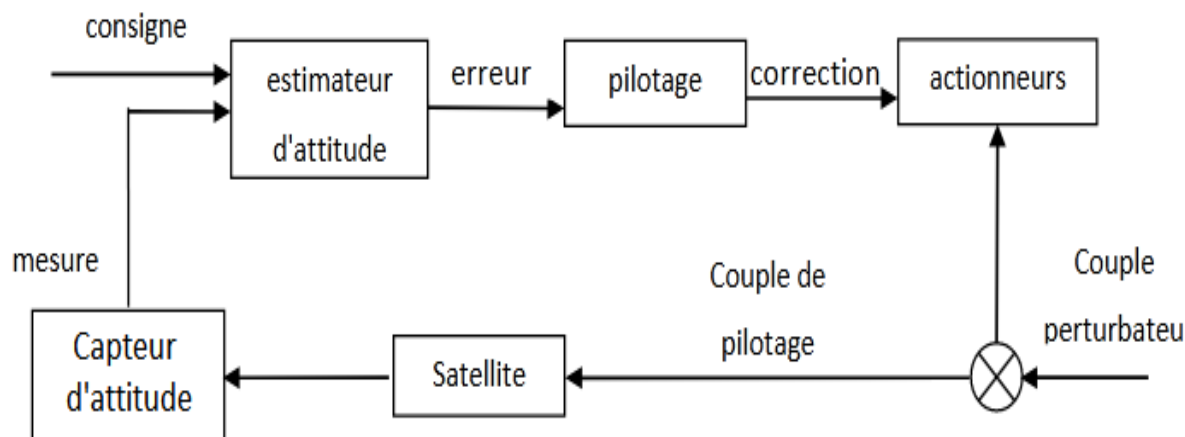
- Maintenir la position et respecter les tolérances des paramètres orbitaux. En particulier, la régulation de l'orientation, appelée "Nord-Sud" et la régulation de la longitude de stationnement pour les satellites de télécommunications.
- Dans les transferts suivis de mise à poste, à partir d'une orbite basse(LEO) vers une orbite haute géosynchrone (transfert GTO).
- Respect de la trace au sol, du phasage et de l'heure locale pour les satellites héliosynchrones d'imagerie ou de surveillance terrestre.
- Les mouvements de freinage (désorbitation) sont effectués lors des phases de retour à Terre. Le guidage doit superviser les flux thermiques, la précision de l'atterrissage pour une récupération potentielle et la maîtrise du déport latéral, en particulier lorsqu'il est nécessaire d'éviter une zone perturbée de l'océan.

### II.2.3 Architecture d'un système de contrôle d'attitude et d'orbite (SCAO)

Un SCAO se divise en 3 principaux sous-ensembles [16]

- Les Capteurs reconstitue l'attitude du satellite à partir de mesures délivrées par des senseurs d'attitude.
- Les actionneurs (moteurs): leurs rôle est de modifier l'attitude et la position du satellite.

- Un organe de commande déterminant les ordres à fournir aux actionneurs à partir des signaux issus des senseurs.



**Figure II.2** : Architecture d'un système de contrôle d'attitude et d'orbite

### II.2.3.1 Les senseurs

Pour répondre aux exigences de précision de 5 degrés du pointage du soleil, il faut au moins un capteur solaire à deux axes. Afin d'assurer la redondance, l'ensemble des capteurs solaires est porté à 2 capteurs. Les capteurs sont orientés vers l'axe y positif. Ils sont tous deux montés sur le bord entre les panneaux solaires et sont redondants à froid. Afin d'achever l'essorage, la vitesse angulaire initiale doit être mesurée. Dans cette phase, le Star Tracker ne fonctionne pas encore. Un autre capteur est alors nécessaire pour mesurer la vitesse angulaire. Il a été décidé de monter deux unités MEMS Rate Sensor (MRS) (une pour la redondance), avec une plage de mesure correspondant aux pires conditions possibles de vitesse de rotation dues à la libération du dernier étage, mais la résolution doit être suffisante pour permettre le contrôle avec la précision souhaitée.

En mode nominal, les performances de pointage les plus exigeantes sont nécessaires pour le fonctionnement de la NAC. Pour atteindre cette performance, un Star Tracker STR est nécessaire à des fins de redondance. Les capteurs peuvent nécessiter un étalonnage afin de leur permettre de fonctionner avec une précision maximale [17].

### II.2.3.2 Les actionneurs

Le logiciel AOCS sera également chargé de contrôler tous les actionneurs, y compris les propulseurs principaux, et de fournir un contrôle hors modulation des moteurs principaux pendant les brûlages et le délestage des roues à l'aide des propulseurs de contrôle d'attitude.

Chaque action est en fait accomplie au moyen de roues de réaction et de propulseurs de contrôle d'attitude dans toutes les situations, à l'exception des brûlages des moteurs principaux où le contrôle ne sera réalisé que grâce à l'arrêt de la modulation des moteurs principaux. À des fins de redondance, quatre roues de réaction (RW) sont montées, conformes aux exigences maximales d'orientation et de contre-réaction aux perturbations, trois d'entre elles étant utilisées en cas d'absence de défaillance d'une roue et la quatrième étant activée en cas de défaillance d'une roue ; quatre ACT sont utilisés pour effectuer le déversement de l'élan de la roue.

L'équipe de Stuttgart a choisi l'hélium comme référence actuelle, afin de réduire la masse du système. Leur fonction est également fondamentale au début de la mission, après la libération du véhicule de lancement : L'essorage et l'acquisition du premier Soleil doivent être effectués rapidement et avec une grande fiabilité par l'ACT [15].

### II.3 Système de Coordonnées

Pendant la modélisation de la dynamique du satellite, divers systèmes de coordonnées seront utilisés pour décrire l'orientation du vaisseau spatial. Un repère orbital local, un repère inertiel et un repère satellite ont été utilisés pour simuler la dynamique du microsatellite [18].

#### II.3.1 Repère Orbital Local :

Le repère orbital local est défini par le trièdre  $(X_0, Y_0, Z_0)$ . La direction de l'axe  $Z_0$  est vers le centre de la Terre (c.-à-d. la direction du Nadir), la direction de l'axe  $Y_0$  est anti-normale du plan orbital et l'axe  $X_0$  est pour accomplir l'ensemble orthogonal. Même si ce repère est identifié par son origine au centre de la masse, il tourne autour du plan orbital et n'est pas fixé sur le satellite. Ainsi, l'axe  $Z_0$  sera toujours pointé vers la direction du Nadir [18].

#### II.3.2 Repère Inertiel

Comme illustré dans la figure ci-dessous, les coordonnées de référence, notées  $X_I, Y_I$  et  $Z_I$  seront définies comme un repère inertiel. Leur origine se trouve au centre de la Terre, avec l'axe  $X_I$  se dirigeant vers l'équinoxe vernal dans le plan équatorial, l'axe  $Z_I$  se dirigeant vers le pôle du nord géométrique de la Terre et parallèle à l'axe de rotation de la Terre, tandis que l'axe  $Y_I$  Pendant que le satellite se déplace le long de son orbite, ce repère est principalement utilisé pour déterminer la latitude et la longitude du centre de masse du satellite [18].

### II.3.3 Repère Satellite :

Un troisième ensemble des axes ( $X_S, Y_S, Z_S$ ) définit le repère satellite comme représenté sur la figure, l'origine de ce repère est située au centre de masse du satellite. Le repère du satellite est établi en le fixant au corps du satellite, ce qui permet de déterminer son orientation et de simplifier la représentation et la modélisation dynamique du satellite tout au long de la mission [18].

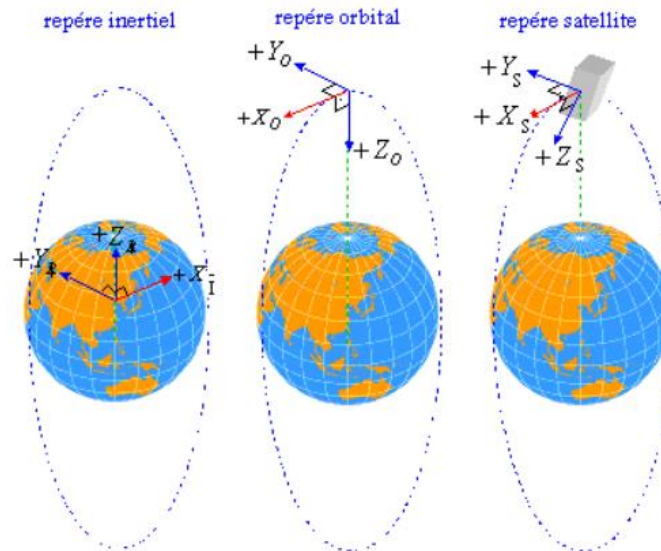


Figure II.3 : Système de Coordonnées [18]

## II.4 Méthodes de contrôle d'attitude

Il existe deux types principaux de contrôle d'attitude :

### II.4.1 Méthode passive

Le contrôle d'attitude passif est utilisé lorsque le satellite ne requiert pas une très haute précision de l'orientation ou d'une manœuvre spécifique durant sa mission. Cette méthode présente des points avantageux en termes de cout, de simplicité et de robustesse, de plus aucune consommation n'est comptabilisée dans le budget d'énergie [11]. Deux types de contrôle passifs existent :

- Stabilisation par gradient de gravité : le principe de la commande passive dans ce cas consiste à jouer sur l'action de rappel des couples perturbateurs.

