



Mémoire de Magister

en Automatique
Par

Leyla ARIOUA

Ingénieur d'état en Automatique de l'ENP

Intitulé

Calibrage de la Matrice d'Inertie et Commande Adaptative d'Attitude d'un Satellite Artificiel

Présenté devant le jury composé de :

L.NEZLI
D.BOUKHETALA
F.BOUDJEMA
M.TADJINE
M.LOUDINI
M.A.BENCHERCHALI
N.HORRI

Maître de Conférences à l'ENP
Professeur à l'ENP
Professeur à l'ENP
Professeur à l'ENP
Maître de Conférences à l'INI
Chargé de Cours à l'Université de BLIDA
Docteur à l'Agence Spatiale Algérienne

Président
Rapporteur
Rapporteur
Examineur
Examineur
Examineur
Invité

ملخص:

هذا العمل يتضمن معايرة مصفوفة العطالة لقمر صناعي على مداره، كما يتضمن آلية التحكم في وضعيته. بعد مقدمة قصيرة على الأقمار الصناعية والتكنولوجيات المستعملة في المجال الفضائي كالمشغلات، سنرى أنواع المعالم المستعملة لإيجاد النماذج الديناميكية و الحركية للقمر الصناعي. يتم بعدها معايرة مصفوفة العطالة. كما سنرى آلية التحكم في وضعية القمر الاصطناعي وسرعة الزاوية بطريقة التحكم بالتلاؤمي.

كلمات رئيسية: مصفوفة العطالة، مشغلات، نموذج ديناميكي، نموذج حركي، معايرة طريقة التحكم بالتلاؤمي.

Abstract:

This work deals with the on line Calibration of the Inertia matrix of an artificial satellite as well as the Control of its attitude. After a short outline on the artificial satellites, the technologies used in the aerospace field as well as sensors and actuators and the reference coordinates used; the on line calibration of the inertia matrix is then investigated. To control the attitude of the satellite, two adaptive approaches are proposed, the first one is synthesized to control the speed and the on-line calibration of inertia matrix. The second one is dedicated to the attitude control. Simulations results are given in order to highlight the performances and the effectiveness of the proposed approaches.

Key -words: Inertia matrix, Sensors, Actuators, calibrations on line, Recursive Least square Estimation, adaptive control.

Résumé :

Ce travail porte sur le Calibrage en ligne de la matrice d'inertie d'un satellite artificiel ainsi que sa commande d'attitude. Après un bref aperçu sur les satellites artificiels, les technologies utilisées dans le domaine aérospatiale regroupant essentiellement des capteurs et actionneurs, on définira les types de systèmes de coordonnées utilisés et on élaborera les modèles cinématique et dynamique du satellite. Le calibrage en ligne en utilisant l'algorithme des moindres carrés récursifs sera ensuite traité. Pour la commande d'attitude deux lois adaptatives ont été proposées, l'une destinée à la commande de vitesse et à l'estimation de la matrice d'inertie, l'autre destinée à la stabilisation de l'attitude. Des résultats de simulations ont été obtenus afin d'évaluer l'efficacité et les performances des approches proposées.

Mots – clés : matrice d'inertie, Capteurs, Actionneurs, calibrages en ligne, moindres carrés récursifs, estimation, commande adaptative.

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail à mes très chers parents que j'aime par dessus tout, qui par leur sacrifices, leur amour, leur patience, leur soutien et leurs encouragements m'ont permis de toujours persévérer, de viser haut et surtout de toujours donner le meilleurs de moi même, afin de réussir et c'est le cas aujourd'hui.

Je dédie ce travail également,

A mes deux adorables frères Hakim et Madani, pour leur soutien et leurs encouragements.

A mes trois adorables sœurs Nesrine, Assia et Rima, pour leur aide et leur soutien morale t

A mon Adorable petite Nièce Linette

A mon beau frère Youcef pour sa gentillesse et toute l'aide qu'il m'a apporté.

A Tous mes enseignant de l'Ecole Nationale Polytechnique

A mes amis.

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

Leyla ARIOUA

Remerciements

Je tiens à remercier avant tout mon promoteur le Professeur D.BOUKHETALA ainsi que mon co-promoteur le Professeur F.BOUDJEMA pour leur encadrement, leurs précieux conseils et pour l'aide qu'ils m'ont apporté tout au long de la préparation de ce mémoire et tout au long de mon cursus...

Je remercie aussi le Dr Nadjim HORRI pour sa précieuse aide et pour tout ce qu'il m'a appris et sans qui je n'aurais pas pu avancer ...

Je remercie tout les membre de mon jury pour leur présence afin de pouvoir juger de mon travail.

J'exprime ma profonde reconnaissance à tout mes professeurs du laboratoire d'Automatique Mr TADJINE, Mr CHEKIREB, Mr BOUCHRIT, Mr ILLOUL, Mr HIMICI, Mr STIHI....pour tout ce qu'ils m'ont appris....

Je remercie également tout personne m'ayant aidé ne serait- ce- que par une parole.

Leyla ARIOUA

TABLE DES MATIERES

INTRODUCTION GENERALE	01
CHAPITRE I : GENERALITES SUR LES SATELLITES ARTIFICIELS	04
I.1 INTRODUCTION.....	04
I.1.1 Le système spatial.....	04
I.1.2 Le satellite artificiel	04
I.1.3 Différents types de satellites artificiels.....	04
I.2 GENERALITES SUR LES SATELLITES ARTIFICIELS.....	05
I.2.1 Constitution d'un véhicule spatial.....	05
I.2.2 Le lancement d'un satellite.....	08
I.2.3 Lancement et retour.....	14
I.3 SYSTEME DE COMMANDE D'ATTITUDE ET D'ORBITE.....	14
I.3.1 La boucle SCA.....	16
I.3.2 La fonction commande de l'orbite.....	16
I.4. CAPTEURS ET ACTIONNEURS.....	17
I.4.1. Les capteurs.....	17
I.4.2. Les actionneurs.....	20
I.4.2.1. Actionneurs actifs (stabilisation active).....	21
I.4.2.2.Stabilisation passive.....	23
I.5 LES PERTURBATIONS AGISSANT SUR UN SATELLITE.....	24
I.5.1 Perturbations externes.....	24
I.5.2. Perturbations provenant d'équipements internes.....	25
I.5.3 Ordre de grandeur des couples perturbateurs.....	25
I.6 CONCLUSION.....	26
CHAPITRE II : MODELISATION DYNAMIQUE ET CINEMATIQUE	27
II.1 INTRODUCTION.....	27
II.2 SYSTEMES DE COORDONNES.....	27
II.2.1 Le repère orbital.....	27
II.2.2 Le repère inertiel (lié à la terre).....	27
II.2.3 Le repère satellite (Body frame).....	28
II.3 LA REPRESENTATION DE L'ATTITUDE.....	28
II.3.1 Les angles d'Euler.....	29
II.3.2 La Représentation en Quaternions.....	31
II.4 DYNAMIQUE DE L'ATTITUDE.....	32

II.4.1 Equations dynamiques du mouvement.....	32
II.4.2 Equations cinématiques du mouvement.....	34
II.4.2.1 Equations cinématiques en quaternions.....	34
II.4.2.2 Equations cinématiques utilisant la séquence d'Euler 2-1-3.....	35
II.5 SYSTEME DE COMMANDE D'ATTITUDE DU SATELLITE UoSAT-12.....	36
II.6 CONCLUSION.....	37
CHAPITRE III : CALIBRAGE EN ORBITE DE LA MATRICE D'INERTIE.....	38
III.1 INTRODUCTION.....	38
III.2.MOTIVATION DE L'ESTIMATION DE LA MATRICE 'INERTIE.....	39
III.3 INFLUENCE D'UNE VARIATION D'INERTIE SUR LE SATELLITE UoSAT- 12.....	41
III.3.1 Résultats de simulations.....	41
III.3.2 Remarques et observations.....	55
III.4 TECHNIQUES D'ESTIMATION.....	56
III.4.1 Algorithme des moindres carrés ordinaires.....	57
III.4.2 Algorithmes des moindres carrés récursifs MCR.....	60
III.5 Calibrage de la matrice d'inertie.....	62
III.5.1 Préliminaires.....	62
III.5.2 Commandes des roues à réaction.....	65
III.5.2.1 Contrôleur deux roues.....	65
III.5.2.2 Contrôleur Bang Bang.....	65
III.5.3 Equations réduites du mouvement.....	66
III.5.3.1 Perturber l'axe Y et commander X et Z.....	66
III.5.3.2 Perturber l'axe X et commander Y et Z.....	67
III.5.3.3 Perturber l'axe Z et commander X et Y.....	68
III.5.4 Implémentation de l'estimateur RLS.....	69
III.5.5 Exemple d'application.....	70
III.5.6 Résultats de simulation.....	72
III.6 CONCLUSION.....	81
CHAPITRE IV : COMMANDES ADAPTATIVES APPLIQUEES AU SATELLITE	83
IV.1 INTRODUCTION.....	83
IV.1.1 Principes de la commande adaptative	83
IV.1.2 Techniques de commande adaptative.....	84
IV.2 COMMANDE ADAPTATIVE DESTINEE A LA COMMANDE DE VITESSE.....	86

IV.2.1 Préliminaires.....	86
IV.2.2 La loi de commande adaptative sans estimation de la matrice d'inertie.....	87
IV.2.3 Estimation de la matrice d'inertie.....	89
IV.2.4 Résultats des simulations.....	92
IV.3 COMMANDE ADAPTATIVE DESTINEE A LA COMMANDE DE L'ATTITUDE	98
IV.3.1 Préliminaires.....	98
IV.3.2 Problème de poursuite.....	99
IV.3.3 Loi de Commande Adaptative.....	100
IV.3.4 Résultats des simulations.....	102
IV.4 CONCLUSION.....	106
CONCLUSION GENERALE.....	107
BIBLIOGRAPHIE	

LISTE DES FIGURES

Figure I.1 Constitution d'un satellite

Figure I.2 Orientation des roues à réaction

Figure II.1 systèmes de coordonnées

Figure II.2 Définition de la séquence de rotation [2-1-3]

Figure II.3 Définition des angles d'Euler

Figure II.4 le bloque diagramme du système de contrôle d'attitude de UoSAT-12

Figure III.1.a Quaternions d'attitude pour satellite soumis à aucune perturbation

Figure III.1.b Quaternions Erreur d'attitude pour satellite soumis à aucune perturbation

Figure III.1.c Les vitesses angulaires pour satellite soumis à aucune perturbation

Figure.III.1.d Les moments cinétiques des roues à réaction pour satellite soumis à aucune perturbation

Figure III.1.e Les couples appliqués par les roues à réaction pour satellite soumis à aucune perturbation

Figure III.1.f Les moments cinétiques globaux des roues à réaction pour satellite soumis à aucune perturbation

Figure III.2.a Les quaternions d'attitude pour le satellite soumis à une perturbation

Figure III.2.b Les erreurs d'attitude pour le satellite soumis à une perturbation

Figure III.2.c Les vitesses angulaires des roues à réaction pour le satellite soumis à une perturbation

Figure III.2.d Les moments cinétiques des roues à réaction pour le satellite soumis à une perturbation.

Figure III.2.e Les couples appliqués par les roues à réaction pour le satellite soumis aux perturbations

Figure III.2.f Les moments cinétiques globaux des roues à réaction pour le satellite soumis aux perturbations.

Figure III.3.a Les quaternions d'attitude pour des inerties diminuées de 30 %.

Figure III.3.b Les erreurs d'attitude pour des inerties diminuées de 30 %.

Figure III.3.c Les vitesses angulaires des roues à réaction pour des inerties diminuées de 30 %.

Figure III.3.d Les moments cinétiques des roues à réaction pour des inerties diminuées de 30 %.

Figure III.3.e Les couples appliqués par les roues à réaction pour des inerties diminuées de 30 %.

Figure III.3.f Les moments cinétiques globaux des roues à réaction pour des inerties diminuées de 30%

Figure III.3.g Comparaison des résultats obtenus pour les inerties nominales et les inerties nominales diminuées de 30%.

Figure III.4.a Les quaternions d'attitude pour des inerties majorées de 30 %.

Figure III.4.b Les erreurs d'attitude pour des inerties majorées de 30 %.

Figure III.4.c Les vitesses angulaires des roues à réaction pour des inerties majorées de 30 %.

Figure III.4.d Les moments cinétiques des roues à réaction pour des inerties majorées de 30

Figure III.4.e Les couples appliqués par les roues à réaction pour des inerties majorées de 30 %.

Figure III.4.f Les moments cinétiques globaux des roues à réaction pour des inerties majorées de 30 %.

Figure III.4.g Comparaison des résultats obtenus pour les inerties nominales et les inerties nominales majorée de 30%.

Figure III.5.a Angles d'Euler dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Y) avec perturbations.

Figure III.5.b Quaternions d'attitude dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe X) avec perturbations.

Figure III.6 Couples appliqués par les roues à réactions dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Y) avec perturbations

Figure III.7 Moments cinétiques des roues à réactions dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Y) sans perturbations

Figure III.8 Vitesses angulaires du satellite dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Y) avec perturbations

Figure III.9 Estimation de l'inertie (l'axe Y) avec perturbation

Figure III.10 Quaternions d'attitude dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe X) avec perturbations.

Figure III.11 Couples appliqués par les roues à réactions dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe X) avec perturbations.

Figure III.12 Moments cinétiques des roues à réactions dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe X) sans perturbations.

Figure III.13 Vitesses angulaires du satellite dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe X) avec perturbations.

Figure III.14 Estimation de l'inertie (l'axe X) avec perturbation

Figure III.15 Quaternions d'attitude dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Z) avec perturbations.

Figure III.16 Couples appliqués par les roues à réactions dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Z) avec perturbations

Figure III.17 Moments cinétiques des roues à réactions dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Z) avec perturbations

Figure III.18 Vitesses angulaires du satellite dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Z) avec perturbations.

Figure III.19 Estimation de l'inertie (l'axe Z) avec perturbation

Figure III.20 Couples de perturbations utilisés lors des simulations

Figure IV.1 Commande adaptative à modèle de référence

Figure IV.2 Commande adaptative directe.

Figure IV.3 Commande adaptative indirecte.

Figure IV.4 Vitesse angulaires de UoSAT-12 pour une référence de $v = [0 - 0.5 0]^T$

Figure IV.5 Couples des roues appliqués à UoSAT-12 pour une référence $v = [0 - 0.5 0]^T$

Figure IV.6 Estimations des produits d'inertie I_{xy} et I_{yz} pour une référence $v = [0 - 0.5 0]^T$

Figure IV.7 Vitesse angulaires de UoSAT-12 pour une référence de $v = [0 - 0.5 0]^T$ avec couple de perturbation constant

Figure IV.8 Couples des roues appliqués à UoSAT-12 pour une référence $v = [0 - 0.5 0]^T$ avec couple de perturbations

Figure IV.9 Estimations des produits d'inertie I_{xy} et I_{yz} pour une référence $v = [0 - 0.5 0]^T$ avec couple de perturbation

Figure IV.10 Vitesse angulaires de UoSAT-12 pour une référence $v = [0 0 0.5]^T$ avec perturbation

Figure IV.11 Couple des roues appliqué à UoSAT-12 pour une référence $v = [0 0 0.5]^T$ avec perturbation

Figure IV.12 Estimations des produits d'inertie I_{xz} et I_{yz} pour une référence $v = [0 \ 0 \ 0.5]^T$ avec perturbation

Figure IV.13 vitesses angulaires du satellite pour une référence $v(t) = [\sin t \ \sin 2t \ \sin 3t]$ avec perturbation

Figure IV.14 Couple appliqué au satellite pour une référence $v(t) = [\sin t \ \sin 2t \ \sin 3t]$ avec perturbation

Figure IV.15 Estimation des moments et produits d'inertie du satellite avec couple de perturbations

Figure IV.16 Quaternions d'attitude du satellite UoSAT-12 (loi de commande 2)

Figure IV.17 Vitesse angulaires de UoSAT-12 (loi de commande 2)

Figure IV.18 Couple appliqué au satellite UoSAT-12 (loi de commande 2) pour $v = [0 \ 0.5 \ 0]^T$

Figure IV.19 Estimations des produits d'inertie I_{xy} et I_{yz} pour $v = [0 \ 0.5 \ 0]^T$ (loi de commande 2)

Figure IV.20 Quaternions d'attitude du satellite UoSAT-12 pour $v = [0 \ 0 \ 0.5]^T$ (loi de commande 2)

Figure IV.21 Vitesses angulaires de UoSAT-12 pour $v = [0 \ 0 \ 0.5]^T$ (loi de commande 2)

Figure IV.22 Couple appliqué au satellite UoSAT-12 pour $v = [0 \ 0 \ 0.5]^T$ (loi de commande 2)

Figure IV.23 Estimations des produits d'inertie I_{xz} et I_{yz} pour $v = [0 \ 0 \ 0.5]^T$ (loi de commande 2)

LISTE DES TABLEAUX

Tableau I.1 Les différentes technologies de propulsion, leurs domaines d'application et leurs principales performances [1]

Tableau I.2 Précision de quelques Capteurs

Tableau I.3 Ordre de grandeur des couples perturbateurs

Tableau III.1 paramètres utilisés lors des simulations

NOMENCLATURE

I. Notations

A : Matrice d'attitude

e_{ω_3} : Erreur de commande dans le cas du régulateur bang bang

h : Vecteur moment cinétique des roues à réaction

H : Vecteur moment cinétique global

I : Tenseur d'Inertie du satellite

I_{ω_i} : Moment d'inertie de la roue i

K_1 Et k_2 : gains du régulateur bang bang

K_p et K_d : Gains du régulateur PD

L : Moment cinétique global (satellite+roues)

N_{cx} : Couple de calibrage requis pour estimer I_{xx} ,

N_{cxp} : Couple de calibrage requis pour estimer I_{yx} et I_{zx}

N_{cy} : Couple de calibrage requis pour estimer I_{yy} .

N_{cyp} : Couple de calibrage requis pour estimer pour estimer I_{xy} et I_{zy} .