-Stabilisation par spin: cette méthode permet d'orienter le satellite suivant le champ magnétique terrestre grâce aux magnétomètres, des matériaux hystérétiques sont également disposés au niveau du satellite et serviront à stabiliser le satellite et réduire ses rotations.

#### **II.4.1.1 Stabilisation par Gradient de Gravité**

Pour pouvoir stabiliser un satellite par gradient de gravité, il est nécessaire que la configuration du satellite vérifie la règle de conception suivante [10] :

L'inertie en tangage (normale au plan de l'orbite) est la plus grande et l'inertie en lacet est la plus faible, le satellite dans cette configuration tend alors à aligner son axe lacet vers le centre de la terre.

Parce que les différences entre les inerties principales du satellite sont grandes, ce couple de rappel est le plus important. Les performances de pointage typiques des satellites stabilisés par gradient de gravité sont de quelques degrés à quelques dizaines de degrés en raison des couples de rappel faibles du gradient de gravité.

De plus, ces couples diminuent avec le cube du rayon vecteur orbital, ce qui rend impossible l'utilisation de la stabilisation par gradient de gravité sur des orbites proches de la terre.

Des solutions oscillatoires pures sont produites par la résolution du mouvement du satellite soumis uniquement au couple de gradient de gravité. À moins qu'une dissipation d'énergie à bord n'amortisse progressivement cette libration, toute excitation dynamique du satellite, en particulier due aux autres perturbations, produira un mouvement de petites oscillations appelé libration.

#### **II.4.1.2 Stabilisation par spin**

Dans un satellite stabilisé par spin, le corps du satellite tourne à une vitesse comprise entre 30 et 100 tours par minute autour d'un axe perpendiculaire au plan orbital. Comme une toupie, le corps en rotation offre une rigidité inertielle qui empêche le satellite de dériver de l'orientation souhaitée. Les satellites stabilisés par rotation sont généralement de forme cylindrique. Pour être stable, le satellite doit tourner autour de son axe principal, ce qui lui confère un moment d'inertie maximal. Pour maintenir la stabilité, le moment d'inertie autour

de l'axe de rotation souhaité doit être supérieur d'au moins 10 % au moment d'inertie autour de l'axe transversal.

Il existe deux types de configurations de rotation employées dans les satellites stabilisés en rotation. Il s'agit de la configuration à spinner simple et de la configuration à spinner double [17].

#### **II.4.2 Méthode Active**

A la différence de la commande passive, la commande active suppose l'emploi d'un dispositif spécifique appelé système de commande afin de modifier le comportement dynamique du véhicule. Le but d'un système de commande est donc d'exercer des actions entraînant des manœuvres d'attitudes via des actionneurs de commande dont le but est l'amélioration du comportement du système et de ses performances. Dans le contrôle 3-axes par exemple les actionneurs en couple réalisent un pilotage « axe par axe » du satellite. Les méthodes actives consomment de l'énergie et limitent donc plus la durée de vie du satellite [11].

##### **II.4.2.1 Méthodes de commande 3-axes**

Dans le cas de la stabilisation à trois axes, également connue sous le nom de stabilisation corporelle, la stabilisation est obtenue en contrôlant le mouvement du satellite le long des trois axes, c'est-à-dire le lacet, le tangage et le roulis, par rapport à une référence. Le corps du satellite a généralement la forme d'une boîte pour les satellites stabilisés sur trois axes. Des antennes sont montées sur la face orientée vers la Terre et sur les faces latérales adjacentes. Ces satellites utilisent des panneaux solaires plats montés au-dessus et au-dessous du corps du satellite de manière à ce qu'ils soient toujours orientés vers le soleil, ce qui est une exigence évidente [17].

##### **II.4.2.2 Systèmes à moment cinétique embarqué**

Ces systèmes utilisent une seule roue sur l'axe tangage du satellite, qui est pointée à une vitesse presque constante pour donner au satellite une raideur gyroscopique sur deux axes, comme s'il était lui-même spinné, avec le même phénomène de nutation. L'attitude est commandée en pilotant la vitesse de la roue par de petites accélérations ou décélérations autour de l'axe tangage [10].

Dans le plan orbital, la dynamique des satellites de pointage terre, utilisant un moment cinétique embarqué révèle un phénomène qui est utilisé pour contrôler en même temps les axes de roulis et de lacet, en n'utilisant que la détection de l'erreur en roulis.

#### **II.4.2.3 Systèmes 3-axes actifs à roues**

La plupart des satellites stabilisés sur trois axes utilisent des roues d'inertie. La technique de contrôle de base utilisée ici consiste à accélérer ou à ralentir la roue d'inertie en fonction de la direction dans laquelle le satellite est perturbé. Le satellite tourne dans une direction opposée à celle du changement de vitesse de la roue. Par exemple, une augmentation de la vitesse de la roue dans le sens des aiguilles d'une montre fera tourner le satellite dans le sens inverse des aiguilles d'une montre. Les roues d'inertie tournent dans un sens et peuvent être tournées par un moteur à cardan pour fournir la force dynamique requise sur le satellite.

La stabilité du système à trois axes est assurée par le système de contrôle actif, qui applique de petites forces correctives sur les roues pour corriger les changements indésirables de l'orbite du satellite [10].

#### **II.4.2.4 Systèmes 3-axes actifs à tuyères**

Adapté à des actions de contrôle court terme quand des couples importants sont requis. Une tuyère est un actionneur 'Tout ou Rien', donnant une poussée est égale à sa valeur maximum. Pour ne pas perturber la trajectoire du véhicule, il ne faut pas créer le résultant et donc générer uniquement un couple pur. Pour cela on associe les tuyères 2 par 2 en positions symétriques sur le satellite et donnant des poussées opposées.

### **II.5 Représentation de l'attitude**

Pour décrire l'attitude du satellite, il est nécessaire de positionner son trièdre dans le repère de référence et de décrire son évolution dans le temps. Selon le théorème d'EULER, une rotation autour d'un axe peut représenter toute rotation autour d'un point. Ainsi, l'attitude peut être décrite en utilisant divers formalismes mathématiques [16] :

- Les angles d'EULER
- Les matrices de rotation
- Les quaternions



### II.5.1 Angle d'EULER [17]

Trois angles (roulis, tangage et lacet) peuvent être utilisés pour définir l'orientation d'un vaisseau spatial, tout comme pour les bateaux et les avions. La séquence des rotations positives droites d'un repère inertiel  $(X_i, Y_i, Z_i)$  vers un repère satellite donne ces angles. Les angles d'Euler peuvent être utilisés pour exprimer 12 cas de rotation potentiels. Une séquence 2-1-3 en rotation. La première rotation se produit autour de l'axe  $Y_i$ , ce qui représente un angle de tangage  $\theta$ . Le deuxième mouvement est une rotation autour de l'axe  $L$ , ce qui définit un angle de mouvement  $\phi$ . Une rotation finale autour de l'axe  $Z_s$  définit un angle de lacet  $\psi$  [19] [20] [21].

Le passage du trièdre orbital local au trièdre lié au satellite est effectué en utilisant les angles d'Euler ( $\theta$ ,  $\phi$  et  $\psi$ ) et en utilisant la matrice de changement de base.

$$A = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\psi c\phi & -c\psi s\theta + s\psi s\phi c\theta \\ -s\psi c\theta + c\psi s\phi s\theta & c\psi c\phi & s\psi s\theta + c\psi s\phi c\theta \\ c\phi s\theta & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (\text{II.1})$$

Où

$\phi$  = angle de roulis ;     $\theta$  = angle de tangage ;     $\psi$  = angle de lacet ;  
 c = la fonction cosinus ;    s = la fonction sinus.

-La matrice d'attitude A transformé le vecteur vertical local et horizontal local aux coordonnées de repère d'un satellite pointé à la Terre.

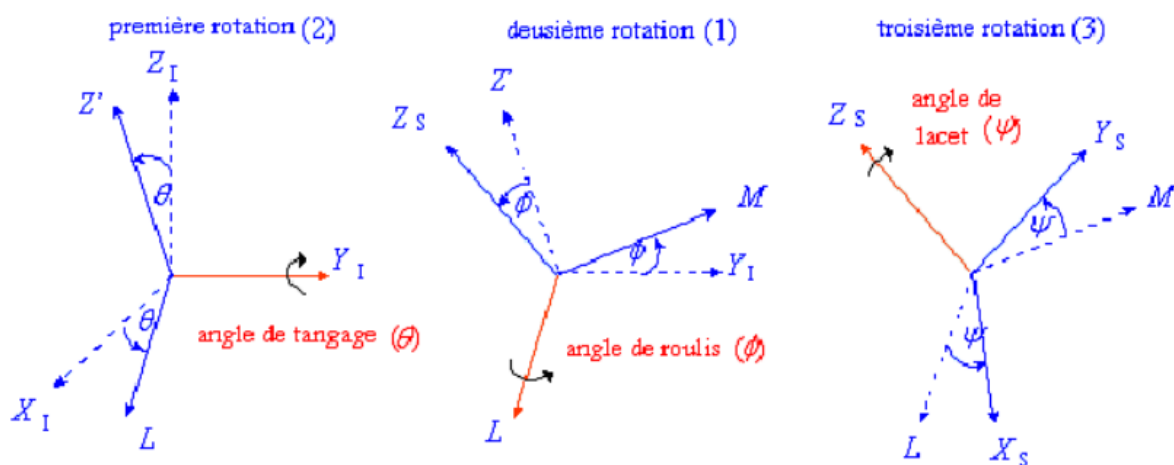


Figure II.4 : Définition de la rotation 2-1-3

Les équations cinématiques des angles d'Euler impliquent des fonctions trigonométriques non linéaires, le coût d'implémentation sera élevé et les angles deviennent non définis pour quelques rotations, ce qui peut poser des problèmes en utilisant le filtre de Kalman. En raison de ces problèmes, les coordonnées d'attitude sont créées en intégrant les équations cinématiques de quaternion. Les changements suivants incluent une théorie mathématique qui permet d'échapper aux configurations angulaires spécifiques [22,23].

### II.5.2 Matrice de rotation

La matrice de rotation ou de passage du repère orbital au repère du satellite est connue sous le nom de  $A_{R_o \rightarrow R_s}$  (notation simplifiée à A seulement). Cette matrice transforme  $(X_o, Y_o, Z_o)$  en  $(X_s, Y_s, Z_s)$ .

La matrice de rotation est constituée de trois matrices fondamentales, chacune étant le résultat d'une rotation suivant les trois angles d'Euler :

Matrice de rotation par rapport au tangage :

$$\begin{pmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \quad (\text{II.2})$$

Matrice de rotation par rapport au roulis :

$$\begin{pmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{pmatrix} \quad (\text{II.3})$$

Matrice de rotation par rapport au lacet :

$$\begin{pmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{pmatrix} \quad (\text{II.4})$$

Le produit entre ces trois matrices :

$$A = \begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \quad (\text{II.5})$$

La matrice de rotation A, également connue sous le nom de matrice d'attitude ou DCM, est produite par le développement matriciel de ce produit :

$$A = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta + \sin\psi\sin\phi\sin\theta & \sin\psi\cos\phi & -\cos\psi\sin\theta + \sin\psi\sin\phi\cos\theta \\ -\sin\psi\cos\theta + \cos\psi\sin\phi\sin\theta & \cos\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta + \cos\psi\sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\sin\theta & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (\text{II.6})$$

Où :

$\phi$  = angle de roulis (Roll) ;  $\theta$  = angle de tangage (Pitch) ;  $\psi$  = angle de lacet (Yaw).

### II.5.3 Quaternions

Il est courant d'utiliser des quaternions pour décrire l'attitude d'un satellite dans l'espace. En effet, à la différence des angles d'Euler, ils ne représentent aucune singularité et contiennent une information plus dense que les matrices de rotation (quatre paramètres au lieu de neuf). Par conséquent, les opérations sur quaternions nécessitent moins de calcul que les opérations matricielles équivalentes [24,25,26].

Le théorème d'Euler permet de définir les paramètres d'Euler en représentant l'angle de rotation  $\phi$  d'un corps rigide autour d'un axe fixe e.

Donc, la matrice d'attitude de transformation peut être obtenue par une rotation d'angle  $\phi$  autour de l'axe fixe e.

Les paramètres symétriques d'Euler  $q_1, q_2, q_3$  et  $q_4$  en terme d'angle  $\phi$  et l'axe de rotation  $e$  sont données par [27]:

$$\begin{cases} q_1 = \sin \frac{\psi}{2} e_{X_o} \\ q_2 = \sin \frac{\psi}{2} e_{Y_o} \\ q_3 = \sin \frac{\psi}{2} e_{Z_o} \\ q_4 = \cos \frac{\psi}{2} \end{cases} \quad (\text{II.7})$$

Où :

$q = [q_1, q_2, q_3, q_4]^T$  = vecteur du quaternion d'attitude dans le repère orbital ;

$e = [e_{X_o}, e_{Y_o}, e_{Z_o}]^T$  = vecteur d'Euler dans le repère orbital ;

$\phi$  = angle de rotation autour du vecteur d'Euler ;

Les quatre quaternions sont liés entre eux par la relation :

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (\text{II.8})$$

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

$$A = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 - q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{II.9})$$

## **II.6 Conclusion**

Dans ce chapitre, nous avons présenté le principe de système de contrôle d'attitude et d'orbite. Nous avons commencé par détailler l'architecture d'un système de contrôle d'attitude et d'orbite puis nous avons passé en revue les différents techniques de contrôle d'attitude des satellites, que soit passive ou active et nous avons terminé le chapitre par détailler la représentation d'attitude.

Chapitre

3

**Contrôle d'attitude d'un satellite par  
La commande adaptative  
A retours d'état**

### III.1 Introduction

Un satellite est soumis sur sa trajectoire à des efforts d'origine diverse 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, informatiques et techniques des automatismes possibles [28].

La synthèse des lois de commande par commande adaptative est particulièrement intéressante pour la commande d'un satellite ceci en raison de leur robustesse par rapport aux perturbations. La théorie de Lyapunov est l'une des outils utilisés pour résoudre des problèmes de stabilisation de systèmes linéaires variant dans le temps. L'un des inconvénients de cette méthode, malgré son succès, est l'absence d'une procédure générale pour trouver une fonction de Lyapunov candidate capable de démontrer la stabilité pour n'importe quel système linéaire invariant, c'est-à-dire un problème de généralisation.

A la fin pour familiariser le lecteur avec la technique, quelques notions de base seront présentées avant d'appliquer la commande sur mon système.

### III.2 Les équations du mouvement

#### III.2.1 Equation de la cinématique

Dans un repère inertiel, un satellite S est animé d'un mouvement de POINOT lorsque le moment calculé en son centre d'inertie G des forces extérieures s'exerçant sur lui est constamment nul [12][29].

Mouvement de Poinot  $\Leftrightarrow \overrightarrow{M_G} = \vec{0} \quad \forall t$

Ainsi, d'après l'équation d'EULER on aura l'équation des vitesses angulaires :

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_y \omega_z \\ \dot{\omega}_y = \frac{I_z - I_x}{I_y} \omega_z \omega_x \\ \dot{\omega}_z = \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_x \omega_y \end{cases} \quad (\text{III.1})$$

On pose  $\sigma_x = \frac{I_y - I_z}{I_x}$ ,  $\sigma_y = \frac{I_z - I_x}{I_y}$ ,  $\sigma_z = \frac{I_x - I_y}{I_z}$

Le système d'équations cinématiques à six dimensions décrivant le mouvement du satellite est donc définis par :

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_y \omega_z \\ \dot{\omega}_y = \frac{I_z - I_x}{I_y} \omega_z \omega_x \\ \dot{\omega}_z = \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_x \omega_y \end{cases} \quad (\text{III.2})$$

### III.2.2 Equation de la dynamique

Considérons la dynamique en rotation d'un satellite rigide. Les coordonnées du corps fixe sont choisies pour être en coïncidence avec les axes principaux de l'engin spatial. Le théorème du moment cinétique appliqué au centre d'inertie G est utilisé pour obtenir l'équation de la dynamique d'un satellite [30].

En tenant compte de la présence des couples perturbateurs, on obtient un système différentiel décrivant de façon tout à fait satisfaisante le mouvement du satellite [29],[31]: D'après l'équation d'EULER les équations de la dynamique du satellite sont donnés par :

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x &= \omega_y \omega_z (I_y - I_z) + M_x \\ I_y \dot{\omega}_y &= \omega_x \omega_z (I_z - I_x) + M_y \\ I_z \dot{\omega}_z &= \omega_x \omega_y (I_x - I_y) + M_z \end{aligned} \quad (\text{III.3})$$

$(M_x, M_y, M_z)$  sont les composantes du vecteur des perturbations. En prenant en compte les composantes du vecteur de commande. L'équation (III.3) devient:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \sigma_x \omega_y \omega_z + \frac{P_x}{I_x} + \frac{C_x}{I_x} + u_x \\ \dot{\omega}_y = \sigma_y \omega_x \omega_z + \frac{P_y}{I_y} + \frac{C_y}{I_y} + u_y \\ \dot{\omega}_z = \sigma_z \omega_x \omega_y + \frac{P_z}{I_z} + \frac{C_z}{I_z} + u_z \end{cases} \quad (\text{III.4})$$



Où  $U = [u_x \quad u_y \quad u_z]^T$  est le couple de commande.  $P \in R^{3 \times 3}$  est la matrice des perturbations reliait à la vitesse angulaire  $\omega$  et  $C = [c_x \quad c_y \quad c_z]^T$  est le vecteur des perturbations périodiques reliait à la vitesse orbitale angulaire  $\omega_0$ .

### III.3 Comportement chaotique

#### III.3.1 Exposants de Lyapunov

L'évolution chaotique est difficile à appréhender car la divergence des trajectoires sur l'attracteur est rapide. Pour cette raison on essaye si c'est possible de mesurer sinon d'estimer la vitesse de divergence ou de convergence. Cette vitesse est donnée par l'exposant de Lyapunov qui caractérise le taux de séparation de deux trajectoires très proches [32].

D'une manière générale, Lyapunov part de la formule suivante [30]:

$$\left| \frac{E_n}{E_0} \right| = \left| \frac{E_n}{E_{n-1}} \right| \left| \frac{E_{n-1}}{E_{n-2}} \right| \cdots \left| \frac{E_1}{E_0} \right|$$

D'où

$$\frac{1}{n} \ln \left| \frac{E_n}{E_0} \right| = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n \left| \frac{E_k}{E_{k-1}} \right|$$

Le terme  $\left| \frac{E_k}{E_{k-1}} \right|$  décrit en fait combien une petite erreur  $E_k$  en  $x_k$  soit la  $k^{\text{ième}}$  itération, est augmenté ou diminuée dans l'itération suivante. L'amplification est d'ailleurs dépendante de la taille de l'erreur. Lyapunov a découvert ensuite que cette erreur tendait vers une limite dont la formule est la suivante :

$$\lambda(x_0) = \lim_{n \rightarrow \infty} \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n \ln |f'(x_{k-1})|$$

Si  $\lambda < 0$  : l'orbite est attractive vers un point fixe ou une orbite périodique stable. Il définit les systèmes dissipatifs. Ce type de système présente une stabilité asymptotique ; de plus l'exposant est négatif, plus la stabilité est grande. Un exposant de Lyapunov  $\lambda$  qui tend vers  $-\infty$  est présent pour les points fixes et périodiques super stables.