N_{cz} : Couple de calibrage requis pour estimer I_{zz} ,

N_{czp} : Couple de calibrage requis pour estimer I_{xz} et I_{yz}

N_D : Couple des perturbations externes

N_{ext} : Couple extérieur appliqués au satellite incluant les couples de contrôle active et les couples perturbations externes.

N_{GG} : Vecteur du couple gradient de gravité

N_M : Couple appliqué par la magnéto-coupleurs 3-axes

N_T : Couple appliqué par les tuyères 3-axes

N_{ω_i} : Couple appliqué par la roue i

N_{ω_3} : Couple appliqué par la roue soumise à la loi de commande bang bang

q : Vecteur de Quaternions d'attitude par rapport au repère orbital

q_c : Quaternion d'attitude de consigne

q_e : Vecteur erreur du quaternion d'attitude

GM_{\oplus} : Constante gravitationnelle

R_s : Vecteur position géocentrique (de l'origine du repère satellite)

R_s : Longueur du vecteur position géocentrique

v : La vitesse angulaire désirée

V : Fonction de Lyapunov

α : Vecteur comportant les éléments du tenseur d'Inertie

$\hat{\alpha}$: Vecteur estimé de α .

$\tilde{\alpha}$: la différence entre le vecteur α et son estimée

θ : Angle d'Euler Tangage

φ : Angle d'Euler le Roulis

ψ : Angle d'Euler le lacet

ω_B^I : Vitesse angulaire du satellite par rapport à un référentiel inertiel écrit dans le repère Interiel.

ω_B^O Vitesse angulaire par rapport au référentiel inertiel

ω_0 : Vitesse orbitale du satellite

$\vec{\Omega}$: Vecteur vitesse angulaire du satellite dans un repère Inertiel

ϕ : Angle de rotation autour de du vecteur d'Euler

II. Abréviations :

GPS : **G**lobal **P**ositionning **S**ystem

MCO : **M**oindre **C**arrés **O**rdinaire

MCR : **M**oindre **C**arrés **R**écurifs

SCAO : **S**ystème de **C**ommande d'**A**ttitude et d'**O**rbite

SCA : **S**ystème de **C**ommande d'**A**ttitude

SSTL : **S**urrey **S**atellite **T**echnologie **L**td

*Introduction
Générale*

INTRODUCTION GENERALE

Dans la plupart des missions scientifiques des satellites on exige un fonctionnement optimal du système de commande d'attitude. Ce sous-système est très important pour garantir le succès de la mission spatiale. Aujourd'hui et dans les années à venir une grande exactitude de la détermination d'attitude et de la commande seront exigées. Cela signifie que l'utilisation de capteurs et d'actionneurs très évolués ne sera plus suffisante. Par conséquent, il est nécessaire de bien connaître le modèle non linéaire du satellite et de ses différents paramètres. Le modèle mathématique du satellite et ses composants (actionneurs et capteurs..) peuvent être facilement décrit et même que certains des paramètres peuvent être déterminés sur terre avant le lancement par contre cela n'est pas aussi évidents pour d'autres paramètres, en particulier les paramètres des *tuyères* et *les moments d'inertie* qui peuvent pour une raison ou pour une autre varier à un instant donné. Pour cette raison on doit trouver une méthode d'estimation adéquate et robuste à toutes sortes de perturbations agissant sur le satellite : couples, bruit de capteurs et d'actionneurs. Cette méthode doit nécessairement utiliser les mesures prises par les capteurs (attitudes et vitesse angulaires). En raison de ces contraintes et du comportement non linéaire du satellite ; les méthodes linéaires et non linéaires standards ne peuvent pas être employés pour l'estimation. En effet de nouvelles méthodes doivent être envisagées. L'idée est de comparer les mesures de capteurs influencées par les perturbations mentionnées ci dessus et les résultats d'une simulation le satellite soumis à aucune perturbation. La différence entre les informations mesurées et les résultats de simulation va nous permettre de déterminer une *fonction coût*; la minimisation de cette fonction nous permet de calculer les paramètres estimés.

Le *calibrage* et *l'estimation* en orbite des paramètres du satellite sont nécessaires pour satisfaire la grande exactitude requise par le sous système de commande d'attitude (SCA). Si ce système n'est pas correctement calibré, des erreurs importantes de contrôle d'attitude peuvent en résulter.

Par exemple; un satellite qui serait équipé de tuyères peut engendrer des couples de perturbations importants si celles ci ne sont pas correctement calibrées, car un bon calibrage

sur terre est limité par de nombreux facteurs .Il est aussi bien connu que les moments d'inertie d'un satellite sont mesurés sur terre utilisant un équipement au sol et qui coûte excessivement cher surtout si les produits d'inertie doivent également être déterminés. De plus, les propriétés massiques du satellite peuvent être incertaines ou peuvent changer en fonction de la consommation de carburant.

La bonne connaissance des moments d'inertie et de leurs produits d'inertie est primordiale lorsqu'on prévoit une rapide acquisition des données, une bonne poursuite de trajectoire et un pointage fin.

Le système de commande doit considérer les dynamiques non linéaires et les changements dans la masse et sa distribution.

De nombreux travaux ont été effectués dans le domaine du calibrage et de l'estimation en orbite, on peut citer [22] ou on a proposé un calibrage en ligne des tuyères pour estimer la quantité de carburant utilisée afin de prédire la durée vie de notre satellite artificiel.

Dans [23] on a présenté une méthode pour l'estimation en orbite des paramètres des tuyères. Cette méthode permettait un contrôle optimal tout en prenant en considération la durée de vie des tuyères, la consommation en carburant et la précision de pointage.

Dans le cadre de l'estimation de la matrice d'inertie [21] a développé une loi de commande adaptative permettant d'effectuer de grandes manœuvres indépendamment des incertitudes.

Dans le présent mémoire, le calibrage en ligne de la matrice d'inertie d'un satellite artificiel ainsi que l'estimation de ses paramètres, sont proposés. Ainsi, une commande adaptative a été développée aussi bien en vitesse qu'en attitude.

Le mémoire est organisé comme suit:

Dans le premier chapitre, et afin de familiariser le lecteur avec ce domaine, des généralités sur les satellites artificiels sont proposées; on définira le système spatial ainsi que le satellite artificiel, ses différents types et sa constitution, on passera alors au système de commande d'attitude (SCA), les différents type de capteurs et actionneurs utilisés puis pour finir les perturbations agissant sur le satellite

Le deuxième chapitre concernera l'aspect modélisation dynamique et cinématique du mouvement, on présentera les systèmes de coordonnées utilisés ainsi que les deux façon de représenter l'attitude, l'une utilisant les angles d'Euler et l'autre utilisant les quaternions.

Le troisième chapitre portera sur le calibrage en ligne d'un satellite artificiel en utilisant la méthode des moindres carrés récursifs; des simulations seront présentées afin de décrire les performances de la méthode.

Dans le quatrième et dernier chapitre, deux lois de commande adaptative seront synthétisées; la première, dédiée au contrôle de la vitesse, et la nous verrons que pour certaines valeurs de vitesse désirée on arrive à estimer la matrice d'inertie, puis la deuxième qui est dédiée au contrôle de l'attitude; et la aussi des simulation seront effectuées afin de prouver les performances de la loi développée.

CHAPITRE I
*Généralités sur
les Satellites artificiels*

I.1 INTRODUCTION

L'utilisation des satellites artificiels a longtemps été l'apanage des scientifiques et des militaires mais, avec le développement des technologies de télécommunication, 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. Les premiers satellites artificiels ont été lancés il y a plus de quarante ans et ne cessent d'évoluer depuis. Un satellite artificiel se compose en général d'un corps principal, de panneaux solaires et de petits moteurs. Dans le corps du satellite se trouvent les appareils de mesure (senseurs) et de communication ; des actionneurs qui servent à corriger la trajectoire du satellite et les panneaux solaires lui fournissent de l'énergie électrique. D'autres instruments peuvent être ajoutés selon le type de satellite dont on dispose.

I.1.1 Le système spatial

Un système spatial représente l'ensemble fonctionnel des éléments de base qui forment la mission spatiale. Les différentes parties de ce système sont interconnectées et échangent entre elles de la matière de façon à remplir un objectif donné. [3]

I.1.2 Le satellite artificiel

Un *satellite artificiel* est défini comme étant un engin placé par un système de transport spatial (fusée, navette) en orbite autour d'un astre, en particulier, de la terre [3]

I.1.3 Différents types de satellites artificiels

On distingue donc différents types de satellites, satellites d'astronomie, satellites de navigation, satellites météorologiques, satellites de télécommunication et enfin les satellites militaires. [2]

- *Satellites d'astronomie*

Ils servent à observer l'espace en permanence, non seulement en lumière visible, mais également dans toutes les longueurs d'onde du spectre électromagnétique imperceptibles depuis la terre. Ils permettent, par exemple, de mesurer la densité, la température et le degré d'ionisation de la haute atmosphère, l'intensité du rayonnement cosmique, le nombre et la taille des micrométéorites, ou encore la force et la direction du champ magnétique terrestre. [2]

- *Satellites de navigation*

Ils permettent de réaliser des mesures qui s'avèrent impossibles à effectuer sur terre et qui, combinées aux mesures rapportées par les autres satellites, fournissent de précieux renseignements sur notre planète. Les satellites de navigation permettent entre autre de localiser les appels de détresse, de déterminer la position d'un navire avec une marge d'erreur infime, et d'établir la carte des courants marins.[2]

- *Satellites météorologiques*

Il existe deux types de satellites météorologiques: les satellites *géostationnaires* et les satellites à *défilement*. Les premiers sont immobiles pour un observateur terrestre, car ils ont une trajectoire équatoriale circulaire à environ 36 000 Km au-dessus de l'équateur. Les satellites à défilement ont en général des orbites beaucoup plus basses et survolent un grand nombre de régions du globe. Les satellites météorologiques permettent de réaliser des images de la terre et d'alimenter les stations météorologiques, de façon à prévoir l'évolution de phénomènes naturels, tels que typhons, cyclones, tempêtes.[2]

- *Satellites de télécommunication*

Les technologies spatiales sont devenues l'unes des clés du développement extrêmement rapide des télécommunications et plus généralement du transport de l'information[2]

- *Satellites militaires*

Ils sont utilisés pour la surveillance, la reconnaissance, l'alerte, l'aide à la navigation. On distingue les satellites de télécommunications militaires et les satellites de surveillance, de reconnaissance terrestre et maritime.[2]

I.2 GENERALITES SUR LES SATELLITES ARTIFICELS

I.2.1 Constitution d'un véhicule spatial

Tout satellite comporte essentiellement une *charge utile*, constituée par les instruments liés aux objectifs de la mission et une *plateforme* de service comportant tout ce qui est nécessaire pour assurer le bon fonctionnement des instruments pendant la durée de vie prévue. [1]

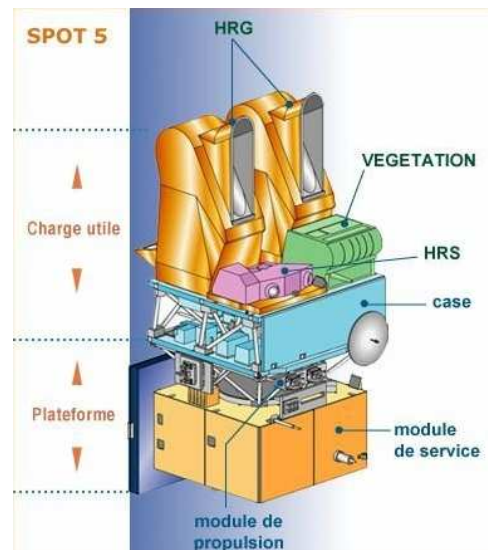


Figure I.1 Constitution d'un satellite

a. La plate-forme

En anglais bus, Platform, qui correspond originellement à la structure destinée à supporter une ou plusieurs charges utiles et équipée pour leur fournir les ressources nécessaires à leur fonctionnement, dans les conditions requises.

Les principales fonctions dévolues à la plate-forme sont :

- la structure porteuse et les mécanismes,
- le contrôle thermique des éléments,
- la propulsion,
- la génération, le stockage et la distribution de l'énergie,
- le contrôle d'attitude et d'orbite,
- la télémessure, la télécommande et la localisation,
- le traitement, le stockage et la gestion des données à bord,

Ces fonctions sont réalisées par des sous-ensembles appelés « chaînes fonctionnelles »

- la structure porteuse et les mécanismes comprennent les ensembles mécaniques assurant les fonctions d'interfaçage avec le lanceur, de support des équipements stable dimensionnellement en orbite, après mise en forme (déploiements), et d'écran protecteur contre les rayonnements et les corpuscules.
- le contrôle thermique a pour fonction de maintenir les équipements dans tous les cas et pendant toute la durée de vie du satellite dans des plages de température spécifiées pour

garantir les performances des équipements (leur non gradation en cas de phase critique) et d'uniformiser les températures pour assurer une stabilité dimensionnelle compatible avec les précisions d'alignement requises,

- le sous système de propulsion a pour fonction de créer les accroissements de vitesse nécessaires à toutes les manœuvres du satellite au cours de toute sa vie depuis une possible manœuvre d'apogée jusqu'aux manœuvres de commande d'orbite et du maintien en attitude, et enfin la manœuvre de désorbitation,
- la génération d'énergie utilise le soleil grâce à des générateurs à base de cellules photovoltaïques, mais aussi parfois pour les sondes lointaines, des générateurs nucléaires ou isotopiques. Le stockage d'énergie se fait dans des batteries électrochimiques nécessaires pour les périodes d'éclipses ou lorsque des demandes instantanées sont supérieures à la capacité intrinsèque des générateurs (propulsion électrique). Un ensemble de convertisseurs et de régulateurs adaptent la production de l'énergie à la demande de la charge utile, avant de la distribuer.
- la commande de l'attitude et de l'orbite : qui va être mis en évidence plus tard,
- les équipements de télémessure, télécommande (localisation éventuelle) constituent un ensemble de télécommunication de servitude transmettant au sol les télémessures des paramètres soumis à un contrôle et recevant les télécommandes des équipements à opérer (plate-forme et souvent charge utile).

La chaîne de traitement, stockage et gestion bord constitue le nœud des informations transitant à bord entre les différents équipements. La conception est de plus en plus unifiée autour de microprocesseurs assurant la gestion des données, leur mise en forme, le codage et décodage et aiguillant les informations vers les équipements en utilisant des artères de données. Ce sous système assure en outre le stockage des informations avant de les retransmettre vers le sol. Dans des enregistreurs magnétiques ou à mémoire à l'état solide (ces dernières fonctions sont parfois rattachées à la charge utile comme sur SPOT, et la logique d'appartenance est souvent industrielle) [1].

b. La charge utile

En anglais payload, qui correspond à l'ensemble d'éléments destinés à remplir une mission déterminée.

L'idée sous-jacente à ce découplage est que la plate forme assure une fonction polyvalente de servitude au profit d'une charge utile qui est spécifique de chaque mission. Il y a ainsi le concept économique d'une plate-forme générique assez peu dépendante de s missions possibles, et en conséquence d'un satellite à l'autre la plateforme pourrait être invariante et seule la charge utile serait adaptée à la mission.

La fonction de charge utile est d'assurer la mission et de transmettre au sol par voie radioélectrique (ou autre) les informations spécifiques à cette mission.

Plusieurs sous systèmes sont généralement nécessaires pour assurer une fonction donnée. La découpe en sous systèmes est nécessaire et pratique car elle correspond à des « métiers différents », mais en réalité ce que l'on réalise est un tout, les sous systèmes sont imbriqués entre eux, et concevoir un bon véhicule (satellite) c'est précisément bien assurer cette imbrication dans tous les modes de fonctionnement de celui-ci. [1]

I.2.2 Le lancement d'un satellite

a. Phases de lancement d'un satellite

Le lancement d'un satellite peut se décomposer en 3 phases:

La première s'effectue passivement sous le contrôle total du lanceur .Viennent ensuite la mise en orbite et la recette conduisant à la mise en service du satellite.

Lorsqu'un satellite totalement passif est placé sur orbite il obéit aux lois de la mécanique classique sans intervention d'un moteur le soumettant soit à des forces soit à des couples. Son centre de gravité poursuit indéfiniment la trajectoire d'un corps soumis à un champ newtonien (magnétique terrestre); le mouvement autour de son centre de gravité est constant tel que définit l'instant initial de la mise sur orbite.

Or un satellite a une mission à remplir et l'on ne peut accepter que le mouvement autour du centre de gravité soit quelconque, de plus, la plupart des échecs de véhicules spatiaux sont à l'origine d'une déficience du système de stabilisation ou de pilotage d'où la nécessité de le contrôler.(Contrôler un satellite c'est stabiliser son mouvement autour de son centre de gravité) par exemple si on cherche à placer sur orbite un satellite stationnaire ,c'est à dire un satellite vu d'un point de la terre semble immobile. La trajectoire du satellite doit alors être un cercle de rayon 36000km.

La mise sur orbite est assez complexe : on commence à placer un ensemble en général constitué d'un troisième étage et d'un quatrième étage de la fusée, ce dernier portant le satellite .le

troisième étage est allumé et la trajectoire devient une ellipse dont l'apogée est de 36000km. Lorsque le véhicule atteint cet apogée, le quatrième étage est allumé et la poussée doit être telle que la trajectoire devienne circulaire. L'orientation des tuyères (conduit terminal d'une turbine à gaz, dans lequel se produit la détente fournissant l'énergie) doit être soigneusement contrôlée. [2]

b. Fonctions d'un sous système de propulsion

Le sous système de propulsion a pour fonction de créer les accroissements de vitesse nécessaires à toutes les manœuvres du satellite au cours de toute sa vie depuis une possible manœuvre d'apogée jusqu'aux manœuvres de contrôle d'orbite et du maintien en attitude, et enfin la manœuvre périodiques de contrôle d'orbite et du maintien en attitude, et enfin la manœuvre de désorbitation; pour cela il doit délivrer des forces et des couples.

Les forces (poussées) mises en jeu par les propulseurs varient de quelques mNewton à quelques centaines de Newton. Elles sont obtenues par l'éjection de matière à grande vitesse. Il s'agit le plus souvent de gaz sous pression et à haute température, qui sont détendus au travers d'une tuyère supersonique convergente-divergente.