Si  $\lambda = 0$  : l'orbite est un point fixe neutre. Un système physique avec un tel exposant est dit conservateur. Dans cette situation, les orbites gardent une séparation constante

Si  $\lambda > 0$  : l'orbite est instable et chaotique. Alors la sensibilité aux conditions initiales est très grande, le système est considéré comme chaotique.

Donc, connaissant la valeur de l'exposant de Lyapunov nous pourrions être en mesure de déterminer la nature du système ainsi que le type de son attracteur.

### III.3.1.1 Stabilité au sens de Lyapunov

#### • Premier méthode de Lyapunov (méthode directe)

Les méthodes énergétiques directes ont suscité l'intérêt de plusieurs chercheurs.

Pour obtenir une évaluation plus rapide, Lyapunov a créé une structure générale pour évaluer la stabilité d'un système régi par un ensemble d'équations différentielles. L'idée de base des nouvelles méthodes développées est de pouvoir conclure sur la stabilité ou l'instabilité du système sans résoudre les équations différentielles régissant le système. Elles utilisent un raisonnement physique simple basé sur l'évaluation des énergies cinétiques et potentielles du système [33], [35,36].

La dynamique du système est décrite par un système d'équations différentielles de la forme suivante :

$$\frac{dx(t)}{dt} = f(x, u)$$

Avec  $x$  est appelé vecteur des variables d'état et  $u$  vecteur de commandes du système.

#### **Théorème 1**

Soit un point  $x$ , on dit que  $x_e$  est un point d'équilibre du système si  $f(x_e, u)=0$ . Le théorème de stabilité de Lyapunov stipule que le point d'équilibre (origine)  $x_e$  est stable si dans un certain voisinage  $\Omega$  de l'origine  $x_e$ , il existe une fonction réelle scalaire  $V(x)$  telle que :

1.  $V(x)$  est définie positive dans  $\Omega$ .
2.  $\frac{dV(x)}{dx}$  est semi-définie négative dans  $\Omega$ .

#### • Deuxième méthode de Lyapunov (méthode indirecte)

Cette méthode de Lyapunov est basée sur l'examen de la linéarisation du système  $\dot{x}=f(x, u)$  autour de l'équilibre  $x_e$ . Plus précisément, on examine les valeurs propres  $\lambda_i(A)$  de la matrice Jacobienne évaluée à l'équilibre [30] :

$$A = \frac{\partial f}{\partial x}(x_e, u)$$

**Théorème 2** [30]

- Si toutes les valeurs propres de la matrice Jacobienne ont une partie réelle strictement négative (  $\forall i; Re(\lambda(A)) < 0$  ), l'équilibre (  $x_e, u$  ) est exponentiellement stable.
- Si la matrice Jacobienne possède au moins une valeur propre à partie réelle strictement positive (  $\exists i; Re(\lambda(A)) > 0$  ), l'équilibre (  $x_e, u$  ) est instable.

**III.3.2 Contrôle des systèmes chaotiques**

Bien que le contrôle puisse prendre diverses formes, son objectif est toujours d'influencer l'évolution du système. Ainsi, nous travaillons sur le système dans le but de le pousser à évoluer de quelque manière que ce soit. On peut opérer de différentes manières pour gérer un système en panne, en fonction du but recherché [37,38].

Il est envisageable que le système évolue naturellement jusqu'à perdre ses caractéristiques chaotiques (sensibilité aux conditions initiales...). Il est possible de souhaiter qu'il reste chaotique, dans ce cas, des actions de contrôle convergeant vers cet objectif. Il est également possible d'amener un système qui n'était pas chaotique à un environnement chaotique. En revanche, il est possible de souhaiter voir un système chaotique évoluer de manière à perdre son caractère chaotique [30].

Il existe de nombreuses techniques de commandes dites « avancées » qui peuvent être utilisées pour contrôler les systèmes chaotiques tels que : La commande robuste, la commande adaptative, La commande par la logique floue, la commande prédictive, la commande active... [37], [39].

**III.4 Source de perturbations**

Les perturbateurs qui interviennent sur le comportement du satellite peuvent être classés en fonction de leur fréquence. Par exemple les couples générés par les radiations solaires ou la traînée atmosphérique sont utilisés à des fréquences extrêmement basses. Cependant, les perturbations causées par les équipements présents sur le satellite provoquent des perturbations de plus grandes fréquences. Leur fréquence par rapport à la bande passante du système bouclé déterminera s'ils seront pris en compte dans la synthèse du correcteur [23].

**Remarque**

Lorsque les perturbations ont une composante continue, il est parfois nécessaire d'éliminer cet effet, de façon à améliorer la précision. Pour cela, il est intéressant d'utiliser un intégrateur entre la sortie et la perturbation afin d'annuler son influence [23].

### III.4.1 Perturbations externes

L'impact du flux lumineux sur la surface éclairée du satellite se traduit par une pression photonique, qui crée une force élémentaire sur chaque élément de surface et donc une force et un couple autour du centre de masse du satellite. Comme pour les interactions paroi molécule aérodynamique, différents comportements peuvent apparaître à la paroi:

- Transmission
- Absorption
- Réflexion spéculaire
- Réflexion diffuse

La pression causée par les radiations solaires accélère les choses lorsqu'elles sont appliquées dans la direction du Soleil, égale à [30] :

$$a = -4.5.10^{-8} \frac{A}{m}$$

Où A est la surface exposée au Soleil et m la masse du satellite.

### III.4.2 Perturbations provenant d'équipements internes

- **Couple dus à l'émission de rayonnement**

L'émission de particules gazeuses à grande vitesse est utilisée pour créer des forces et des couples de pilotage.

Lorsque les équipements propulseurs qui doivent exercer des efforts sur le centre d'inertie du satellite ne sont pas alignés correctement, des couples parasites se forment lors de l'émission. Nous avons deux composantes pour contrôler l'attitude et l'orbite : -couples créés par le véhicule -modifications des forces appliquées au véhicule pendant les manœuvres, ce qui affecte la programmation du  $\Delta V$ .

- **Perturbations provenant d'équipement mobiles**

La mise en rotation des pièces (antennes, générateurs solaires miroirs...) Provoquent des couples perturbateurs souvent très importants sur le satellite.

### III.5 Objectifs du contrôle d'attitude [30]

Les objectifs peuvent être :

- Eviter les dégâts solaires ou atmosphériques sur des composants sensibles ;
- Contrôler la dissipation de chaleur ;
- Orienter les moteurs pour les manœuvres orbitales ;
- Pointer dans la bonne direction :
  - Les panneaux solaires
  - Les instruments
  - Le sous-système de contrôle thermique : l'orientation des faces du satellite
  - Relativement à la direction du Soleil affecte parfois considérablement le contrôle thermique du satellite.

### III.6 Stratégie de la commande adaptative

#### III.6.1 Définition

La commande adaptative est un ensemble de techniques utilisées pour ajuster automatiquement les régulateurs de boucle de commande en ligne et en temps réel afin de réaliser ou de maintenir un certain niveau de performances dans les cas où les paramètres du procédé à commander sont soit inconnus ou changent dans le temps [33].

Quelques tâches typiques pouvant être effectuées par un système de commande adaptative sont indiquées ci-dessous [34] :

- 1- Ajustement automatique des régulateurs lors de la mise en œuvre.
- 2-Détermination automatique des paramètres optimaux des régulateurs dans les divers points de fonctionnement du procédé.
- 3-Maintien des performances du système de commande quand les caractéristiques du procédé changent.
- 4-Détection des variations anormales des caractéristiques des procédés (ces variations se reflètent dans les valeurs des paramètres fournies par les algorithmes d'adaptation)

Les techniques de commande adaptative ont été largement utilisées pour un large éventail d'applications, notamment les systèmes énergétiques, les colonnes à distiller, les réacteurs chimiques, les asservissements des moteurs électriques et les systèmes d'armes. Également pour les robots intelligents et le pilotage automatique des bateaux... [33].

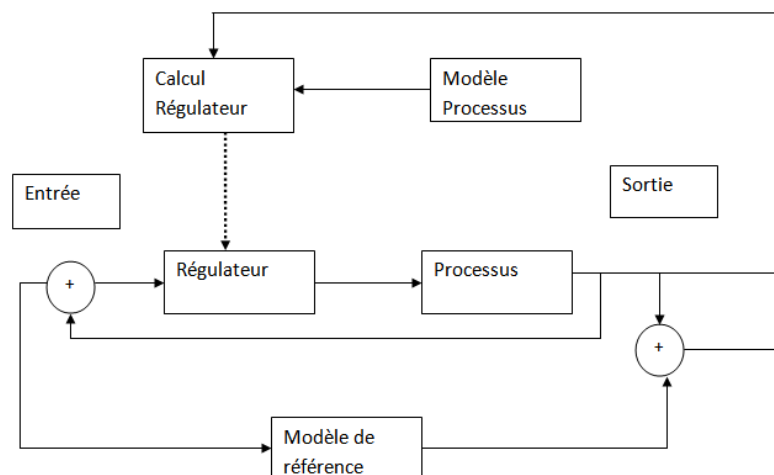
L'utilisation des systèmes de commande adaptative connaît aujourd'hui un essor certain d'une part à cause de leur complexité raisonnable et d'autre part à cause du développement de microprocesseurs pouvant servir de support pour leur mise en œuvre [33].

### III.6.2 Techniques de commande adaptative

Il existe différents types de schémas destinés à assurer des performances acceptables quand les paramètres du procédé sont inconnus ou varient dans le temps, mais seulement celles qui ont une boucle de contre réaction sur la mesure de performance sont réellement des schémas de commande adaptative [34,35].

La commande adaptative avec modèle de référence et la commande auto-ajustable sont les deux techniques de commande adaptative les plus simples à mettre en œuvre et qui sont actuellement utilisées. De plus, les deux méthodes produisent des modèles identiques. Whitaker (1958) a proposé le schéma de commande adaptative avec un modèle de référence, et Kalman (1958) a proposé le schéma de commande auto-ajustable. Ces méthodes ont été utilisées pour la première fois au début des années 70. Ces techniques sont largement basées sur une compréhension approfondie des aspects algébriques des différentes stratégies de commandement. Leurs recherches sont également basées sur l'hypothèse fondamentale suivante :

On suppose qu'il existe un régulateur de structure spécifique qui peut garantir la réalisation des performances souhaitées pour toutes les valeurs possibles des paramètres du procédé. La fonction de la boucle d'adaptation est limitée à déterminer les valeurs appropriées des paramètres de ce régulateur dans chaque situation [40].



**Figure III.1** : Commande adaptative à modèle de référence

Le modèle de référence (schéma donné ci-dessus) n'est autre qu'une réalisation de la fonction de transfert désirée du système de commande en boucle fermée.

### III.6.2.1 Commande adaptative directe et indirecte

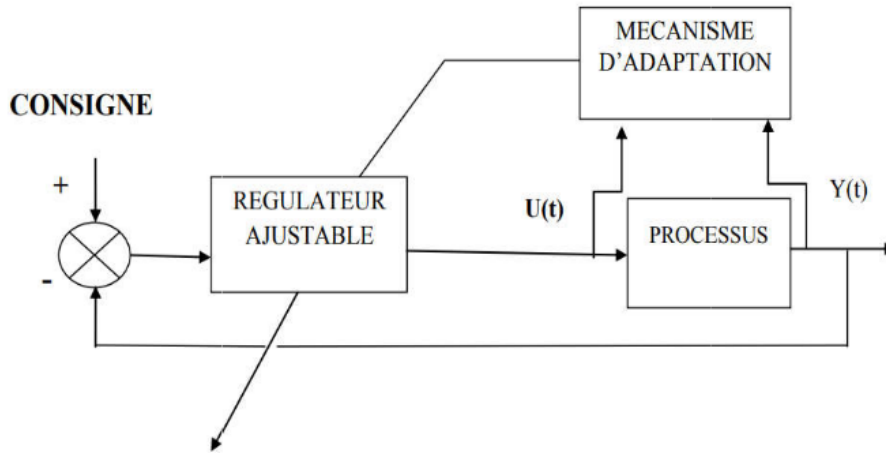


Figure III.2 : Commande adaptative directe [34]

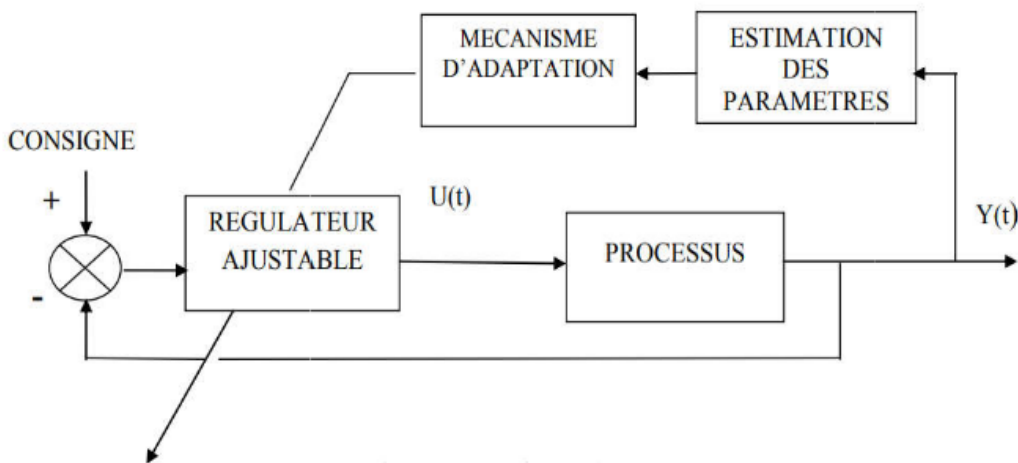


Figure III.3 : Commande adaptative indirecte [34]

### III.7 Application de la commande adaptative

Dans cette section, nous discutons de la conception d'un contrôleur adaptatif pour stabiliser globalement le système de [41], lorsque les valeurs des paramètres sont inconnues. Ainsi, nous considérons le système contrôlé de Lu-Xiao décrit par la dynamique

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_1 &= (x_2 - x_1) + x_2 x_3 + u_1 \\
 \dot{x}_2 &= -b x_1 x_3 + c x_1 + u_2 \\
 \dot{x}_3 &= dx_2 x_1 - \varepsilon x_3 + u_3
 \end{aligned}
 \tag{III.5}$$

Où  $x_1, x_2, x_3$  sont les états et  $u_1, u_2, u_3$  sont les commandes.

Nous considérons ensuite les fonctions de commande de rétroaction suivantes

$$\begin{aligned} u_1 &= -\hat{a}(x_2 - x_1) - x_2 x_3 - k_1 x_1 \\ u_2 &= -\hat{b}(x_1 x_3) - \hat{c} x_1 - k_2 x_2 \\ u_3 &= -\hat{d} x_1 x_2 - \hat{\varepsilon} x_3 - k_3 x_3 \end{aligned} \quad (\text{III.6})$$

Où  $\hat{a}, \hat{b}, \hat{c}, \hat{d}, \hat{\varepsilon}$  ont des estimations des paramètres du système  $a, b, c, d, \varepsilon$  respectivement, et  $k_i, (i = 1, 2, 3)$  sont des constantes positives.

En remplaçant la loi de commande (III.6) à l'équation (III.5), on obtient

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= (a - \hat{a})(x_2 - x_1) - k_1 x_1 \\ \dot{x}_2 &= -(b - \hat{b}) x_1 x_3 + (c - \hat{c}) x_1 - k_2 x_2 \\ \dot{x}_3 &= (d - \hat{d}) x_1 x_2 - (\varepsilon - \hat{\varepsilon}) x_3 - k_3 x_3 \end{aligned} \quad (\text{III.7})$$

Nous définissons l'erreur d'estimation des paramètres comme suit

$$e_a = a - \hat{a}, \quad e_b = b - \hat{b}, \quad e_c = c - \hat{c}, \quad e_d = d - \hat{d}, \quad e_\varepsilon = \varepsilon - \hat{\varepsilon} \quad (\text{III.8})$$

En utilisant (III.8), la dynamique de l'état (III.7) peut être simplifiée comme suit

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= e_a(x_2 - x_1) - k_1 x_1 \\ \dot{x}_2 &= -e_b(x_1 x_3) + e_c x_1 - k_2 x_2 \\ \dot{x}_3 &= e_d x_1 x_2 - e_\varepsilon x_3 - k_3 x_3 \end{aligned} \quad (\text{III.9})$$

Considérons la fonction de Lyapunov quadratique définie par

$$V = 1/2(x_1^2 + x_2^2 + x_3^2 + e_a^2 + e_b^2 + e_c^2 + e_d^2 + e_\varepsilon^2) \quad (\text{III.10})$$

Qui est une fonction définie positive sur  $\mathbb{R}^8$ .

On notera que

$$\dot{e}_a = -\hat{a}, \quad \dot{e}_b = -\hat{b}, \quad \dot{e}_c = -\hat{c}, \quad \dot{e}_d = -\hat{d}, \quad \dot{e}_\varepsilon = -\hat{\varepsilon} \quad (\text{III.11})$$



En différenciant  $V$  le long des trajectoires de (III.9) et en utilisant (III.11), nous obtenons

$$\dot{V} = (-k_1x_1^2 - k_2x_2^2 - k_3x_3^2) + e_a [x_1(x_2 - x_1) - \hat{a}] + e_b [-x_1x_2x_3 - \hat{b}] + e_c [x_1x_2 - \hat{c}] + e_d [x_1x_2x_3 - \hat{d}] + e_\varepsilon [-x_3^2 - \hat{\varepsilon}] \quad (\text{III.12})$$

Compte tenu de l'équation (III.12), les paramètres estimés sont réécrits selon la loi suivante

$$\begin{aligned} \dot{\hat{a}} &= x_1(x_2 - x_1) + k_4e_a \\ \dot{\hat{b}} &= -x_1x_2x_3 + k_5e_b \\ \dot{\hat{c}} &= x_1x_2 + k_6e_c \\ \dot{\hat{d}} &= x_1x_2x_3 + k_7e_d \\ \dot{\hat{\varepsilon}} &= -x_3^2 + k_8e_\varepsilon \end{aligned} \quad (\text{III.13})$$

Où  $k_i$ , ( $i = 4, \dots, 8$ ) sont des constantes positives.