Le sous-système de propulsion est constitué de propulseurs, des éléments nécessaires au stockage et à l'alimentation des propulseurs en ergol et éventuellement d'un sous ensemble de pressurisation des réservoirs d'ergol.

Le sous-système de propulsion a des interfaces importantes avec les autres sous-systèmes d'une plateforme, principalement :

- mécanique et thermique : pour l'implantation des réservoirs et le contrôle thermique du sous-système,
- contrôle d'attitude et d'orbite : l'implantation sur la plateforme et les différents modes fonctionnels des propulseurs doivent répondre aux exigences du sous-système de commande d'attitude et d'orbite.

La masse d'un sous-système propulsif représente un pourcentage important de la masse du satellite; par exemple, dans le cas de TELECOM 2 d'une masse totale au lancement de 2.3t et de durée de vie de 10 ans en orbite géostationnaire, la masse sèche du sous-système est de 100 Kg et la masse des ergols embarqués est de 1 150Kg. [1]

c. Techniques de propulsion

On peut distinguer quatre grands types de propulsion : [1]

- *La propulsion à propergol solide*

Les propulseurs, généralement de forte poussée, sont utilisés pour les manœuvres de transfert d'orbite ou pour la mise en rotation d'un composite constitué par l'étage supérieur du lanceur et du satellite lui-même. Des applications faibles poussées sont en cours de développement. Ce type de propulsion n'est pas réallumable.

Dans une fusée à propergol solide, au moment de la mise à feu du combustible, les gaz émis sont rejetés par la tuyère, ce qui propulse la fusée

- *La propulsion à gaz froid*

On utilise directement dans la tuyère du propulseur un gaz à température proche de l'ambiante, le plus souvent de l'azote, stocké dans un réservoir haute pression, et préalablement détendu au travers d'un détendeur régulateur de pression. La poussée peut atteindre quelques dizaines de Newton.

- *La propulsion liquide*

Les gaz qui sont éjectés à haute température par une tuyère supersonique résultent des réactions chimiques de décomposition ou de combustion d'un ou de deux ergols stockés sous forme liquide. La poussée des propulseurs varie de 0,5 Newton à quelque centaine de Newton et permet ainsi de couvrir les besoins d'une manœuvre de transfert d'orbite et ceux du contrôle d'attitude et d'orbite.

Bien que la plupart des pionniers dans le domaine de la fusée à propergols liquides aient utilisé l'essence comme carburant, l'alcool éthylique ou le kérosène raffiné furent par la suite largement employés. L'éthanol, utilisé dans les fusées V2, Viking et Redstone, brûle grâce à de l'oxygène liquide qui présente cependant l'inconvénient d'un point d'ébullition si bas que les pertes par évaporation demeurent considérables.

Les recherches pour trouver un substitut à l'oxygène liquide ont mené (en partie par hasard) à l'usage d'autres ergols liquides, connus sous le nom d'hypergols : ils consistent généralement en de l'acide nitrique (comburant), associé soit à de l'aniline, soit à de l'hydrazine (carburant). Un hypergol ne nécessite aucune mise à feu, carburant et comburant s'enflammant dès leur mise en contact : c'est une propriété majeure du dérivé de l'hydrazine connu sous le nom de diméthylhydrazine dissymétrique (en abrégé UDMH, de l'anglais Unsymmetrical

DiMethylHydrazine), un ergol communément employé en association avec l'oxygène ou le peroxyde d'azote.

L'hydrogène liquide est théoriquement le meilleur carburant, mais il est délicat et dangereux à manipuler. Ces problèmes d'utilisation furent néanmoins résolus par les équipes d'ingénieurs qui ont travaillé sur les lanceurs américains Centaur (conçu dans les années 1960 à partir du RL-10 du motoriste aéronautique Pratt & Whitney, premier moteur à ergols cryotechniques, hydrogène et oxygène en l'occurrence) et Saturn V (la fusée géante : 2 700 t et 110 m de hauteur des missions Apollo), et plus tard sur l'actuelle navette spatiale. Le couple hydrogène et oxygène liquide est également à la base de la technologie retenue pour l'étage principal cryotechnique (EPC) de la nouvelle fusée européenne Ariane 5.

Trois techniques apparaissent dans ce type de propulsion :

- L'hydrazine mono ergol [N_2H_4]
- Les diergols utilisant le couple Peroxyde d'azote – Monomethylhydrazine [$N_2O_4 - MMH$]
- Le dual mode qui associe les deux techniques précédentes en utilisant le Peroxyde d'Azote et d'Hydrazine.

- La propulsion électrique

Elle est fondée sur l'utilisation d'énergie électrique, fournie par une source externe au sous-système de propulsion proprement dit, pour accélérer le fluide propulsif. Les poussées sont de l'ordre de quelques dizaines à quelques centaines de mNewton.

D'autres techniques de propulsion sont à l'étude comme, par exemple, la propulsion hybride qui utilise un oxydant liquide ou gazeux (eau oxygénée,...) et un réducteur solide (polyéthylène...).

L'extension de l'utilisation de la propulsion électrique pour réaliser les manœuvres de transfert sur son orbite définitive d'un satellite géostationnaire est envisagée.

Compte tenu des faibles niveaux de poussée requis, les changements d'orbite des mini ou micro satellites pourront se faire avec les mêmes technologies que celles actuellement utilisées pour le contrôle d'orbite et d'attitude.

Le tableau I.1 résume les différentes technologies de propulsion, leurs domaines d'application et leurs principales performances [1].

Technologie	Manœuvre de transfert	Contrôle d'orbite	Contrôle d'attitude	Poussée [N]
Gaz froid		X	X	0,05-20
Solide	X			50-50000
Liquide :				
Hydrazine catalytique		X	X	0.5-2500
Hydrazine à surchauffe	X	X	X	0.05-0.5
Diergol	X	X	X	5-500
Dual mode				
Electrique :				
Electrothermique		X	X	0.1-0.2
Electrostatique		X	X	0.02
Plasma		X	X	0.01-0.1

Tableau I.1 Les différentes technologies de propulsion, leurs domaines d'application et leurs principales performances [1]

d. Les tuyères

Lorsque le contrôle actif est nécessaire, l'utilisation de tuyères commandées est un des moyens d'une stabilisation relativement simple.

Une tuyère est un actionneur "tout ou rien", donnant une poussée ou nulle ou constante et égale à sa valeur maximum et afin de ne pas perturber la trajectoire du véhicule, il ne faut pas créer de résultante 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.

Ce mode de stabilisation est particulièrement adapté aux stations spatiales nécessitant des couples importants.

Les moteurs-fusées, qui évoluent dans des conditions proches de celles du vide, nécessitent des tuyères de grande dimension pour que la vitesse d'éjection des gaz atteigne le seuil supersonique. La tuyère doit être composée d'abord d'une section convergente, allant de la chambre de combustion jusqu'à la portion la plus étroite -le col, où la vitesse du son est atteinte, puis d'une seconde section, le divergent - qui forme la partie visible de la tuyère : le diamètre de sortie peut atteindre quatre à cinq fois celui de la chambre de combustion [1].

Le flux rapide (plusieurs km/s) de gaz brûlants, en frottant contre les parois de la tuyère, pose l'épineux problème du transfert de chaleur, surtout si le temps de combustion doit dépasser quelques minutes au lieu de quelques secondes. Ce problème est encore plus critique près du col, où un refroidissement dit régénératif est souvent employé dans les moteurs à propulsion liquide : dans un moteur à oxygène et hydrogène liquides, par exemple, l'hydrogène peut être pompé pour circuler à travers de petites canalisations placées dans les parois de la tuyère, avant de poursuivre son trajet pour aller alimenter la chambre de combustion [1].

Il existe un autre mode de propulsion, envisagé pour des vols vers la terre et la lune et des missions vers des planètes éloignées : le moteur-fusée nucléaire. Il serait au moins deux fois plus efficace que le moteur à hydrogène et à oxygène liquides (déjà très performant), comme l'indique la comparaison de leur impulsion spécifique (I_{sp} , l'une des façons de mesurer la puissance d'un moteur-fusée en calculant la poussée fournie par kg de propergol brûlé par seconde) : celle du moteur à hydrogène et à oxygène liquides peut atteindre 450 N, le moteur-fusée nucléaire, tel qu'il était étudié aux États-Unis dans les années 1960-1970, était évalué à 1 100 N. Ce type de moteur utilise de l'hydrogène liquide transformé en gaz et chauffé par un réacteur à fission nucléaire jusqu'à de très hautes températures. L'hydrogène ne brûle pas, traversant simplement la tuyère à pression très élevée et à très grande vitesse [1].

D'autres types de moteurs-fusées évolués sont à l'étude pour d'éventuelles missions spatiales de longue durée, devant traverser des champs gravitationnels faibles. Dans ces conditions, des moteurs à faible poussée pourraient être employés, à condition que la poussée puisse se prolonger pendant un temps suffisamment long, grâce à une utilisation judicieuse des ergols. Parmi ces technologies futuristes, figure le moteur à plasma : il contient un gaz ionisé extrêmement chaud qui peut s'échapper vers l'arrière du moteur à une vitesse très élevée (voir Ionisation) ; le gaz ionisé peut être accéléré par un champ électromagnétique. Autre technologie, le moteur ionique expulse à de très grandes vitesses des atomes ionisés, de Césium par exemple, grâce cette fois à un champ électrostatique. Enfin, le moteur photonique pourrait éjecter des photons (simples particules porteuses d'énergie lumineuse) à la vitesse de la lumière. Bien que l'énergie d'un seul photon soit infinitésimale, l'immense quantité de photons éjectés permettrait à ce moteur de fournir de faibles poussées maintenues sur des intervalles de temps suffisamment longs.

I.2.3 Lancement et retour

Le lancement d'un véhicule spatial s'effectue à partir d'une base, contrôlée par des équipes d'ingénieurs et de techniciens opérant à distance depuis un bâtiment voisin. Les inspections avant le départ sont multiples, la mise à feu et le décollage n'arrivant qu'après une longue campagne de préparatifs.

Au retour, il faut surmonter le problème de la rentrée dans l'atmosphère. Dès les premiers vols habités, la solution retenue est celle du bouclier thermique, qui équipe entre autres les capsules américaines des programmes Mercury, Gemini et Apollo; sur la navette spatiale, des tuiles en céramique cimentées individuellement à la coque assurent la protection. Avant l'ère de la navette, qui se pose sur une piste d'atterrissage comme un avion, toutes les capsules américaines effectuent un retour dans l'océan. Les astronautes sont rapidement localisés puis récupérés par hélicoptère et recueillis à bord de navires de la marine américaine. Les spationautes russes (ou cosmonautes) atterrissent quant à eux en Sibérie, la capsule Soïouz étant freinée par un système de parachutes. [5]

I.3 SYSTEME DE COMMANDE D'ATTITUDE ET D'ORBITE (SCAO)

L'étude d'un satellite englobe plusieurs aspects, en ce qui nous concerne, cela sera celui de la commande ou du contrôle de ce dernier. Celle-ci est donnée par les équations du système de commande d'attitude et d'orbite (SCAO).

La commande d'attitude ainsi que celle de la trajectoire constituent les deux points importants du SCAO d'un satellite. Il s'agit pour le premier de maîtriser l'attitude (orientation) du satellite ou plus exactement le mouvement de celui-ci autour de son centre d'inertie. En ce qui concerne le second, c'est la courbe décrite par le centre d'inertie du satellite en mouvement périodique.

Le SCAO assure deux fonctions :

- la première consiste dans l'acquisition et le maintien de l'attitude désirée depuis la séparation avec le lanceur jusqu'à la fin de vie. Des changements d'attitude peuvent être prévus au cours de mission. Il en est de même en cas de passage en mode de survie ou l'attitude de consigne est souvent différente de l'attitude nominale à poste [1],
- la seconde est l'acquisition et le contrôle de l'orbite durant toute la durée de vie du satellite.

Le système de commande d'attitude et d'orbite doit compenser les couples perturbateurs qui dépointeraient le satellite, autrement dit, il doit assurer l'asservissement d'attitude du satellite en présence de ces perturbations en pointant les axes du véhicule vers les directions requises pour assurer sa mission, ainsi qu'assurer des corrections fines de manière à ce que lors de l'arrivée en poste, une correction finale rende l'orbite circulaire équatoriale et de période 24h, pour un satellite géostationnaire par exemple.

L'attitude du satellite est déterminée par l'orientation d'un système d'axes lié au satellite par rapport à des repères externes (terre, soleil, étoiles) à l'aide de détecteurs d'attitude. En fonction de l'attitude recherchée, les commandes d'attitude impriment les corrections de vitesse autour du centre de gravité. Quand à l'orbite, maintenir le satellite sur l'orbite prévue est indispensable à la réalisation de la mission; la détermination d'orbite fine (décimétrique) à bord est maintenant possible grâce à des équipements embarqués utilisant les systèmes de navigation (exemple GPS). C'est un pas important pour accroître l'autonomie des satellites (essentielle pour les constellations) qui peuvent déterminer et exécuter tous seuls les manœuvres d'orbite. Que celles-ci soient commandées depuis le sol ou automatiques à bord, elles utilisent le sous-système propulsion pour créer les incréments de vitesse [1]. L'ensemble de ces corrections se fait par poussées tangentes à l'orbite (est-ouest) ou normale à l'orbite (nord-sud).

Si on définit pour le satellite le trièdre roulis, tangage, lacet (angles de cardan), comme suit :

- l'axe de lacet, perpendiculaire à la face portant les antennes,
- l'axe de tangage, parallèle à l'axe de rotation des panneaux,
- l'axe de roulis, complétant le trièdre.

On a l'axe de lacet dirigé vers le centre de la terre, l'axe de tangage perpendiculaire à l'orbite (donc à l'Équateur) et l'axe de roulis tangent à l'orbite. Le trièdre (R, T, L) est donc confondu avec le trièdre orbital local (tangente, normal, géocentrique)

On peut citer 2 modes principaux qui se différencient par l'ampleur des couples perturbateurs appliqués au satellite [2] :

- le mode normal, pendant lequel le satellite est soumis essentiellement aux couples d'origine solaire,
- le mode correction de poste, pendant lequel le satellite est soumis aux couples induits par les propulseurs de correction, couples qui sont beaucoup plus forts que les précédents.

On peut citer en plus,

-le mode de tranquillisation du système après une correction de poste pour revenir en mode normal, ainsi qu'un certain nombre de modes de secours, d'attente ou de réaction.

I.3.1 La boucle SCA

Le SCA met en œuvre une boucle, celle-ci est refermée par la dynamique d'attitude du véhicule. C'est donc une propagation cyclique d'information et de phénomènes physiques, qui à tout instant, assure au satellite une correcte orientation dans l'espace [1].

On distingue à l'intérieur de la boucle :

a. La dynamique du véhicule spatial

L'attitude du véhicule évolue en fonction de sa structure et des couples subits. Certains de ces couples sont des couples perturbateurs, d'autres sont exploités pour le contrôle d'attitude. Ces couples sont d'origine interne ou externe au satellite.

b. La sous fonction estimation d'attitude

Cette sous-fonction a pour rôle l'estimation de divers paramètres qui caractérisent l'attitude courante du véhicule, tels que des angles ou des vitesses angulaires. Elle est mise en œuvre par un « estimateur traitant les mesures fournies par différents capteurs (ou senseurs) d'attitude.

c. La sous fonction commande

La commande établie les ordres à envoyer aux actionneurs afin que le véhicule rallie l'attitude de consigne. Ces ordres dépendent de l'estimation de l'attitude courante réalisée par la sous fonction précédente.

I.3.2 La fonction commande de l'orbite

Parmi les fonctions couvertes par le SCAO, une d'entre elles concerne la réalisation des manœuvres tant du point de vue de l'incrément de vitesse ΔV que du contrôle associé [1]. Selon le type de propulsion embarqué à bord du satellite, le calcul de ΔV à réaliser est effectué à bord (moyen de localisation par GPS ou DORIS) ou au sol (par moyens classiques). A partir de ce calcul on estime la durée d'ouverture de la ou des tuyères nécessaires à la génération de la force correspondante. Ces durées sont alors chargées à bord pour exécution aux dates voulues.

Certaines contraintes rejouent sur le sous-système de commande d'attitude et d'orbite :

- le choix de l'implantation des tuyères de contrôle d'orbite ou d'attitude.
- capteurs et actionneurs particuliers.

- la programmation des manœuvres en fonction des ΔV à réaliser.
- les performances différentes découlant de lois de contrôle différentes par rapport au mode normal.

I.4. CAPTEURS ET ACTIONNEURS

I.4.1. Les Capteurs [1]

Le choix d'un capteur d'attitude, ou senseur, dépend de plusieurs facteurs liés d'une part à la mission du véhicule et aux performances de pointage et de stabilité demandées, et d'autre part, aux sources de référence disponible.

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

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

- *Les Capteurs optiques*

Ces capteurs fournissent l'orientation dans l'espace du repère senseur lié au véhicule, par rapport à des directions de références extérieures offertes par les étoiles, la Terre et le soleil, détectées par leur système de visée dans les longueurs d'onde du visible ou de l'infrarouge.

- *Les capteurs stellaires*

Leur principe de fonctionnement est que la lumière provenant d'une étoile est collectée par un objectif et focalisée sur une matrice DTC (Dispositif à Transfert de Charge). Cette matrice en silicium permet de générer un électron pour chaque photon incident absorbé. Les électrons sont piégés dans une région de petite dimension appelée pixel et cela pendant une durée commandée.

Les charges ainsi obtenues sont ensuite rapidement transférées dans une zone mémoire qui peut être lue et analysée à une cadence relativement lente. Toute la matrice est en fait constituée de pixel et cela permet d'obtenir une image numérisée, pixel par pixel, du champ de vue de l'instrument. La position de l'étoile sur la matrice est alors obtenue en calculant le barycentre de l'énergie collectée par les pixels.

- *Les capteurs solaires*

Ils sont classés en deux catégories, les senseurs analogiques (grossiers) et les senseurs digitaux (précis). Ils sont couramment employés dans les phases d'acquisition d'attitude et en routine, soit pour détecter une présence Soleil, soit pour fournir un angle d'attitude.

Pour le premier type l'élément sensible est une cellule solaire au silicium, dont l'énergie reçue est fonction de l'inclinaison solaire, il permet de livrer la direction du soleil par rapport à sa normale à partir du courant de sortie I. Pour le deuxième type, on distingue les capteurs solaires à barrettes DTC qui reçoit l'image du soleil à travers un objectif et une fente ; le prélèvement des charges accumulées permet de déterminer les bords du soleil par un système à seuil. Et puis des capteurs solaires à matrice DTC ou le centre du soleil est déterminé par calcul barycentrique des pixels touchés par l'image du soleil, et permet ainsi de restituer un angle d'attitude 2-axes.

- *Les capteurs terrestres*

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

La direction de visée de ces capteurs vers la terre, permet d'obtenir directement deux angles d'attitude du satellite, le tangage et le roulis. Un senseur d'horizon terrestre comprend généralement quatre parties : un mécanisme de visée, un système optique, un détecteur de luminance, une électronique du traitement du signal.

- *Les capteurs magnétiques*

Les magnétomètres sont constitués principalement de bobines conductrices qui génèrent un courant ou une variation de courant lorsqu'elles sont placées dans un champ magnétique. A ce titre ce sont donc des capteurs très faibles, consommant peu et peu encombrants .Il en existe deux types principaux :les magnétomètres à induction qui délivrent la dérivée temporelle de la projection du champ selon l'axe de la bobine et les magnétomètres « flux gate » qui délivrent directement la projection du champ magnétique et non sa dérivée selon l'axe du capteur .En

associant trois magnétomètres disposés sur le satellite, Suivant trois axes orthogonaux, il est alors possible de mesurer le vecteur champ magnétique instantané tout autour de la Terre. On les utilise dans la boucle SCAO soit pour mesurer le champ magnétique instantané afin de mieux calibrer les couples à générer par des magnétos- coupleurs ; soit en vue d'un traitement de façon à restituer l'attitude.

- *Les capteurs inertiels*

Les capteurs utilisés en mesure d'attitude détectent le mouvement de leur boîtier par rapport à l'espace inertiel. Dans le cas de gyromètres, il y a détection du mouvement de rotation absolue et dans le cas d'accéléromètres, il y a détection du mouvement de translation accéléré.

On distingue plusieurs type de capteurs inertie :

- *Les gyromètres*

Ils permettent de mesurer la vitesse de rotation absolue. Ils sont utiles car les mesures de vitesse peuvent être fournies en permanence (contrairement aux capteurs optiques) et avec une très bonne précision à court terme On distingue plusieurs familles de gyromètres :

- Les gyromètres mécaniques
- Les gyromètres optiques
- Les gyromètres vibrants

- *Les accéléromètres*

Les capteurs inertiels fournissent au véhicule une direction fixe dans l'espace, les gyromètres délivrent l'attitude (vitesse angulaire) et les accéléromètres la position par rapport à cette référence. Ces accéléromètres sont surtout utilisés dans la navigation et le guidage des véhicules de rentrée et dans le contrôle (ou l'identification) des micro-vibrations générées par les parties mobiles à bord des satellites.

Leur principe est de mesurer l'accélération totale résultant des forces de surface. Par contre ils ne peuvent pas détecter les accélérations d'origine gravitationnelle puisque la masse d'épreuve et son boîtier sont soumis au même champ gravitationnel.

- *Le GPS (global positioning system)*

La constellation GPS comporte 24 satellites sur 6 orbites circulaires d'altitude 22000 Km, ces satellites émettent des signaux de radionavigation reçus par un récepteur à bord du véhicule à localiser, par l'intermédiaire d'une antenne RF [1]. Si l'on dispose de plusieurs antennes à bord

du véhicule, il est possible de déterminer son attitude par interférométrie de la porteuse entre les différentes antennes. La mesure d'attitude correspond à l'émission de signaux de radionavigation reçus par un récepteur à bord du véhicule à localiser. L'attitude est déterminée en comparant les vecteurs entre les antennes GPS connus dans le système de référence du véhicule et ces mêmes vecteurs dans un système de coordonnées topo centriques NED (North East Down), défini localement par les points cardinaux et la verticale. Le principe général de cette mesure est applicable à d'autres systèmes de radionavigation : DORIS, GLONAS,.....

Voici un tableau illustrant la précision de quelques capteurs :

Capteurs	Précision	Avantages	Inconvénients
Capteurs terrestres	0.05-1 deg	Taille moyenne	Dépend de l'orbite
Capteurs solaires	0.1-3 deg	Petit, léger	Problèmes d'éclipse
Capteurs stellaires	0.0001 deg	Précision élevée	Grand, lourd, complexe
Magnétomètres	0.5-5 deg	Pas cher, petit, léger	Basse altitude, précis
GPS	1 cm-50m	précis	cher

Tableau I.2 Précision de quelques Capteurs [1]

I.4.2. Les Actionneurs

Il existe deux types principaux de commande de l'attitude : les méthodes actives qui réalisent un pointage « axe par axe » du satellite en utilisant des actionneurs en couple (contrôle 3-axes), et les méthodes passives et assimilées, qui jouent sur l'action de rappel des couples perturbateurs pour assurer la stabilité (stabilisation par gradient de gravité) ou qui jouent sur les propriétés du moment cinétique (stabilisation par spin) [1].

Les méthodes passives ne permettent qu'une commande d'attitude grossière, qui convient à des satellites simples, n'ayant que de faibles exigences en pointage. Les méthodes de commande « 3-axes » qui sont aujourd'hui les plus répandues, offrent au contraire un meilleur potentiel de performances : précision et stabilité de pointage, manœuvrabilité, puissance électrique par l'orientation du générateur solaire; en revanche, à cause du besoin de senseurs et d'actionneurs, elles sont plus lourdes, plus complexes, et donc plus chères.

I.4.2.1. Actionneurs actifs (stabilisation active) [1]

a. Les Tuyères

Lorsque le contrôle actif est nécessaire, l'utilisation de tuyères commandées est un des moyens d'une stabilisation relativement simple.

Une tuyère est un actionneur "tout ou rien", donnant une poussée ou nulle ou constante et égale à sa valeur maximum et afin de ne pas perturber la trajectoire du véhicule, il ne faut pas créer de résultante 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.

Ce mode de stabilisation est particulièrement adapté aux stations spatiales nécessitant des couples importants.

b. Dispositifs d'échange de moment cinétique

Dans ce cas, on distingue deux catégories de techniques de contrôle 3-axes [1]:

- Celles qui utilisent un *moment cinétique embarqué*, que l'on réalise par une roue cinétique.
- Celles dites *3-axes actifs* qui utilisent un actionneur par axe contrôlé du satellite.

Ces actionneurs sont soit des roues de réaction soit des actionneurs gyroscopiques. Ces deux techniques requièrent l'une et l'autre d'autres actionneurs que les roues, qui sont des tuyères ou des magnétocoupleurs, pour permettre de déssaturer les roues quand elles atteignent leur vitesse maximale.

On distingue alors :

- *Les dispositifs à moment cinétique embarqué*

Ces systèmes ne comportent qu'une seule roue montée sur l'axe tangage du satellite; la roue est pointée à vitesse rapide quasi constante pour conférer au satellite une raideur gyroscopique sur 2-axes, comme si le satellite était lui même spinné, avec le même phénomène de nutation. Autour de l'axe tangage, l'attitude est commandée en pilotant la vitesse de la roue par de petites accélérations ou décélérations. Cette roue doit être périodiquement déssaturée quand elle atteint sa vitesse limite [1].

La dynamique des satellites de pointage terre, utilisant un moment cinétique embarqué révèle un phénomène intéressant de couplage « roulis lacet » dans le plan orbital, qui est mis à profit pour contrôler simultanément les axes de roulis et de lacet, en n'utilisant que la détection de l'erreur en roulis.

- *Les roues à réaction*

Ces systèmes utilisent des roues de réaction pour contrer les perturbations qui agissent sur le satellite : chaque axe est piloté par une roue qui accélère ou décélère pour créer un couple par réaction sur la plate-forme. Le couple ainsi créé corrige le dépointage détecté et ramène le véhicule dans sa position initiale. Si les perturbations sont périodiques sur le cycle orbital, la roue peut ne pas atteindre sa vitesse limite de rotation pendant plusieurs orbites ; par contre si les perturbations sont une composante continue, celle-ci fera croître linéairement la vitesse de la roue jusqu'à saturation.

Il est alors nécessaire d'appliquer un couple externe pour ramener la vitesse de la roue proche de zéro ; ce couple est réalisé par un autre actionneur (des tuyères suivant une direction perpendiculaire à l'axe de la roue ou des magnétocoupleurs pour lesquels on notera qu'ils ne peuvent désaturer une roue dont l'axe est parallèle au champ magnétique local) [1].

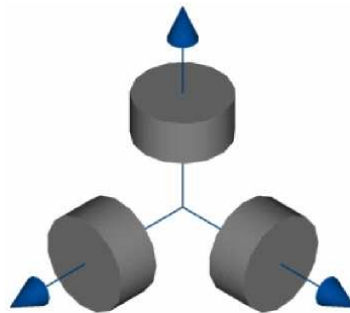


Figure I.2 Orientation des roues à réaction [4]

- *Les actionneurs gyroscopiques*

Les roues de réaction sont limitées à des capacités de couple de l'ordre de 1 N.m. Pour créer des couples de réaction plus importants, pour stabiliser des véhicules spatiaux à grandes inerties comme une station orbitale, ou pour réaliser des manœuvres rapides d'attitude, on utilise des actionneurs gyroscopiques (AG ou CGM Control Moment Gyros en anglais), capables de développer des couples jusqu'à plusieurs centaines de N.m; ces actionneurs sont assimilables à des roues cinétiques montées sur un cardan 1 ou 2-axes et génèrent un couple $\vec{C} = \vec{\Omega} \wedge \vec{H}$ perpendiculaire au moment cinétique de l'AG (\vec{H}) et proportionnel à sa vitesse de basculement ($\vec{\Omega}$).

c. Les magnéto-coupleurs

Les magnéto-coupleurs sont des dispositifs qui produisent un moment magnétique dans une direction désirée. Si le satellite est dans une orbite basse (LEO), le moment magnétique produit par les magnétocoupleurs peut interagir avec le champ magnétique terrestre et des couples externes peuvent être produits. Ils peuvent être utilisés pour réduire la déviation à 1 degré pour une orbite circulaire [6], la variation des angles de roulis et de tangage sont principalement provoqués par des couples de perturbation de gradient de gravité et d'aérodynamique.

Le couple maximum est de 10^{-3} Nm dans une région polaire, principalement utilisé pour la commande des angles roulis et tangage. Il est de 5×10^{-4} Nm à une région équatoriale principalement utilisé pour la commande de l'angle en lacet.

I.4.2.2. Stabilisation passive

• 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 :

"L'inertie en lacet est la plus faible et l'inertie en tangage (normale au plan de l'orbite) est la plus grande", le satellite dans cette configuration tend alors à aligner son axe lacet vers le centre de la terre [1].

Ce couple de rappel est d'autant plus important que les différences entre les inerties principales du satellite sont grandes ; c'est pourquoi pour pouvoir effectuer un pointage terre correct en présence des autres couples perturbateurs, il est souvent nécessaire d'augmenter ces différences d'inerties, ce que l'on réalise en dotant le satellite d'un long mat déployable.

Les couples de rappel dus au gradient de gravité étant faibles, les performances typiques de pointage pour les satellites stabilisés par gradient de gravité sont de quelques degrés à quelques dizaines de degrés. En outre, ces couples décroissent avec le cube du rayon vecteur orbital, ce qui fait que la stabilisation par gradient de gravité n'est utilisable que sur des orbites proches de la terre.

• Stabilisation par giration (ou par spin)

La stabilisation par giration est une méthode simple et passive qui permet d'assurer le pointage d'un axe du satellite dans une direction donnée : il suffit de mettre en rotation le satellite avec

une vitesse suffisamment élevée, puis de le laisser libre; il y a création d'un moment cinétique important, qui reste à peu près dans l'espace inertiel et permet au satellite d'être moins perturbé par les couples externes qui peuvent lui être appliqués. « Plus le moment cinétique sera élevé, moins l'attitude du satellite dérivera » [1].

I.5 LES PERTURBATIONS AGISSANT SUR UN SATELLITE

Les perturbateurs qui interviennent sur le comportement du satellite peuvent être classés en fonction de leur fréquence. Par exemple les couples dus aux radiations solaires ou à la traînée atmosphérique sont appliqués en très basse fréquence. Par contre les perturbations liées aux équipements embarqués à bord du satellite génèrent des perturbations à plus hautes fréquences. Leur prise en compte dans la synthèse du correcteur dépendra de leur fréquence par rapport à la bande passante du système bouclé.

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.

I.5.1 Perturbations externes

Ces efforts proviennent de l'environnement extérieur au satellite

- *Pression de radiation solaire*

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.[1]

- *Les couples magnétiques*

Les matériaux magnétiques et les boucles de courant présents dans le satellite interagissent avec le champ magnétique terrestre. Le satellite a un moment magnétique résiduel \vec{M} qui le conduit à se comporter comme un dipôle dans le champ magnétique terrestre \vec{B} . Les boucles de courant en rotation dans le champ magnétique ambiant donnent naissance à des courants de Foucault qui peuvent freiner le mouvement du satellite par dissipation d'énergie. Les matériaux

ferromagnétiques qui s'aimantent sous l'action du champ magnétique ambiant produisent également des couples perturbateurs.[1]

- *Résistance aérodynamique*
- *Couple du gradient de gravité*

I.5.2 Perturbations provenant d'équipements internes

- *Couples dus à l'émission de particules ou de rayonnement*

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

En cas de mésalignement des équipements propulseurs destinés à appliquer des efforts sur le centre d'inertie du satellite, des couples parasites apparaissent lors de l'émission.

Pour le contrôle d'attitude et d'orbite, nous avons deux aspects :

-couples engendrés sur le véhicule.

-Les modifications des forces appliquées au véhicule lors des manœuvres ce qui joue sur la programmation des ΔV . [1]

- *Perturbations provenant d'équipements mobiles*

La mise en rotation des pièces (antennes, bobines d'enregistreurs, générateurs solaires, miroirs,..) provoquent des couples perturbateurs souvent très importants sur le satellite.[1]

I.5.3 Ordre de grandeur des couples perturbateurs

Couple de perturbations	Ordre de grandeur
Couple aérodynamique	$2.681 \cdot 10^{-9}$ Nm
Couple de rayonnement	$3.157 \cdot 10^{-9}$ Nm
Couple de gradient de gravité	$3.688 \cdot 10^{-10}$ Nm

Tableau I.3 Ordre de grandeur des couples perturbateurs [4]

I.6 CONCLUSION

Un satellite doit constituer, un tout techniquement cohérent, du point de vue conception (lancement, vie orbitale), et cela en prenant en considération le facteur coût, la durée de vie des consommables et la fiabilité de ses constituants.

Avant de passer à une quelconque estimation des paramètres du satellite et la commande d'attitude, il est nécessaire de prendre en considération tous les aspects liés à ce dernier. Le satellite arrive à fonctionner grâce à un ensemble d'actionneurs qui ne peuvent assurer un bon fonctionnement sans les senseurs lié au satellite dont les critères de choix dépendent du type de satellite et de l'objectif de mission.

CHAPITRE II
Modélisation
Dynamique et Cinématique

II.1 INTRODUCTION

Dans le domaine de l'ingénierie, il est très important de disposer d'un modèle qui représente le comportement dynamique du système dans un but de dimensionnement, de simulation ou de commande.

Dans cette partie du mémoire nous présenterons la théorie et les équations sur la base desquelles le modèle de simulation du satellite UoSAT -12 sera développé. Elle comprend une description mathématique de la dynamique ainsi que la cinématique de l'attitude du satellite basée sur les quaternions. De plus, on verra une description des différents repères utilisés, ainsi que les différents senseurs et actionneurs utilisés.

II.2 SYSTEMES DE COORDONNEES

Différents types de systèmes de coordonnées seront utilisés durant la modélisation et cela afin de décrire l'orientation du satellite dans l'espace. Trois systèmes ont été choisis pour modéliser la dynamique de UoSAT-12 : un repère inertiel, un repère orbital et enfin un repère lié au satellite (Body frame).

II.2.1 Le repère orbital

Le premier repère qu'on définira est $(X_o Y_o Z_o)$ (voir figure (II.1)), appelé Repère orbital. Il a comme origine le centre de masse du satellite, l'axe Z_o est défini comme étant l'axe de la direction Nadir (i.e. dirigé vers le centre de la terre), l'axe Y_o est dans la direction anti-normal à l'orbite (la direction normal est défini grâce à la règle de la main droite), l'axe X_o vient compléter le trièdre. Bien que ce repère a comme origine le centre de masse du satellite, il n'est pas fixé sur ce dernier ; pour cela l'axe Z_o aura toujours un pointage Nadir.

II.2.2 Le repère inertiel (lié à la terre)

Le second référentiel qu'on définira et qu'on notera $(X_R Y_R Z_R)$ ça sera le référentiel inertiel. Son origine est située au centre de la terre avec l'axe Y_R dans la même direction que Y_o (Anti-normal), L'axe Z_R est dirigé vers le pôle nord de la terre et l'axe X_R vient compléter le trièdre. Ce référentiel est à la base utilisé pour calculer les latitudes et les longitudes du centre de masse du satellite quand il est en mouvement le long de l'orbite.