### **Théorème 1**

Le système chaotique de Lu-Xiao (III.5) avec des paramètres inconnus est globalement et exponentiellement stabilisé par la loi de contrôle adaptative (III.6), où la loi de mise à jour des paramètres est donnée par (III.13) et  $k_i$ , ( $i = 1, 2, \dots, 8$ ) sont des constantes positives.

En remplaçant (III.13) dans (III.12), on obtient

$$\dot{V} = -k_1x_1^2 - k_2x_2^2 - k_3x_3^2 - k_4e_a^2 - k_4e_a^2 - k_5e_b^2 - k_6e_c^2 - k_7e_d^2 - k_8e_\varepsilon^2 \quad (\text{III.14})$$

Qui est une fonction définie négative sur  $\mathbb{R}^8$ .

Ainsi, selon la théorie de la stabilité de Lyapunov [41], la dynamique de (III.14) est globalement exponentiellement stable et les erreurs d'estimation des paramètres  $e_a, e_b, e_c, e_d, e_\varepsilon$  convergent vers zéro de manière exponentielle avec le temps.

### **III.7 Conclusion**

Dans ce chapitre, nous avons commencé par détailler le principe de stabilité au sens de l'exposant de Lyapunov puis nous avons instruit le principe de la commande adaptative à retour d'état, à la fin nous avons appliqué cette commande pour la stabilisation du satellite qui a un comportement chaotique suite aux différentes perturbations.

Chapitre

4

## **Résultats de simulations et discussions**

### IV.1 Introduction

Le contrôle des systèmes chaotiques a reçu de plus en plus les attentions des chercheurs, puisque la méthode de OGY a été proposée [42]. Plusieurs méthodes de contrôle ont été proposées pour le contrôle des systèmes chaotiques tels que : la commande par mode de glissement [43 ,44], la commande impulsive [45] et la commande passive [46].

Dans ce chapitre, on va présenter les résultats de simulation de l'application de la commande adaptative par retours d'état sur un satellite a comportement chaotique suite au différentes perturbations.

### IV.2 Simulation du mouvement chaotique du satellite

Pour résoudre le système d'équation cinématique, on utilise la méthode runge-kutta d'ordre 4

Au début, on pose :

$$\begin{aligned} v_1 &= \frac{I_y - I_z}{I_x} \\ v_2 &= \frac{I_z - I_x}{I_y} \\ v_3 &= \frac{I_x - I_y}{I_z} \end{aligned} \quad (IV.1)$$

Le système d'équations cinématiques décrivant le mouvement du satellite est donc définis par l'équation suivante :

$$\begin{cases} \dot{I}_X w_1 = (I_Y - I_Z)w_2w_3 + U_1 + C_1 \\ \dot{I}_Y w_2 = (I_Z - I_X)w_1w_3 + U_2 + C_2 \\ \dot{I}_Z w_3 = (I_X - I_Y)w_1w_2 + U_3 + C_3 \end{cases} \quad (IV.2)$$

Avec

$$\begin{cases} C_1 = -1.2w_1 + \frac{\sqrt{6}}{2}w_3 \\ C_2 = 0.35w_2 \\ C_3 = -\sqrt{6}w_1 - 0.4w_3 \end{cases} \quad (IV.3)$$

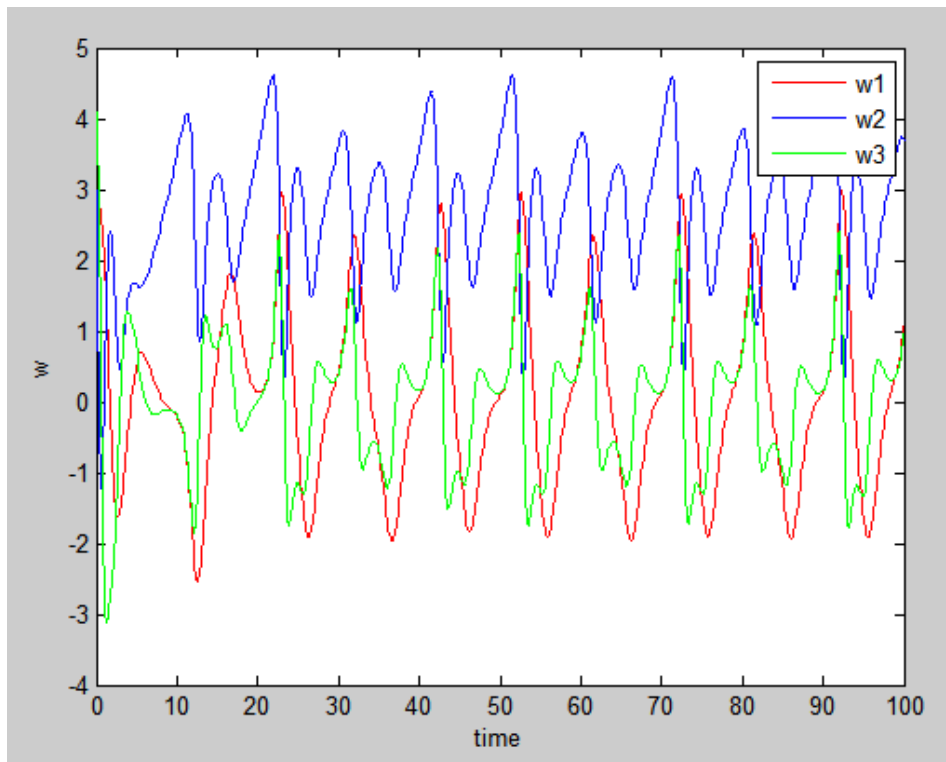
Ces couples de perturbation sont choisis pour être suffisamment grandes pour induire un mouvement chaotique. La dynamique du satellite présente alors un mouvement chaotique.

En remplaçant (IV-3) en (IV-2) on obtient :

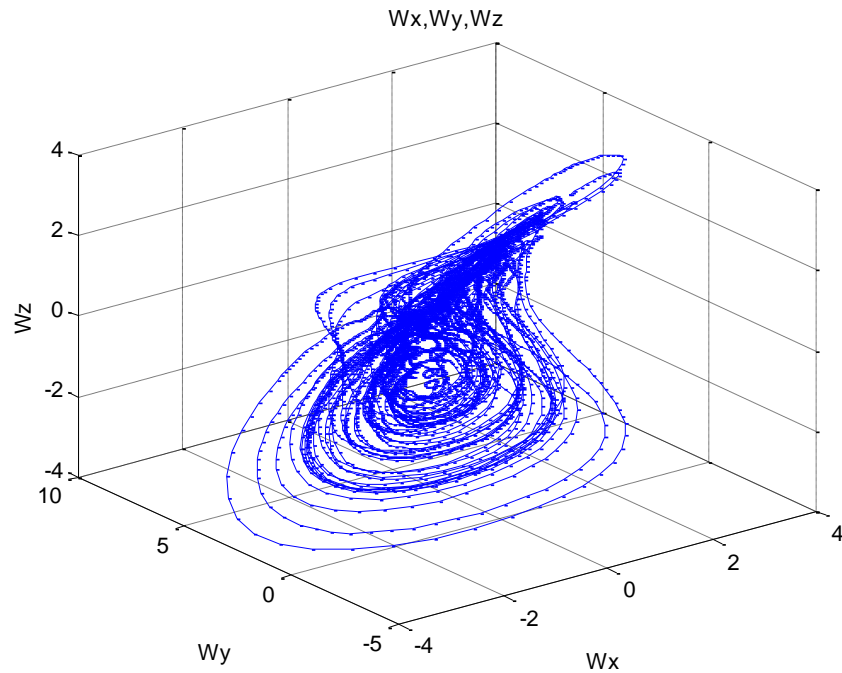
$$\begin{cases} \dot{w}_1 = \frac{(I_2 - I_3)}{I_X} w_2 w_3 - \frac{1.2}{I_X} w_1 + \frac{\sqrt{6}}{2I_1} w_3 + \frac{U_1}{I_1} \\ \dot{w}_2 = \frac{(I_3 - I_1)}{I_Y} w_1 w_3 + \frac{0.35}{I_Y} w_2 + \frac{U_2}{I_2} \\ \dot{w}_3 = \frac{(I_1 - I_2)}{I_Z} w_1 w_2 - \frac{\sqrt{6}}{I_Z} w_1 - \frac{0.4}{I_3} w_3 + \frac{U_3}{I_3} \end{cases} \quad (\text{IV.4})$$

Le système décrit par l'équation (IV.4) est simulé par la méthode Runge-Kutta d'ordre 4 avec un pas d'intégration de 0.01 avec les conditions initiales suivantes :

$(w_1, w_2, w_3) = (2, 4.1, 3)$ .



**Figure IV.1** : Evolution des vitesses angulaires en fonction du temps.



**Figure IV.2 :** attracteur des vitesses angulaires ( $w_x, w_y, w_z$ ) avec perturbations.

### IV.3 Application de la commande adaptative pour la stabilisation du satellite

Afin de pouvoir stabiliser le satellite, on applique la commande adaptative par retours d'état développée dans le chapitre précédent.