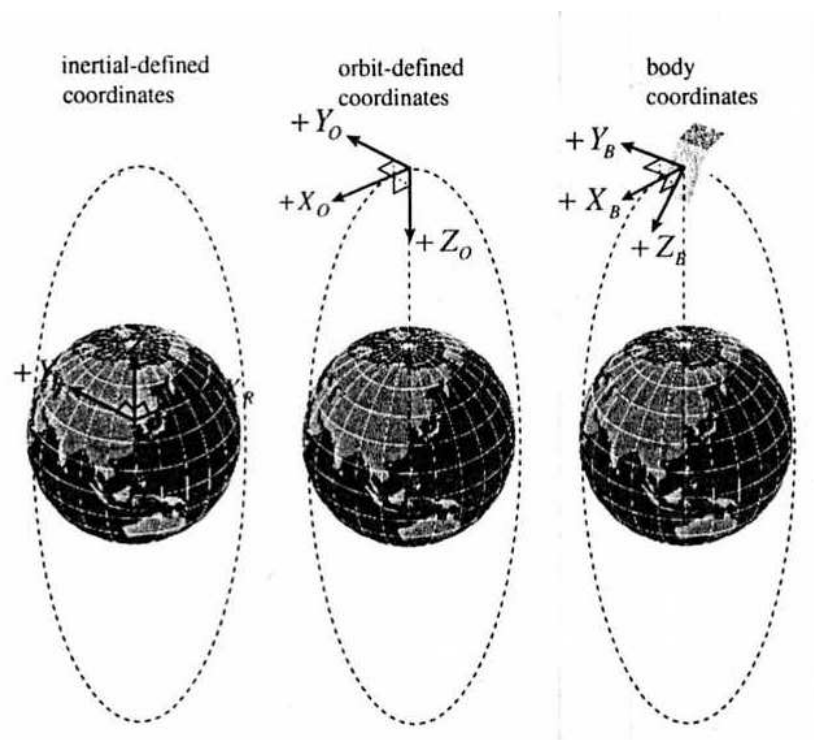


Figure II.1 systèmes de coordonnées [7]

II.2.3 Le repère Satellite (Body frame)

Le dernier type de repère qu'on verra ça sera le repère satellite (Fig.II.1) appelé repère satellite ou en anglais Body frame. L'origine de ce dernier se situe sur le centre de masse du satellite. Il est défini de façon à être fixé sur le corps du satellite et sera utilisé pour la détermination de l'orientation du satellite par rapport au référentiel orbital.[7]

II.3 LA REPRÉSENTATION DE L'ATTITUDE

Il y'a plusieurs façon pour décrire l'orientation d'un satellite .La représentation d'Euler (angles d'Euler) est adéquate pour l'interprétation géométrique, en particulier pour les petits angles .Ils sont souvent présentés comme paramètres d'entré/sortie durant le calcul d'attitude ; de plus ,les angles d'Euler sont intéressants pour trouver des solutions analytiques aux équations du mouvement dans des cas simple de petits angles. Cependant la représentation en quaternions d'attitude est le plus souvent utilisée lors de l'implémentation numérique et cela afin d'éviter les singularités et les fonctions trigonométriques complexes qui pourraient augmenter le temps de calcul. La représentation de l'attitude utilisant les quaternions ne nous donne par contre aucune description géométrique, pour cela il faut toujours revenir aux angles d'Euler pour interpréter.[7]

II.3.1 Les angles d'Euler

Communément utilisés dans l'orientation des bateaux et des avions, les angles d'Euler sont aussi utilisés dans le cas d'engins spatiaux en général et le cas des satellites en particulier. Ces trois angles s'appellent roulis, lacet et tangage ; ils sont obtenus à travers une séquence de trois rotations positives du repère (X_R, Y_R, Z_R) au repère (X_B, Y_B, Z_B) situé sur le corps du satellite. Il y'a plusieurs séquences possibles. La séquence qu'on va utiliser dans ce travail est la séquence positive 2-1-3 comme le montre la figure II.2. La première rotation c'est le tangage (Pitch) θ autour de l'axe Y_R , on obtiendra alors un nouveau repère (X'_R, Y_R, Z'_R) , la seconde rotation c'est le roulis (Roll) φ et c'est autour l'axe X'_R du repère obtenu, on obtiendra encore un nouveau repère (X'_R, Y'_R, Z''_R) . La troisième et dernière rotation, elle définit le lacet (Yaw) ψ , autour de l'axe Z''_R . Cette dernière rotation nous donnera notre repère satellite (X_B, Y_B, Z_B) .

La matrice d'attitude A , qui transforme n'importe quel vecteur du repère référence (X_R, Y_R, Z_R)

au repère satellite (X_B, Y_B, Z_B) est donné alors comme suit :

$$A = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \Psi \cos \varphi & -\sin \theta \cos \psi + \sin \psi \sin \varphi \cos \theta \\ -\sin \Psi \cos \theta + \sin \theta \cos \psi \sin \varphi & \cos \varphi \cos \theta & \sin \theta \sin \psi + \cos \varphi \cos \theta \sin \varphi \\ \cos \varphi \sin \theta & -\sin \theta \varphi & \cos \theta \cos \varphi \end{pmatrix} \quad (2.1)$$

On pourra passer du vecteur $\vec{\Omega}$ écrit dans le repère référence à un vecteur écrit dans le repère satellite par la relation :

$$\Omega^{[S]} = \Omega^{[B]} = A \Omega^{[R]}$$

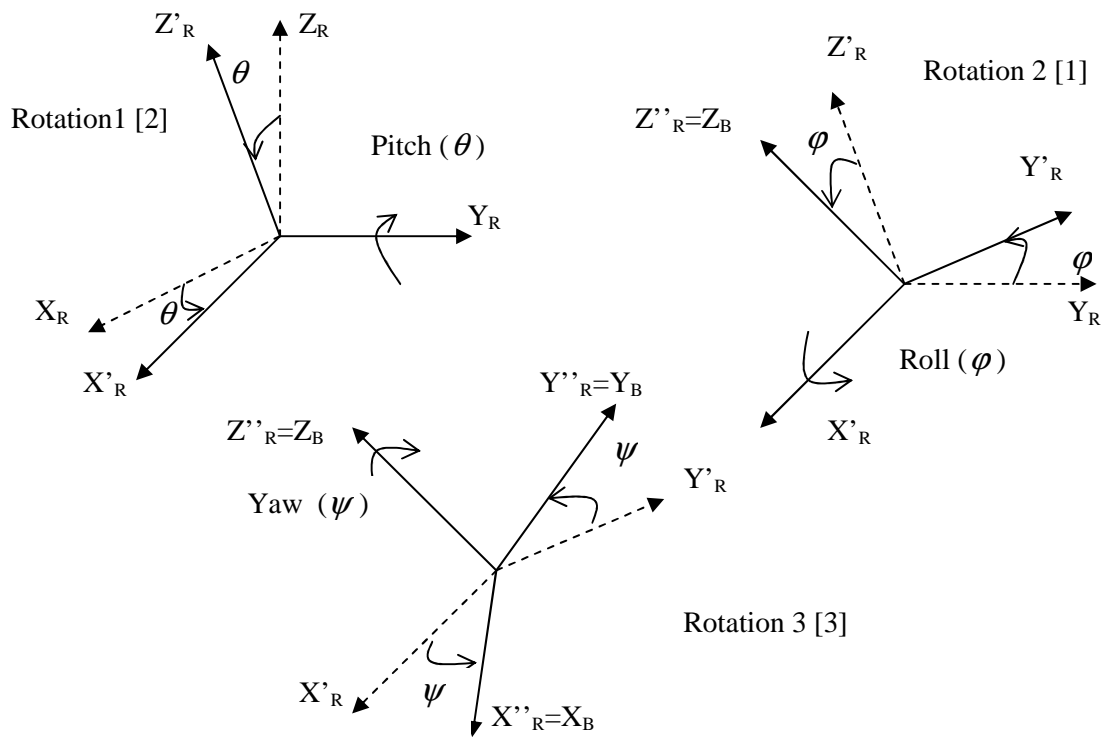


Figure II.2 Définition de la séquence de rotation [2-1-3]

Pour un satellite en pointage terre comme c'est le cas pour UoSAT-12, la matrice d'Attitude A transforme un vecteur du référentiel orbital au référentiel satellite (voir Fig.II.3)

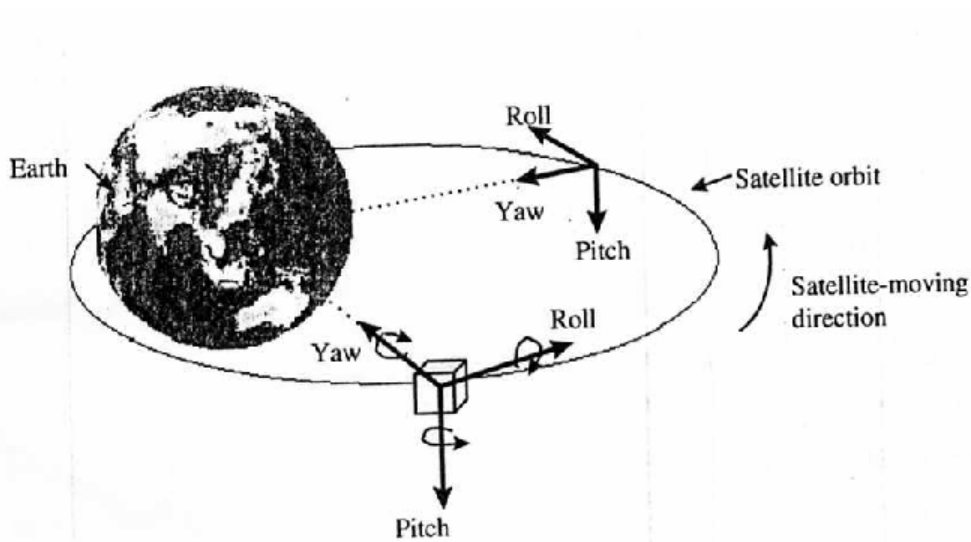


Figure II.3 Définition des angles d'Euler [7]

L'explication géométrique des trois angles d'Euler vue dans l'équation 2.1 est très apparente. Cependant, les équations cinématiques en utilisant les angles d'Euler engendrent des fonctions non linéaires trigonométriques très complexes et coûteuses lors de l'implémentation numérique. Sans oublier les singularités due à certaines rotations et qui engendrent des problèmes lors de la commande d'attitude. En vue de ces difficultés, les coordonnées d'attitude seront générées en intégrant les équations différentielles de quaternions. [7]

II.3.2 La Représentation en Quaternions

N'importe quelle rotation d'un corps solide peut être exprimée comme une rotation d'un angle ϕ autour d'un axe fixe \mathbf{e} . Pour cela, la matrice de transformation d'attitude peut être obtenue en utilisant l'angle de rotation ϕ . Les paramètres d'Euler symétriques ou Quaternions q_1, q_2, q_3, q_4 sont donnés par :

$$\begin{aligned} q_1 &\equiv e_{ox} \sin\left(\frac{1}{2}\phi\right) & q_2 &\equiv e_{oy} \sin\left(\frac{1}{2}\phi\right) \\ q_3 &\equiv e_{oz} \sin\left(\frac{1}{2}\phi\right) & q_4 &\equiv \cos\left(\frac{1}{2}\phi\right) \end{aligned} \quad (2.2)$$

Où,

$\mathbf{q} = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T =$ Vecteur de Quaternions d'attitude par rapport au repère orbital

$\mathbf{e} = [e_{ox} \ e_{oy} \ e_{oz}]^T =$ Vecteur d'Euler dans le repère orbital

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

Les quatre paramètres q_1, q_2, q_3, q_4 ne sont pas indépendants et sont reliés par l'équation :

$$\mathbf{q}^T \mathbf{q} = q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (2.3)$$

La matrice d'attitude Eq. (2.1) sera exprimé comme suit :

$$A = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Cette matrice ne contient pas de fonctions trigonométriques qui requièrent un temps d'implémentation numérique très élevé.

Des équations (2.1) et (2.4) il est maintenant possible d'établir une relation entre les deux représentations. Si la représentation en quaternions est utilisée, les angles tangages, roulis et lacet peuvent s'écrire sous la forme :

$$\theta = \arctan\left\{\frac{A_{31}}{A_{33}}\right\} \quad \varphi = \arcsin\{-A_{23}\} \quad \psi = \arctan\left\{\frac{A_{12}}{A_{22}}\right\} \quad (2.5)$$

Si les angles d'Euler sont connus, les composantes de la matrice A vont nous permettre d'écrire :

$$q_4 = \frac{1}{2}[1 + A_{11} + A_{22} + A_{33}]^{0.5}$$

$$q_1 = \frac{1}{4q_4}[A_{23} - A_{32}], \quad q_2 = \frac{1}{4q_4}[A_{31} - A_{13}], \quad q_3 = \frac{1}{4q_4}[A_{12} - A_{21}] \quad (2.6)$$

II.4 DYNAMIQUE DE L'ATTITUDE

Le mouvement du satellite présente deux aspects différents. La dynamique classique autorise selon certaines conditions un corps solide à être traité comme étant une combinaison de la translation du centre de masse et de la rotation du corps du satellite autour de ce dernier. La théorie du contrôle d'attitude ne prends en considération que le second aspect et ignore le premier.

Les équations du mouvement d'un satellite peuvent être divisées en deux : Les équations dynamiques du mouvement et les équations cinématiques du mouvement. Les équations dynamiques du mouvement exprime la relation qui existe entre la vitesse angulaire du satellite et les couples appliqués sur ce dernier. Les équations cinématiques du mouvement sont décrites par des équations du premier ordre qui expriment la relation existante entre l'attitude du satellite et la vitesse angulaire du satellite [8]

II.4.1 Equations dynamiques du mouvement

L'équation dynamique basique décrivant le mouvement du satellite en utilisant les lois de la mécanique classique est donnée par : [7]

$$\frac{dL}{dt} = N_{ext} - \omega_B^I \times (I\omega_B^I) = I\dot{\omega}_B^I \quad (2.7)$$

Ou :

L = moment cinétique global (satellite+roues)

$\omega_B^I = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ =vitesse angulaire du satellite par rapport à un référentiel inertiel.

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

$N_{ext} = [N_x, N_y, N_z]^T$ =couple extérieur appliqués au satellite incluant les couples de contrôle active et les couples perturbations externes.

Si le satellite est équipé de roue à réaction, de magnéto coupleurs et de tuyères ; la structure de l'équation dynamique ne changera pas.

En prenant en considération l'influence du couple du gradient de gravité, du couple engendré par les tuyères et des roues à réaction, l'équation dynamique du mouvement devient :

$$I\dot{\omega}_B^I = N_{GG} + N_D + N_M + N_T - \omega_B^I \wedge (I\omega_B^I + h) - \dot{h} \quad (2.8)$$

Avec :

$h = [h_x, h_y, h_z]^T$ =vecteur moment cinétique des roues à réaction

$N_{GG} = [N_{ggx}, N_{ggy}, N_{ggz}]^T$ =vecteur du couple gradient de gravité

$N_D = [N_{dx}, N_{dy}, N_{dz}]^T$ = couple des perturbations externes

$N_M = [N_{mx}, N_{my}, N_{mz}]^T$ = couple appliqué par les magnéto-coupleurs 3-axes

$N_T = [N_{Tx}, N_{Ty}, N_{Tz}]^T$ =couple appliqué par les tuyères 3-axes

II.4.2 Equations cinématiques du mouvement

II.4.2.1 Equations cinématiques en quaternions

Les équations cinématiques du mouvement sont définies par le taux de variation dans le temps de l'attitude du satellite et sont données par [7] :

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \Omega q = \frac{1}{2} \Lambda(q) \omega_B^o \quad (2.9)$$

avec : $\omega_B^o = [\omega_{ox} \ \omega_{oy} \ \omega_{oz}]^T$ vitesse angulaire du satellite par rapport à un référentiel orbital.

et :

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{oz} & -\omega_{oy} & \omega_{ox} \\ -\omega_{oz} & 0 & \omega_{ox} & \omega_{oy} \\ \omega_{oy} & -\omega_{ox} & 0 & \omega_{oz} \\ -\omega_{ox} & -\omega_{oy} & -\omega_{oz} & 0 \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

$$\Lambda(q) = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

La vitesse angulaire du satellite par rapport au référentiel orbital peut être obtenue à partir de la vitesse angulaire par rapport au référentiel inertiel comme suit :

$$\omega_B^o = \omega_B^I - A\omega_o \quad (2.12)$$

Si on considère que le satellite à une orbite presque circulaire et a une vitesse orbitale ω_0 alors

$\omega_B^o = [0 \ -\omega_0 \ 0]^T$ est un vecteur de rotation constant.

En utilisant la matrice de transformation d'attitude de l'équation (2.1) ou (2.4), l'équation (2.12) devient alors :

$$\begin{aligned}
\omega_{ox} &= \omega_x + \omega_0 A_{12} \\
\omega_{oy} &= \omega_y + \omega_0 A_{22} \\
\omega_{oz} &= \omega_z + \omega_0 A_{32}
\end{aligned}
\tag{2.13}$$

Vu la simplicité de la modélisation cinématique basée sur les quaternions ces derniers sont souhaitables lors du calcul de la commande en temps réel.

Pour cela on définit le vecteur quaternion de l'erreur q_e qui est la différence entre le quaternion à l'instant t et le quaternion d'attitude désiré q_c . Il peut être représenté par [9], [6] :

$$\begin{bmatrix} q_{e1} \\ q_{e2} \\ q_{e3} \\ q_{e4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{4c} & q_{3c} & -q_{2c} & -q_{1c} \\ -q_{4c} & q_{4c} & q_{4c} & q_{4c} \\ q_{4c} & q_{4c} & q_{4c} & q_{4c} \\ q_{4c} & q_{4c} & q_{4c} & q_{4c} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}
\tag{2.14}$$

Avec :

$$q_e = [q_{1e} \ q_{2e} \ q_{3e} \ q_{4e}]^T = \text{Vecteur erreur du quaternion d'attitude}$$

$$q_c = [q_{1c} \ q_{2c} \ q_{3c} \ q_{4c}]^T = \text{Quaternion d'attitude de contrôle}$$

II.4.2.2 Equations cinématiques utilisant la séquence d'Euler 2-1-3

Pour la séquence d'Euler 2-1-3, les équations cinématiques peuvent être déduites en utilisant la vitesse angulaire du satellite par rapport au référentiel orbital ω_B^o comme suit :

$$\begin{aligned}
\dot{\phi} &= \omega_{ox} \cos \psi - \omega_{oy} \sin \psi \\
\dot{\theta} &= (\omega_{ox} \sin \psi + \omega_{oy} \cos \psi) \cos \phi \\
\dot{\psi} &= \omega_{oz} + (\omega_{ox} \sin \psi + \omega_{oy} \cos \psi) \tan \phi
\end{aligned}
\tag{2.15}$$

On peut voir que les dynamiques de ces trois angles ne sont pas indépendante et on voit bien le fort couplage existant entre ces angles.

Un autre point important est que la représentation 2-1-3 a une singularité lorsque l'angle roulis est égal à 90° .

II.5 SYSTEME DE COMMANDE D'ATTITUDE DU SATELLITE UoSAT-12

Le satellite UoSAT-12 utilise des senseurs de type solaire (8 unité), stellaire (2 unités), des magnétomètres (3unités) pour la mesures les composante du champ magnétique dans le repère satellite, un gyroscope et en fin un senseur de type GPS.

Il utilise comme actionneurs des roues à réactions (3-axes) et pour la dessaturation des magnéto- coupleurs et des tuyères sur les 3 axes.

Les roues à réaction utilisées dans le satellite UoSAT-12 ont pour principales fonctions [10]

- Le pointage 3-axes et le contrôle des manœuvres lors de la capture d'images
- Pointage Nadir et pointage soleil
- Accélération et décélération rapide du satellite
- Compenser les couples de perturbation engendrés par le système de propulsion lors du contrôle d'orbite
- Calibrages des tuyères et du tenseur de l'inertie sur orbite

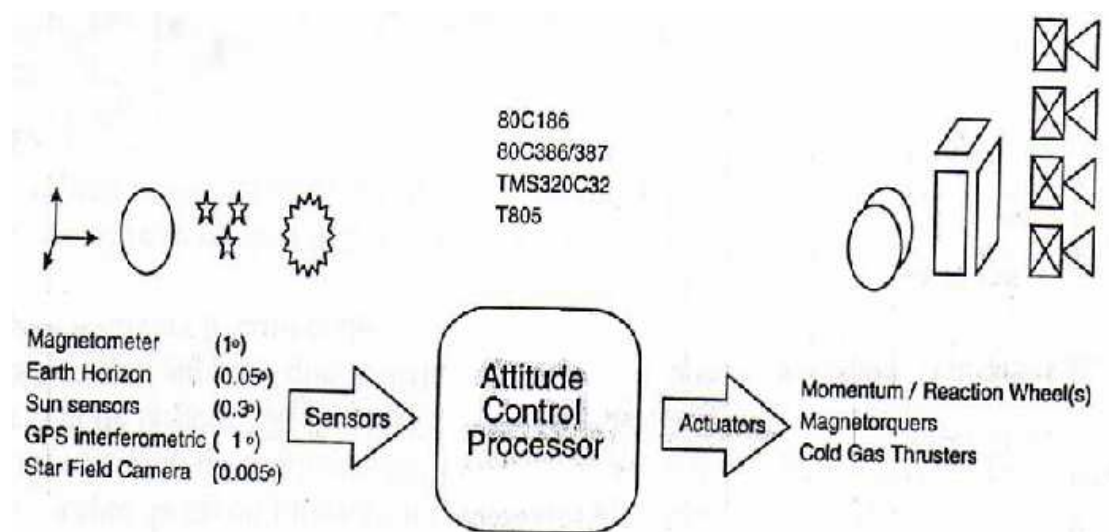


Figure II.4 Le bloqe diagramme du système de contrôle d'attitude de UoSAT-12

[7]

II.6 CONCLUSION

Pour aboutir à un modèle dynamique représentant un satellite artificiel, il est impératif en premier lieu de choisir un système d'axe approprié, ou plus exactement le repère par rapport auquel nous allons nous référer. Il y a également le théorème du moment cinétique, qui est le point de départ de toutes les équations visant à représenter le système, sans oublier l'importance des inerties du satellite.

Plusieurs représentations peuvent être utilisées suivant l'application pour laquelle est destinée le satellite, le mouvement de ce dernier est représenté soit par les angles d'Euler φ , θ et ψ , soit par les quaternions, qui sont le plus souvent utilisés lors de l'implémentation numérique et cela afin d'éviter les singularités et les fonctions trigonométriques complexes qui pourraient augmenter le temps de calcul. Le seul inconvénient de cette représentation est l'absence d'interprétation physique évidente. Il faut donc toujours revenir à une représentation par angles d'Euler.

CHAPITRE III
*Calibrage en orbite
de la matrice d'Inertie*

III.1 INTRODUCTION

La tendance ces dernières années est de fabriquer des satellites plus petits plus performants et moins coûteux. La génération actuelle requiert un système de commande d'attitude permettant un pointage fin et des manœuvres rapides.

Le calibrage sur orbite de l'attitude est souvent nécessaire afin de maintenir les performances des manœuvres et de pointage en s'accommodant à un éventuel changement dans la distribution de la masse. Ce changement peut être dû à plusieurs problèmes pouvant survenir une fois le satellite en orbite et au fur et à mesure qu'il évolue dans l'espace. On peut citer :

- Perte de masse due à la percussion du satellite avec un objet en mouvement dans l'espace
- Diminution importante de carburant
- Le satellite contient des parties mobiles (dans certains cas de satellites) ...etc.

Si ce système n'est pas correctement calibré en orbite, une erreur significative sur l'attitude peut en résulter et cela selon que le satellite soit mini satellite ou satellite. Notons que dans le cas des micros satellite cet effet est généralement négligeable.

UoSAT-12 est un satellite peu coûteux de 320 kilogrammes construit par Surrey Satellite Technology Ltd (SSTL) ; il utilise une configuration 3-axes de roue à réaction et un système de tuyères à gaz froid afin de permettre un contrôle précis et rapide de l'attitude ; des magnéto-coupleurs assistent les roues afin de les désaturer en cas de besoin.

Ce satellite est un démonstrateur des hautes performances en matière de commande d'attitude, de rendements élevés et de maintenance en orbite pour une future constellation de satellites d'observation de la terre. Un des principaux dispositifs de l'approche peu coûteuse de Surrey est de remplacer des conditions de calibrage serrées et chères effectué au sol par un calibrage en orbite [7].

Dans cette partie du mémoire on présentera une méthode basée sur les moindres carrés récursifs qui nous permettra d'estimer en orbite la matrice d'inertie (moments et produits d'inertie) du satellite. Afin de faciliter cette estimation, on perturbe un des axes à l'aide d'une des roues à réaction et on commande les deux autres afin de maintenir leurs vitesses angulaires respectives proches de zéro ; et en une fraction d'orbite ,trois des éléments de la matrice d'inertie seront identifiés.

Cette procédure est alors répétée pour les deux autres axes afin d'obtenir les neuf composant de la matrice d'inertie .Elle est conçue pour empêcher la saturation des roues à réaction tout en gardant les perturbations sur l'attitude dans les limites admissibles mais aussi rejetés les couples de perturbations externes et au bruit des capteurs.

Des résultats de simulation seront présentés pour illustrer les performances de cette technique.

III.2.MOTIVATION DE L'ESTIMATION DE LA MATRICE D'INERTIE

Pour la plupart des missions scientifiques des satellites, on exige que le système de commande d'attitude fonctionne avec la plus grande exactitude possible pour atteindre les objectifs de missions. Par conséquent, il est nécessaire de bien connaître le modèle non linéaire du satellite, et de ses différents paramètres tels que moments d'inertie, les paramètres des tuyères, les différentes masses etc. Mais dans la plupart des cas, ces paramètres ne peuvent pas être déterminés au sol mais plutôt une fois le satellite en orbite ; pour cette raison on doit trouver une méthode d'estimation applicable dans ce cas et robuste à toutes sortes de perturbations agissantes sur le satellite : couples, bruits des capteurs et des actionneurs. Une autre condition est que seules les mesures prises par les capteurs (attitudes et vitesse angulaires) peuvent être employées pour la détermination. En raison de ces contraintes et du comportement non linéaire du satellite ; les méthodes standard ne peuvent pas être employés pour l'estimation.

De nouvelles méthodes doivent être envisagées. L'idée est de comparer les mesures de capteurs influencées par les perturbations mentionnées ci-dessus, et les résultats d'une simulation assistée par ordinateur.

La différence entre les informations mesurées et les résultats de simulation une fonction va nous déterminer ce qu'on appelle une *fonction coût*. Dans la boucle d'itération, les valeurs des paramètres sont estimées en les faisant varier jusqu'à ce que cette fonction atteigne son minimum.

L'applicabilité et l'exactitude de cette méthode sont prouvées dans le cas d'estimation des paramètres du système de propulsion. Cette méthode est également applicable à d'autres paramètres comme les *moments d'inertie*.

Avant de passer à une méthode d'estimations des moments et des produits d'inertie nous allons présenter les techniques conventionnelles de mesure de ces derniers.

• Mesure du moment d'inertie

Il existe plusieurs méthodes pour la mesure du moment d'inertie, le choix de la méthode dépend de l'exactitude et du degré d'automation requis et bien sur des restrictions budgétaires.

Il existe deux méthodes pouvant être utilisées dans notre cas :

- Accrocher l'objet à un pendule de torsion
- Faire osciller l'objet sur une tige de torsion

Il y a un certain nombre de problèmes pratiques se produisant en accrochant la plupart des articles d'essai à un pendule de torsion. Où attacher le pendule de torsion ? Comment accrocher le système au complet? Comment calibrer le dispositif ? et que faire pour corriger le changement du calibrage quand le poids de l'objet d'essai étire le pendule de torsion ?

Les instruments modernes de la mesure d'inertie se composent d'un pendule inversé de torsion qui oscille dans les sens de rotation et un moyen pour mesurer la période exacte de l'oscillation du pendule de torsion [11].

• Mesure du produit d'inertie

Le produit d'inertie est généralement mesuré à l'aide d'une machine à équilibre rotationnel. Dans ce type de machine, l'objet est tourné à une vitesse d'environ 100 RPM et les forces de réaction contre les roulements supérieurs et inférieurs d'axe sont mesurées. le produit de l'inertie est alors calculé automatiquement par l'ordinateur en ligne en utilisant les formules qui prennent en considération l'espacement vertical entre les roulements supérieurs et inférieurs et la taille de l'objet au-dessus de la surface de montage de la machine.

Un objet tel que le satellite avec des panneaux solaires prolongés ne peut pas être mesuré en utilisant la méthode de rotation en raison des erreurs introduites par l'air entraîné et enfermé et des turbulences.

Le produit d'inertie peut être déterminé en effectuant une série de mesures de moment d'inertie avec l'objet orienté dans six différentes positions [12] Le produit de l'inertie peut alors être calculé en utilisant les formules, qui impliquent les angles de rotation des différentes positions de montage.

Cependant pour un satellite et en particulier un mini satellite tel que UoSAT-12 ces méthodes de mesures ne sont pas applicables, c'est pour cela qu'il faut envisager d'autres méthodes.

III.3 INFLUENCE D'UNE VARIATION D'INERTIE SUR LE SATELLITE UoSAT- 12

Avant de présenter les méthodes d'estimation existantes et l'application de celles-ci aux satellites, il nous faut étudier l'influence et les effets néfastes que pourrait avoir une variation des inerties du satellite sur la commande de l'attitude. On a jugé donc important de simuler le comportement de notre satellite dans le cas très probable où un changement sur les inerties survient, à cet effet une commande de type PD a été appliquée au satellite.

UoSAT-12 établi par Surrey Satellite Technology Ltd est un démonstrateur des hautes performances en matière de contrôle d'attitude et du maintien en orbite pour une future constellation de satellite d'observation de la terre. Ce satellite utilise une configuration à 3 roues à réactions et un système de tuyères à gaz froid afin de permettre une haute précision et une rapidité dans le contrôle d'attitude ; des magnéto coupleurs assistent les roues afin d'assurer leurs désaturation [7].

A partir des équations dynamique et cinématiques du mouvement on peut alors synthétiser une commande du type PD :

On choisit comme loi de commande le couple réel appliqué par les roues à réaction sur le satellite :

$$U_{réel} = \dot{h} = K_p q_e + K_d \omega_B^I$$

Les gains K_p et K_d sont déterminés par simulation.

III.3.1 Résultats de simulations

Pour les paramètres de simulation : $k_p=0.5$; $k_d=1.9$.

$$K_p = I_{(3 \times 3)} k_p$$

$$K_d = I_{(3 \times 3)} k_d$$

1)- Dans le cas sans perturbations et pour une attitude initiale : $q = [0.18; 0.12; -0.36; 0.9075]$; et un pointage Nadir (pointage terre) $q_c = [0; 0; 0; 1]$.

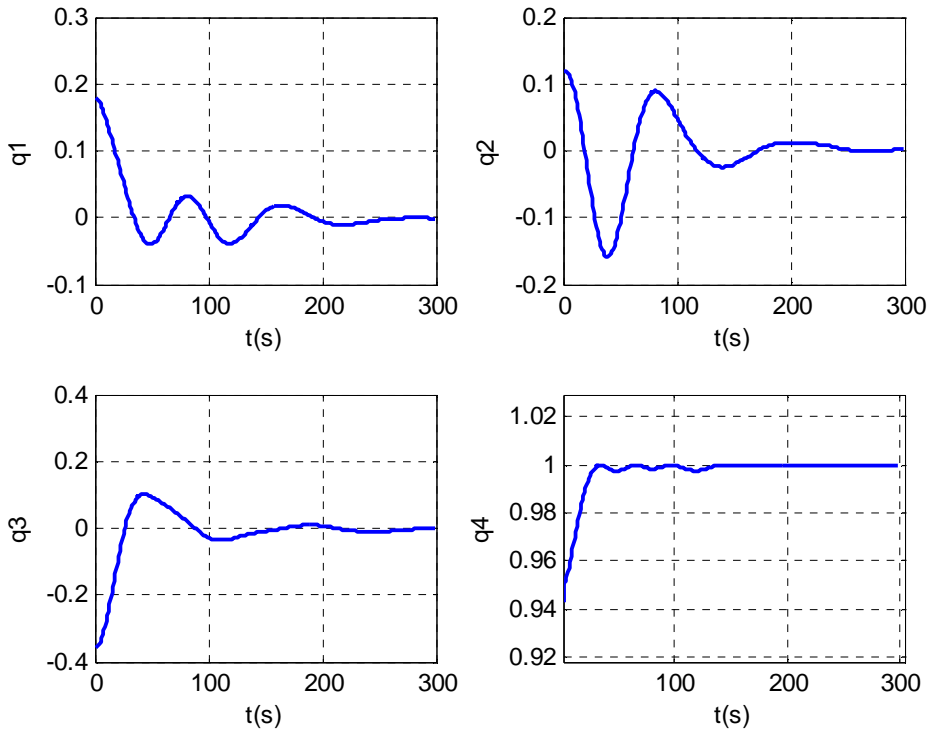


Figure.III.1.a Quaternions d'attitude pour satellite soumis à aucune perturbation

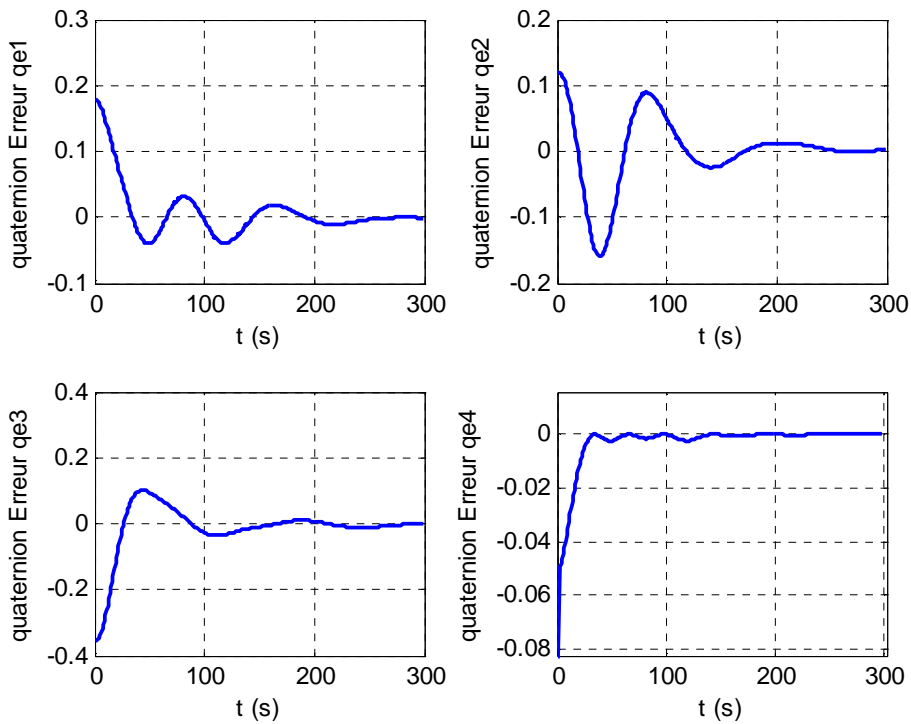


Figure.III.1.b Quaternions Erreur d'attitude pour satellite soumis à aucune perturbation

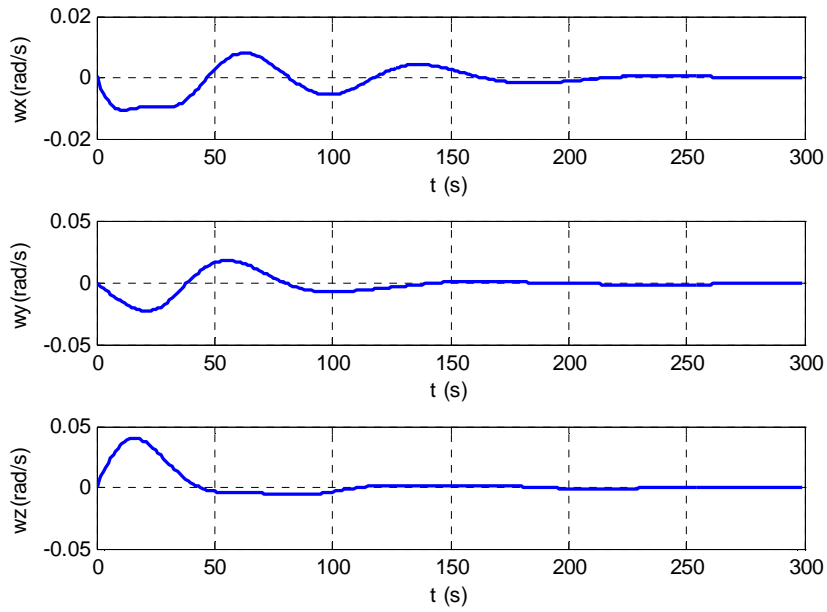


Figure.III.1.c Les vitesses angulaires pour satellite soumis à aucune perturbation