Nous considérons ensuite les fonctions de commande de rétroaction suivantes

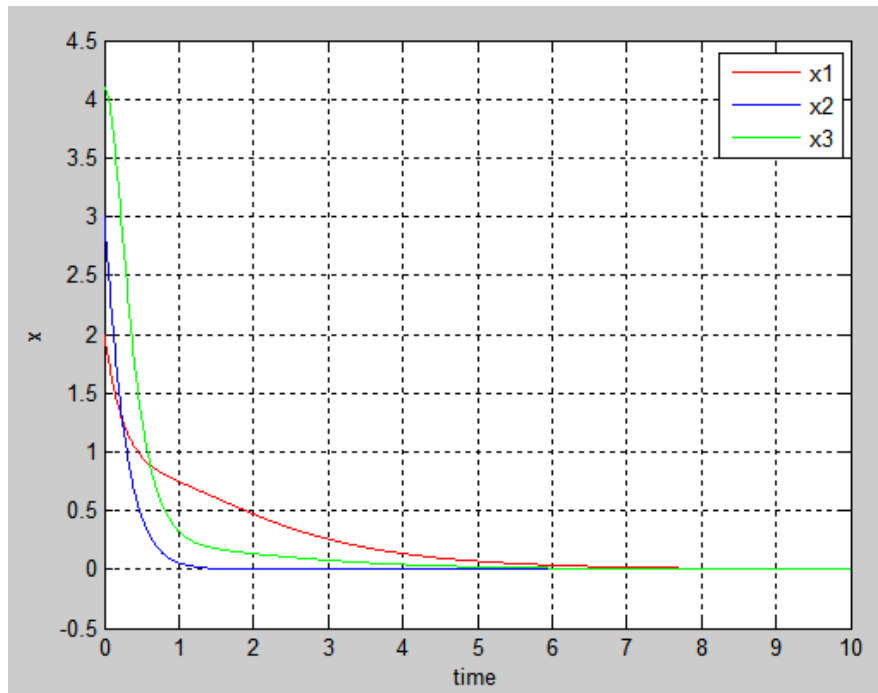
$$\begin{aligned}
 u_1 &= -\hat{a}_1(x_2 - x_1) - \frac{1}{3}x_2x_3 - k_1x_1 \\
 u_2 &= -\hat{a}_2x_2 + (x_1x_3) - k_2x_2 \\
 u_3 &= \hat{a}_3x_3 + \hat{a}_4x_1 - x_1x_2 - k_3x_3
 \end{aligned} \tag{IV.5}$$

Les paramètres estimés sont mis à jour selon la loi suivante

$$\begin{aligned}
 \dot{\hat{a}}_1 &= x_1x_3 - x_1^2 \\
 \dot{\hat{a}}_2 &= x_2^2 \\
 \dot{\hat{a}}_3 &= -x_3^2 \\
 \dot{\hat{a}}_4 &= x_1x_3
 \end{aligned} \tag{IV.6}$$

Et les gains  $k_i$  sont choisie d'une manière aléatoire.

Les valeurs initiales des paramètres estimés sont choisies comme suit :  $\hat{a}_1(0) = 1$  ,  $\hat{a}_2(0) = 2$  ,  $\hat{a}_3(0) = 3$  ,  $\hat{a}_4(0) = 1$

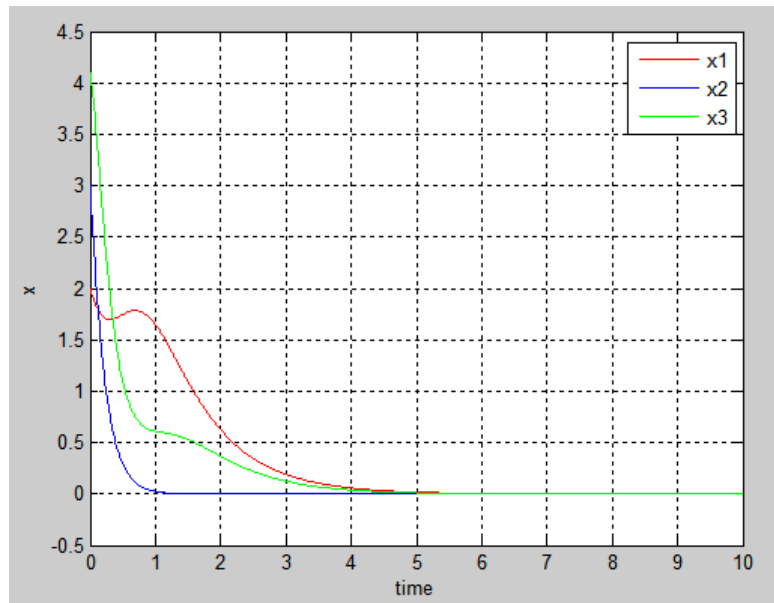


**Figure IV.3** : Application de la commande adaptative au contrôle des vitesses angulaires.

Comme on peut le voir sur la figure IV.3, la commande adaptative par retours d'état stabilise le satellite rapidement vers le point d'équilibre imposé.

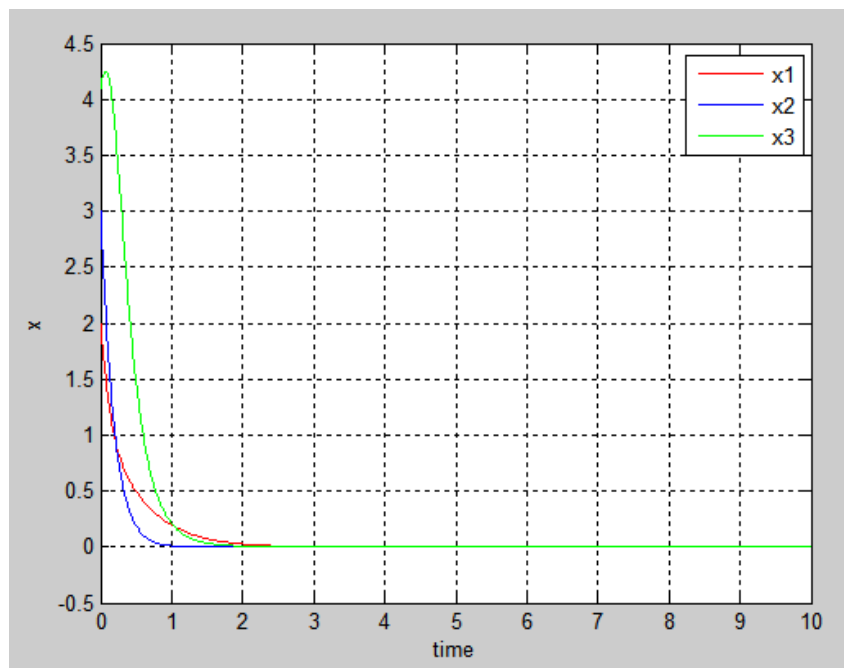
#### IV.4 étude de l'influence des gains sur le temps de convergence

Cas 1 :  $K_1 = 1$  ,  $K_2 = 2$  ,  $K_3 = 3$



**Figure IV.4** : Application de la commande adaptative au contrôle des vitesses angulaires.

Cas 2 :  $K_1 = 4$ ,  $K_2 = 3$  ,  $K_3 = 1$



**Figure IV.5** : Application de la commande adaptative au contrôle des vitesses angulaires.

D'après ces figures, on note que le bon choix des gains est très important pour garantir un temps de convergence rapide.



**IV.5 Conclusion**

Dans ce chapitre, on a étudié la stabilisation du satellite par l'application de la commande adaptative a retours d'état. Des simulations numériques sont présentées pour illustrer l'efficacité de la commande.

## Conclusion générale

Dans le cadre de ce mémoire, on a abordé le problème du contrôle d'attitude des satellites sous l'effet des perturbations, qui rendent leurs mouvements chaotiques sans contrôle.

Après une introduction générale, dans le premier chapitre nous avons présenté d'une manière détaillée l'architecture des satellites de télécommunication, leurs principes de fonctionnement ainsi que les différents orbites et constatation. Et on a terminé le chapitre par détailler les principes bande de fréquence et service offert par les satellites.

Dans le deuxième chapitre, nous avons présenté une étude approfondie sur les systèmes de contrôle d'attitude et d'orbite qui existe dans la littérature.

Dans la première partie du troisième chapitre, nous avons présenté une étude approfondie sur le mouvement du satellite dans le cas idéal où aucune force n'agit sur le mouvement du satellite, c'est-à-dire on a étudié les équations cinématiques ou bien le mouvement du Poincaré. Dans la deuxième partie de ce chapitre nous nous sommes intéressés à l'étude de la commande adaptative par retours d'état et son application sur les systèmes non linéaires (à comportement chaotique).

Les résultats obtenus montrent l'efficacité de cette méthode pour la commande des satellites.

Comme suite à ce travail, on propose l'utilisation des algorithmes génétiques pour le choix des valeurs optimales des gains.

## Références

- [1] PUJOLLE, G. Les réseaux: l'ère des réseaux cloud et de la 5G. 2018.
- [2] CLARKE, Arthur C. Extra-terrestrial relays: Can rocket stations give world-wide radio coverage. In : *Progress in astronautics and rocketry*. Elsevier, 1966. p. 3-6.
- [3] RUTH, E. R. N. E. LES TÉLÉCOMMUNICATIONS SPATIALES ET LES RESSOURCES DE L'ESPACE EXTRA-ATMOSPHERIQUE-L'ÉVOLUTION DE LEUR RÉGLEMENTATION-. 2007.
- [4] BATTRICK, B. et LACOSTE, H. Rapport Annuel 2005. *Agence spatiale européenne, Noordwijk, Pays-Bas*, 2006.
- [5] PAILLASSA, Beatrice, ESCRIG, Benoît, DHAOU, Riadh, *et al.* Improving satellite services with cooperative communications. *International Journal of Satellite Communications and Networking*, 2011, vol. 29, no 6, p. 479-500.
- [6] MARAL, Gérard, BOUSQUET, Michel, et SUN, Zhili. *Satellite communications systems: systems, techniques and technology*. John Wiley & Sons, 2020.
- [7] KASSAS, Zaher M., KOZHAYA, Sharbel, KANJ, Haitham, *et al.* Navigation with Multi-Constellation LEO Satellite Signals of Opportunity: Starlink, OneWeb, Orbcomm, and Iridium. In : *2023 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS)*. IEEE, 2023. p. 338-343.
- [8] RODDY, Dennis. *Satellite communications*. McGraw-Hill Education, 2006.
- [9] BOUDJELLAL, Mohamed. *Les satellites et leurs applications*. PFE, Département de Journalisme scientifique, Faculté de Sciences, Université Saad Dahlab, Blida, 2007.
- [10] SALIHA, BELMAHI HAKIKI. *MODELISATION ET SIMULATION DU CONTROLE D'ATTITUDE D'UN SATELLITE SUR SON ORBITE*. 2010. Thèse de doctorat. Université mohamed boudiaf des sciences et de la technologie d'oran.
- [11] WERTZ, James R. (ed.). *Spacecraft attitude determination and control*. Springer Science & Business Media, 2012.
- [12] GUIZIOU, Robert. Système de Contrôle d'Attitude et d'Orbite. *Cours de DESS AIR & ESPACE université de la méditerranée-aix-marseilleII*, 2001.