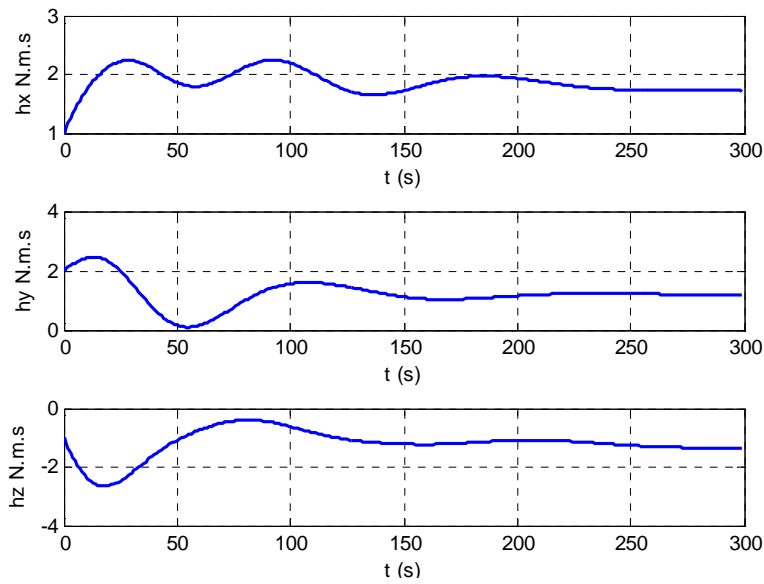


Figure.III.1.d Les moments cinétiques des roues à réaction pour satellite soumis à aucune perturbation

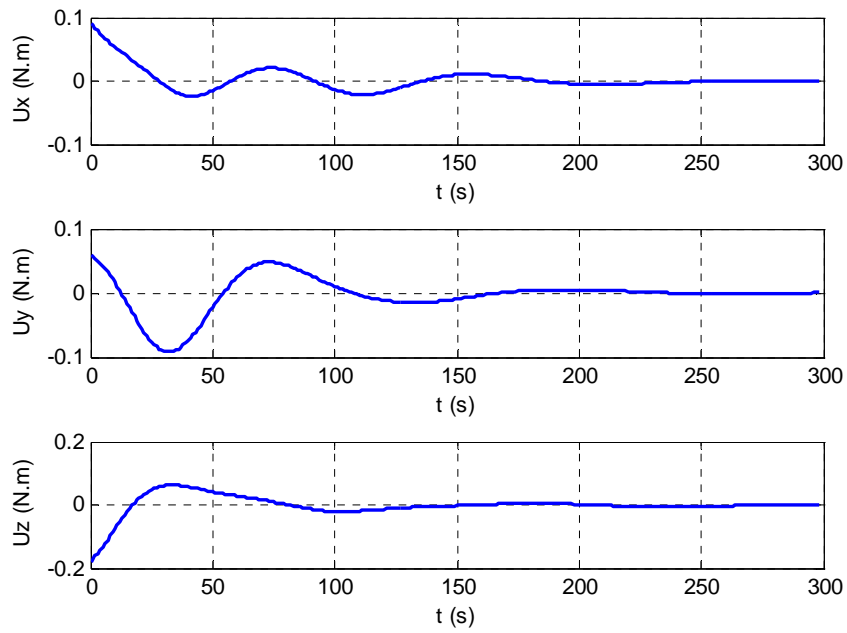


Figure.III.1.e Les couples appliqués par les roues à réaction pour satellite soumis à aucune perturbation

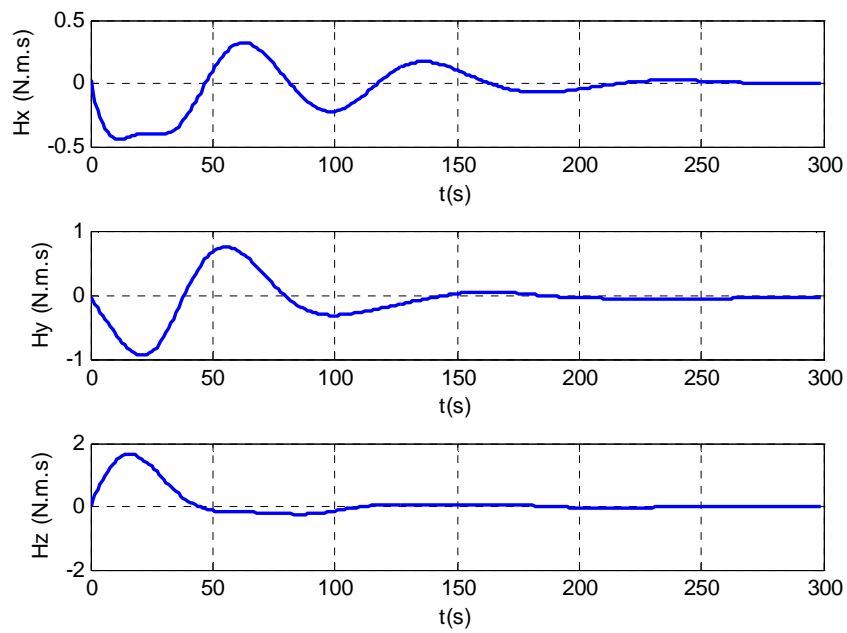


Figure.III.1.f Les moments cinétiques globaux des roues à réaction pour satellite soumis à aucune perturbation

2)-Dans le cas où on considère une perturbation de l'ordre de $N_{ext}=10^{-4}N.m$

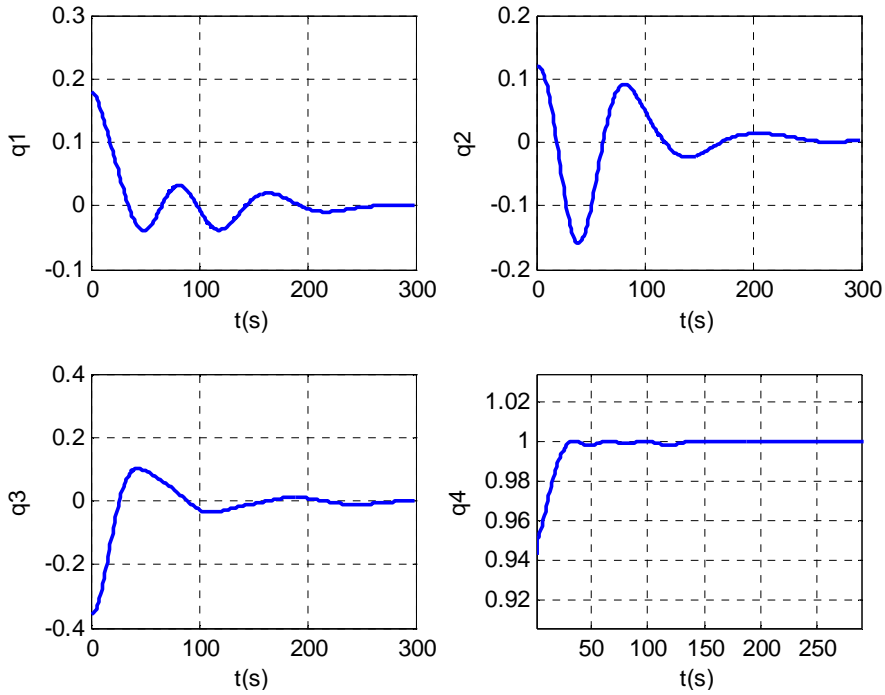


Figure.III.2.a Les quaternions d'attitude pour le satellite soumis à une perturbation

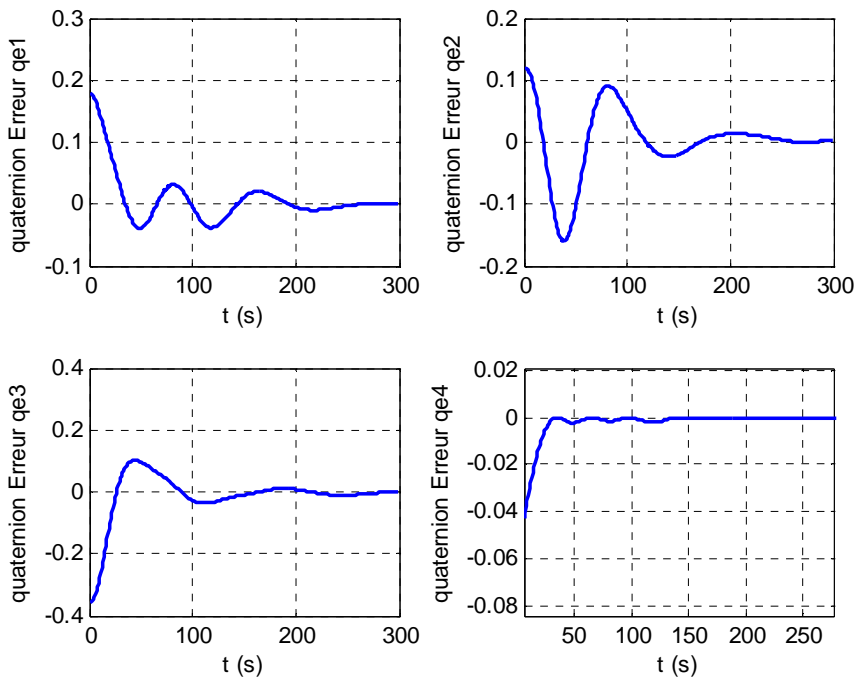


Figure.III.2.b Les erreurs d'attitude pour le satellite soumis à une perturbation

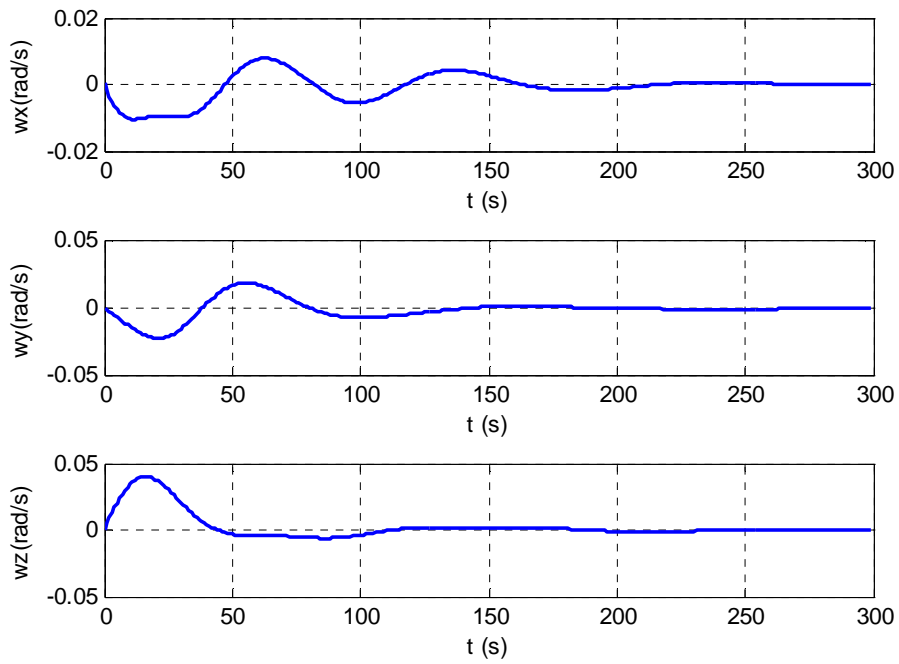


Figure III.2.c Les vitesses angulaires des roues à réaction pour le satellite soumis à une perturbation

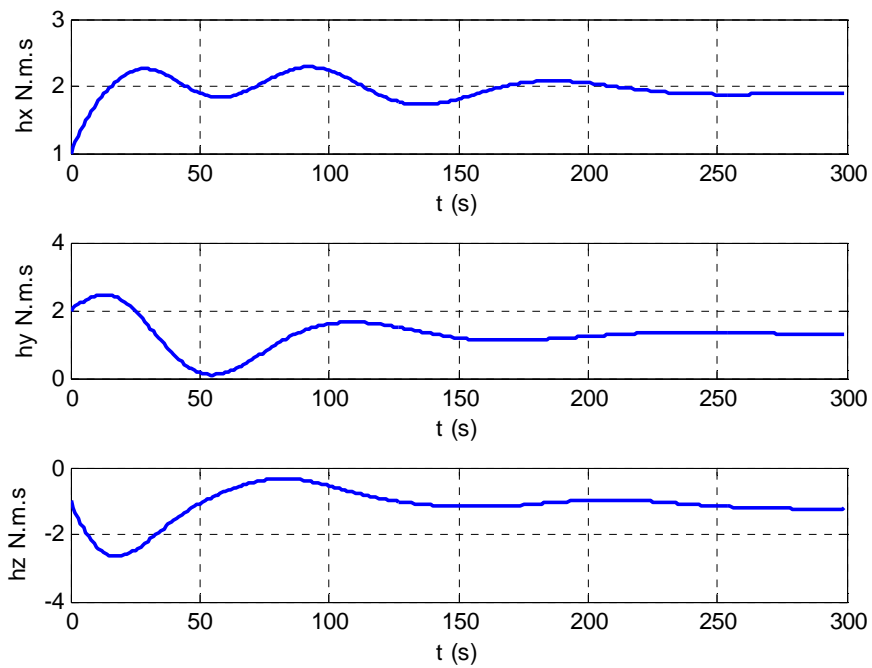


Figure III.2.d Les moments cinétiques des roues à réaction pour le satellite soumis à une perturbation.

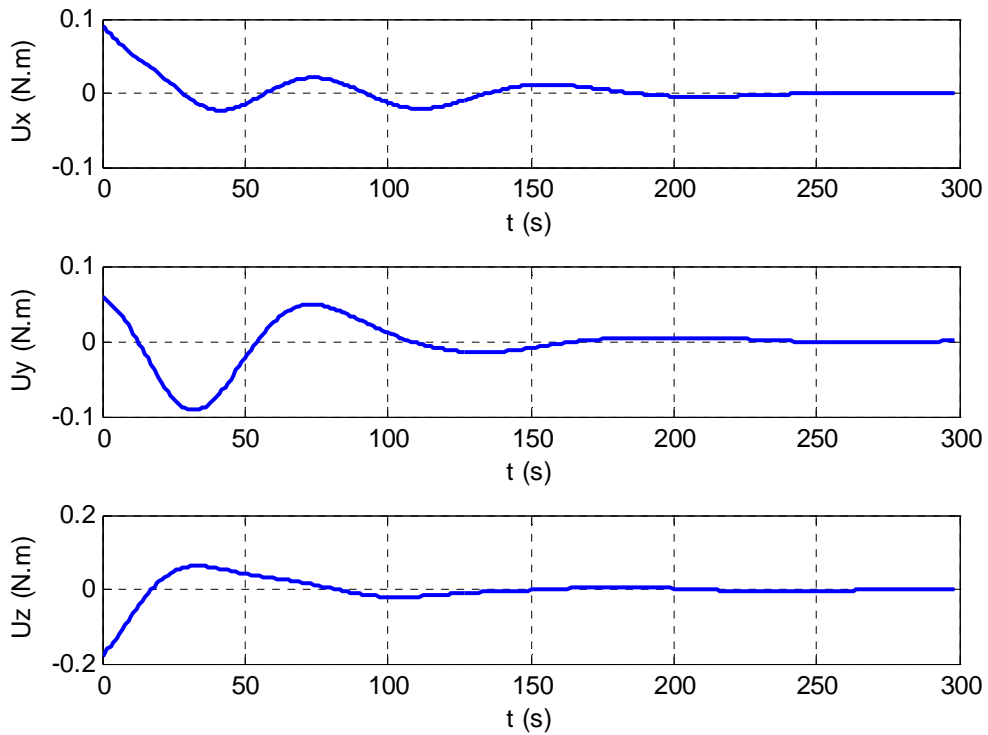


Figure III.2.e Les couples appliqués par les roues à réaction pour le satellite soumis aux perturbations

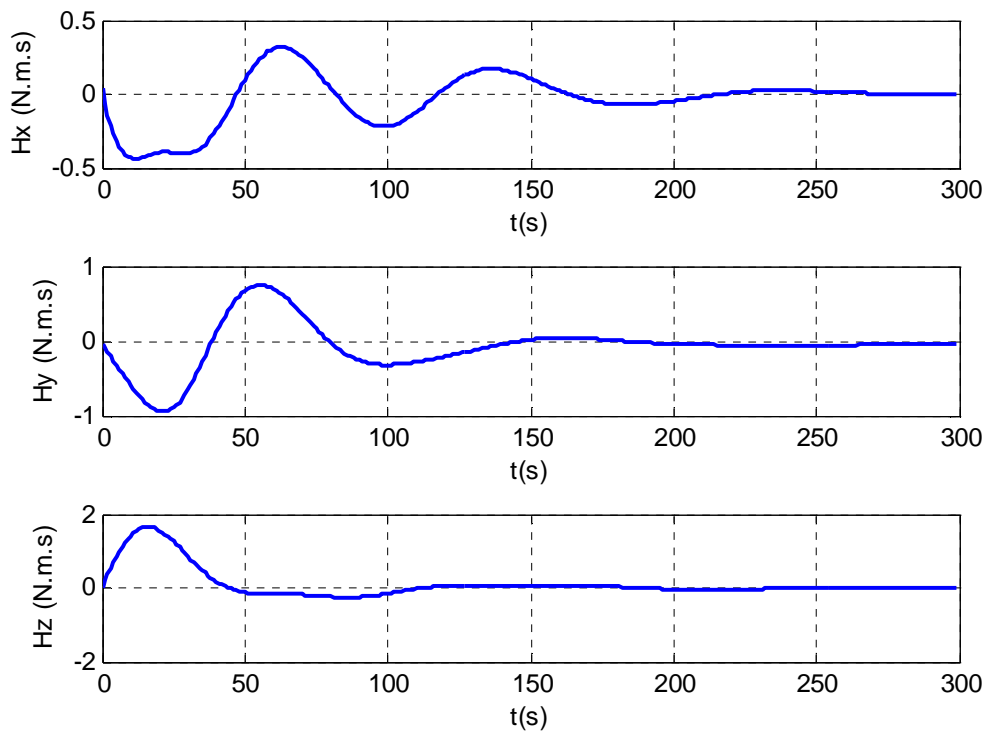


Figure III.2.f Les moments cinétiques globaux des roues à réaction pour le satellite soumis aux perturbations.