- [13] BENSLAMA, Malek et SADAOUI, Djaouida. Contribution à l'étude et au contrôle d'attitude des satellites. 2012.
- [14] BEROUAL, Louardi et BENSLAMA, Malek. *Commande d'attitude d'un satellite par l'algèbre des quaternions et l'équation d'Hamilton*. Thèse de doctorat. Université Frères Mentouri-Constantine 1.
- [15] CHIURI, DANIELE EMANUELE et TURCONI, ANDREA. Design of the attitude and orbit control system for the European student moon orbiter (ESMO). 2012.
- [16] CARROU, J. P. 1990. *Mécaniques spatiales/Space mechanics*. Toulouse, France: CEPADUES Editions.
- [17] RENK, Florian. Attitude control for a micro-satellite using only magnetic coils and target pointing for multiple satellites. *The university of Sydney*, 2005.
- [18] BELLAR, Abdellatif, *et al.* *Multi-mode de détermination et de contrôle d'attitude pour les microsattelites*. 2015. Thèse de doctorat.
- [19] CLAUS, Nielsen and *al.* Attitude Control System for AAUST-II. *Aalborg University, Institute of Electronics Systems*.
- [20] STEYN, Willem Hermanus. *A multi-mode attitude determination and control system for small satellites*. 1995. Thèse de doctorat. Stellenbosch: Stellenbosch University.
- [21] GUIZIOU, Robert. Système de Contrôle d'Attitude et d'Orbite volume 3. *Cours de DESS AIR & ESPACE université de la méditerranée-aix-marseilleII*, 2010.
- [22] PURIVIGRAIPONG, S. *Study of spacecraft attitude determination from phase information of GPS signals*. University of Surrey (United Kingdom), 2000.
- [23] COURTOIS, M. Techniques & technologies des véhicules spatiaux-Volume 3: Plates-formes.1998.
- [24] UNWIN, Martin, GLEASON, Scott, et BRENNAN, Michael. The space GPS reflectometry experiment on the UK disaster monitoring constellation satellite. In : *Proceedings of the 16th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS/GNSS 2003)*. 2003. p. 2656-2663.

- [25] LARSON, Wiley J. et WERTZ, J. R. Space Mission Analysis and Design, Space Technology Library. *Published jointly by Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers*, 2005.
- [26] DIEBEL, James, *et al.* Representing attitude : Euler angles, unit quaternions, and rotation vectors. *Matrix*, 2006, vol. 58, no 15-16, p. 1-35.
- [27] GUELMAN, M., WALLER, R., SHIRYAEV, A., *et al.* Design and testing of magnetic controllers for Satellite stabilization. *Acta Astronautica*, 2005, vol. 56, no 1-2, p. 231-239.
- [28] WERTZ, J. R. Space Mission Analysis and Design Space Technology Library, Kluwer Academic Publishers, 1991.
- [29] FJELLSTAD, O.-E. et FOSSEN, Thor I. Position and attitude tracking of AUV's: a quaternion feedback approach. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, 1994, vol. 19, no 4, p. 512-518.
- [30] DJAOUIDA, Sadaoui. *Contribution à l'étude et au contrôle d'attitude des satellites*. 2012. Thèse de doctorat. Thèse de doctorat en Electronique, Université de Constantine.
- [31] TRIVAILO, Pavel M., WANG, Fang, et ZHANG, Honghua. Optimal attitude control of an accompanying satellite rotating around the space station. *Acta Astronautica*, 2009, vol. 64, no 2-3, p. 89-94.
- [32] FEKHR, El Islam Khelil et DJEDDI, Kamel. Les Systèmes chaotiques pour le chiffement. 2021.
- [33] LANDAU, Yoan D. et DUGARD, Luc. Commande adaptative: aspects pratiques et théoriques. *E.N.S.I.E.G.*, 1984.
- [34] FAROUK, Hemeir. Commande adaptative à modèle de référence d'un système linéaire.
- [35] SAKAGUCHI, Hiromu, ISHIGAME, Atsushi, et SUZAKI, Shirou. Transient stability assessment for power system via Lur'e type Lyapunov function. In : *IEEE PES Power Systems Conference and Exposition, 2004*. IEEE, 2004. p. 227-232.

- [36] ZELMAT, M. Automatisation des processus industriels Tome 2, Commande modale et adaptative. *Presses Office des Publications Universitaires*, 2001.
- [37] YONGGUANG, Yu et SUOCHUN, Zhang. Controlling uncertain Lü system using backstepping design. *Chaos, Solitons & Fractals*, 2003, vol. 15, no 5, p. 897-902.
- [38] KUANG, Jinlu, TAN, Soon Hie, et LEUNG, A. Y. T. Chaotic attitude motion of satellites under small perturbation torques. *Journal of Sound and Vibration*, 2000, vol. 235, no 2, p. 175-200.
- [39] YANG, Tao, YANG, Lin-Bao, et YANG, Chun-Mei. Impulsive control of Lorenz system. *Physica D: Nonlinear Phenomena*, 1997, vol. 110, no 1-2, p. 18-24.
- [40] LANDAU, Yoan D. Adaptive control: The model reference approach. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*, 1984, no 1, p. 169-170.
- [41] ASLANOV, Vladimir et YUDINTSEV, Vadim. Dynamics and chaos control of gyrostat satellite. *Chaos, Solitons & Fractals*, 2012, vol. 45, no 9-10, p. 1100-1107.
- [42] ABTAHI, Seyed Mahdi, SADATI, Seyed Hossein, et SALARIEH, Hassan. Nonlinear analysis and attitude control of a gyrostat satellite with chaotic dynamics using discrete-time LQR-OGY. *Asian Journal of Control*, 2016, vol. 18, no 5, p. 1845-1855.
- [43] KHAN, Ayub et KUMAR, Sanjay. Measuring chaos and synchronization of chaotic satellite systems using sliding mode control. *Optimal Control Applications and Methods*, 2018, vol. 39, no 5, p. 1597-1609.
- [44] PAL, Pikaso, JIN, Gang Gyoo, BHAKTA, S., *et al.* Adaptive chaos synchronization of an attitude control of satellite: A backstepping based sliding mode approach. *Heliyon*, 2022, vol. 8, no 11, p. e11730.
- [45] KEMIH, Karim, KEMIHA, Adel, et GHANES, Malek. Chaotic attitude control of satellite using impulsive control. *Chaos, Solitons & Fractals*, 2009, vol. 42, no 2, p. 735-744.
- [46] KÖSE, Ercan. Controller design by using non-linear control methods for satellite chaotic system. *Electrical engineering*, 2017, vol. 99, p. 763-773.

## الملخص

اصبح التحكم في سلوك القمر الصناعي نظرًا لتنوع وتعقيد التخصصات الهندسية التي تنفذها ، تخصصًا في حد ذاته يمارسه عدد قليل من المتخصصين الذين يعملون في مجال الفضاء أو في الدوائر الجامعية. يستدعي هذا المجال الميكانيكا والفيزياء والأتماتيك وبالطبع الرياضيات. لقد تم تكريس جهد كبير لمشكلة التحكم في موقف الأقمار الصناعية لعدة عقود. الهدف من عمل نهاية الدراسة هذا هو دراسة مشكلة التحكم في الموقف للقمر الصناعي تحت تأثير الاضطرابات التي تجعل حركته فوضوية دون سيطرة. لتحقيق هذا الهدف ، يتم تطبيق التحكم التكيفي من خلال ردود فعل لتحقيق الاستقرار فيه.

## Résumé

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 et bien sûr aux mathématiques. Un grand effort a été consacré au problème de contrôle d'attitude d'un satellite (SCA) depuis plusieurs décennies. L'objectif de ce travail de fin d'étude est d'étudier le problème de contrôle d'attitude d'un satellite sous l'effet des perturbations, qui rendent son mouvement chaotique sans contrôle. Pour achever ce but, la commande adaptative par retours d'état est appliquée pour le stabiliser.

## Abstract

Attitude control, due to the diversity and complexity of the engineering disciplines it implements, has become a discipline in its own right practiced by a few specialists working with major specialists in the space field or in universities. . This area calls upon mechanics, physics, automatics and of course mathematics. A great effort has been devoted to the satellite attitude control (SCA) problem for several decades. The objective of this end-of-study work is to study the problem of attitude control of a satellite under the effect of disturbances, which make its movement chaotic without control. To achieve this goal, adaptive control by state feedback applied to stabilize it.