Remarque :

On voit que les perturbations extérieures influencent de façon négligeable les réponses de notre système.

3)- Dans le cas où on a une variation sur les moments d'inertie du satellite et là on distingue deux cas ; le cas où on a une erreur sur l'inertie de -30% et l'autre là où on a une variation de +30%

- pour une variation de -30% sur les inerties principales :

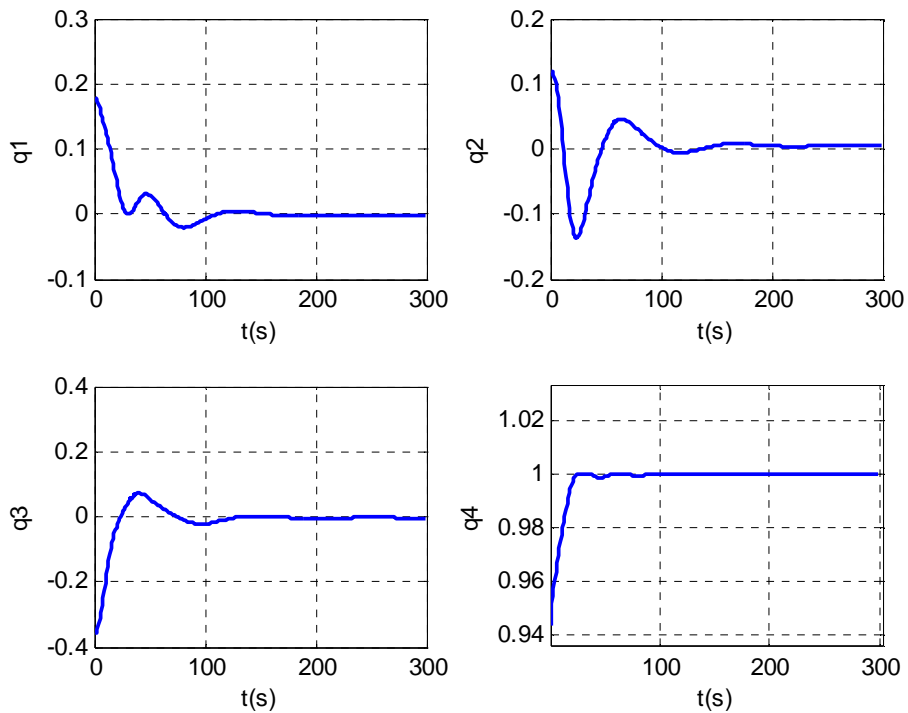


Figure III.3.a Les quaternions d'attitude pour des inerties diminuées de 30 %.

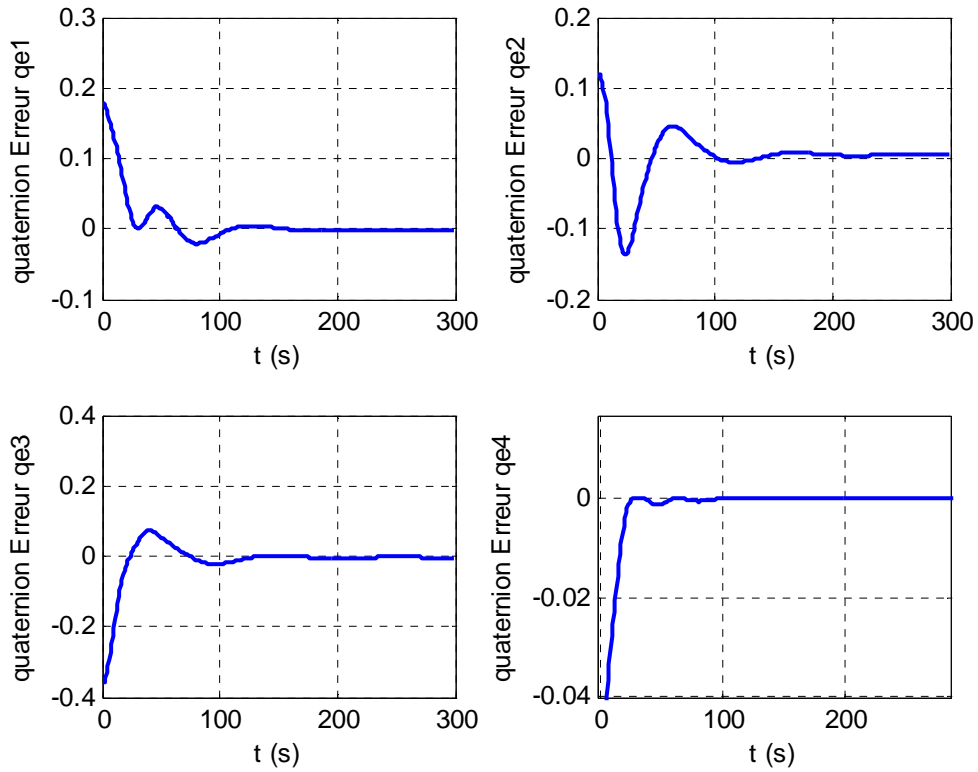


Figure III.3.b Les erreurs d'attitude pour des inerties diminuées de 30 %.

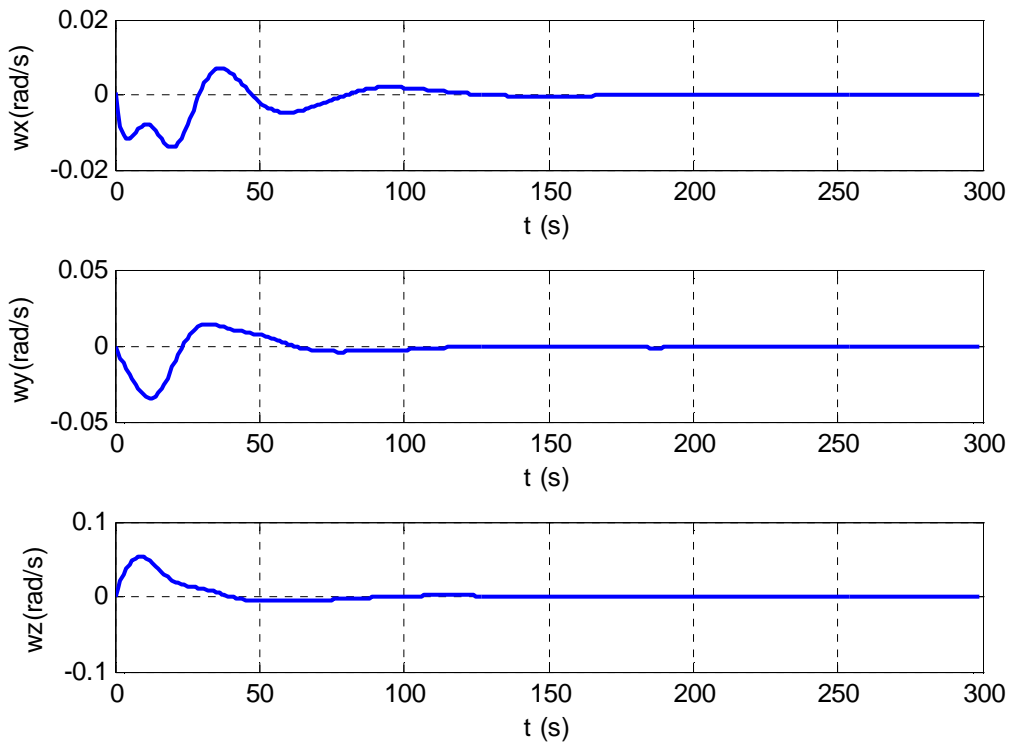


Figure III.3.c Les vitesses angulaires des roues à réaction pour des inerties diminuées de 30 %.

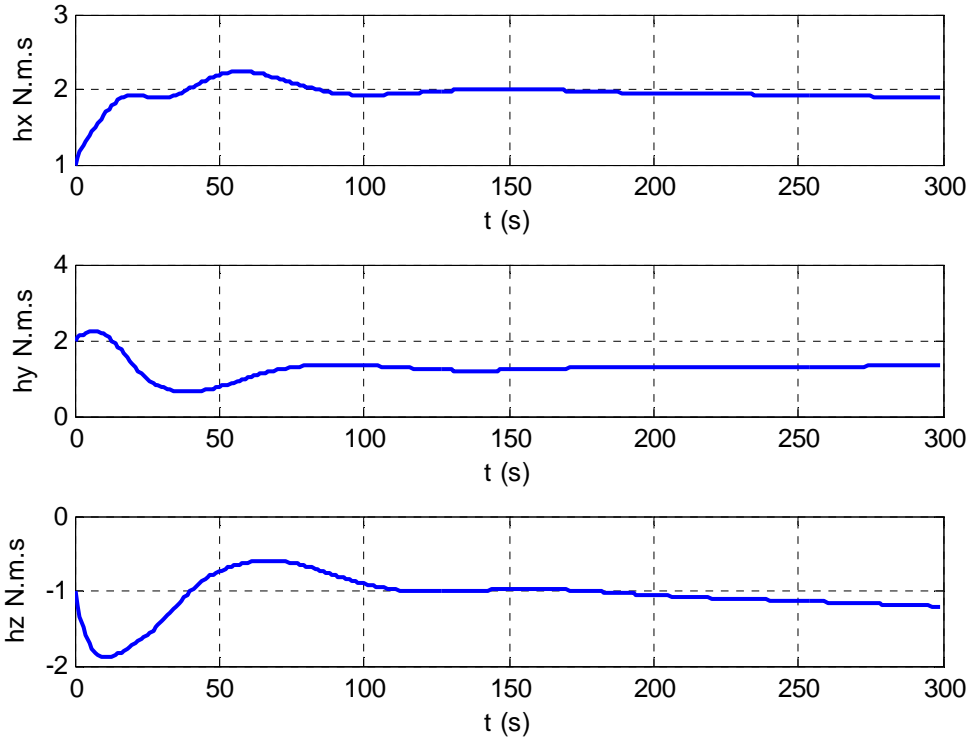


Figure III.3.d Les moments cinétiques des roues à réaction pour des inerties diminuées de 30 %.

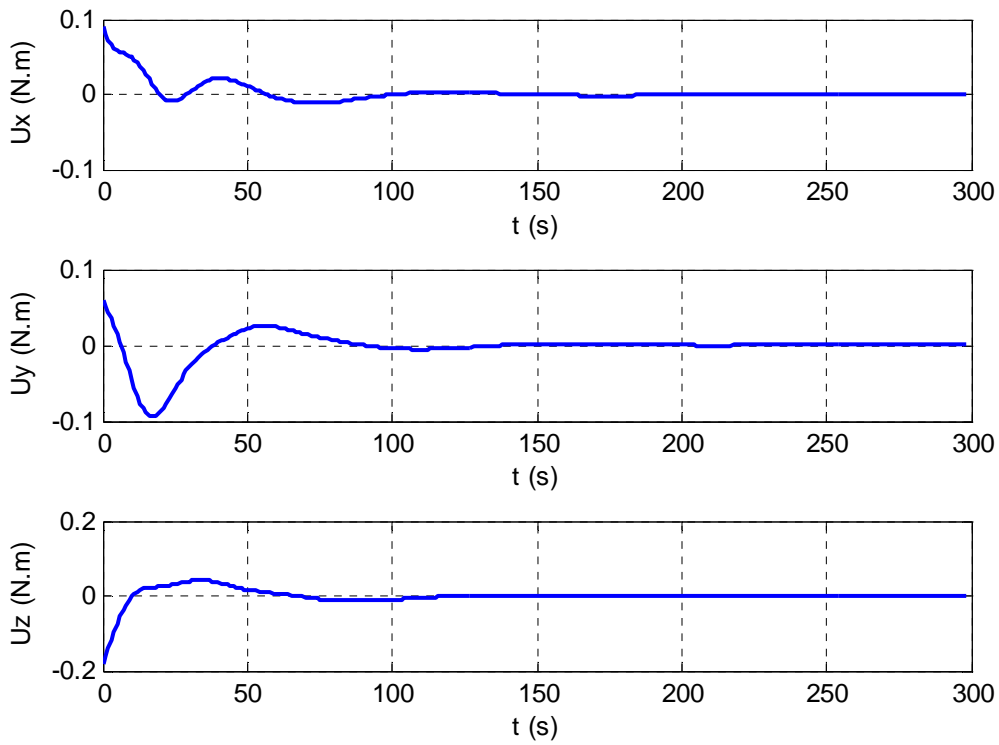


Figure III.3.e Les couples appliqués par les roues à réaction pour des inerties diminuées de 30 %.

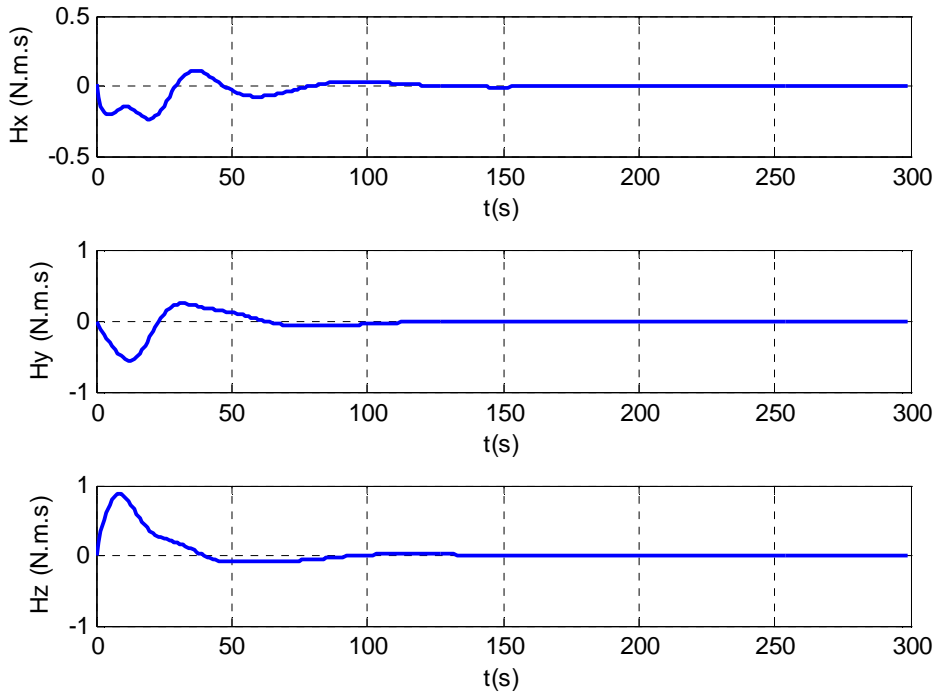


Figure III.3.f Les moments cinétiques globaux des roues à réaction pour des inerties diminuées de 30 %.

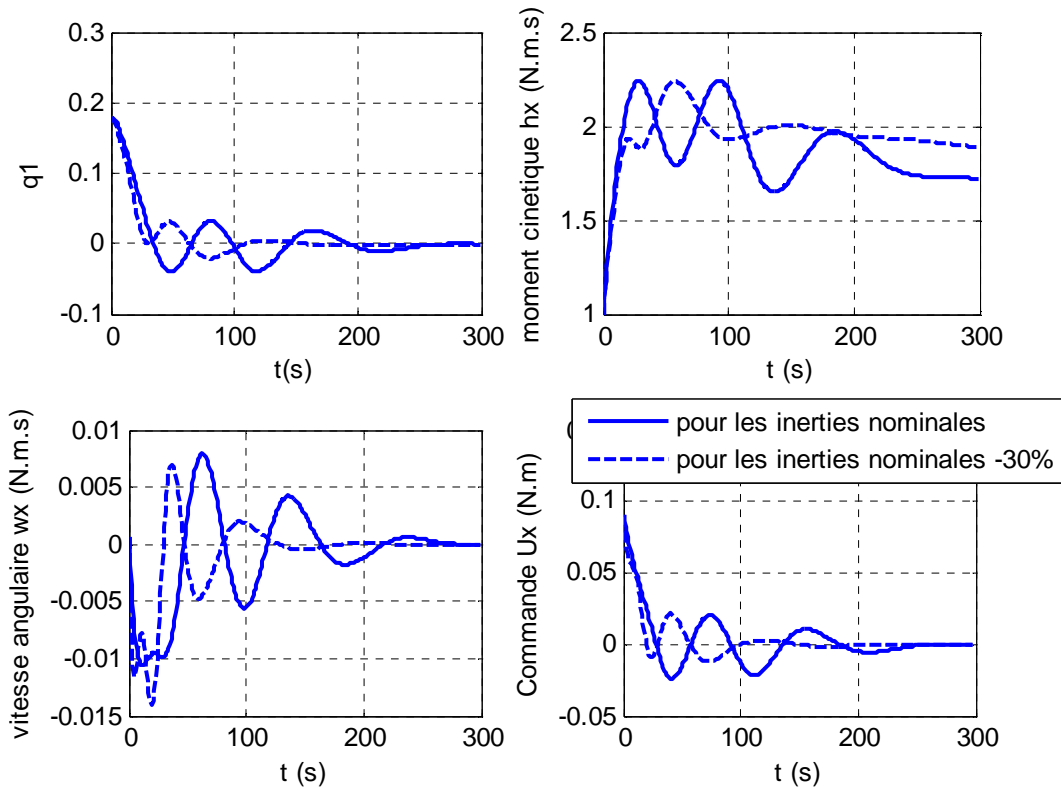


Figure III.3.g Comparaison des résultats obtenus pour les inerties nominales et les inerties nominales diminuées de 30%.

- Pour une variation de +30% sur les inerties principales On obtient alors :

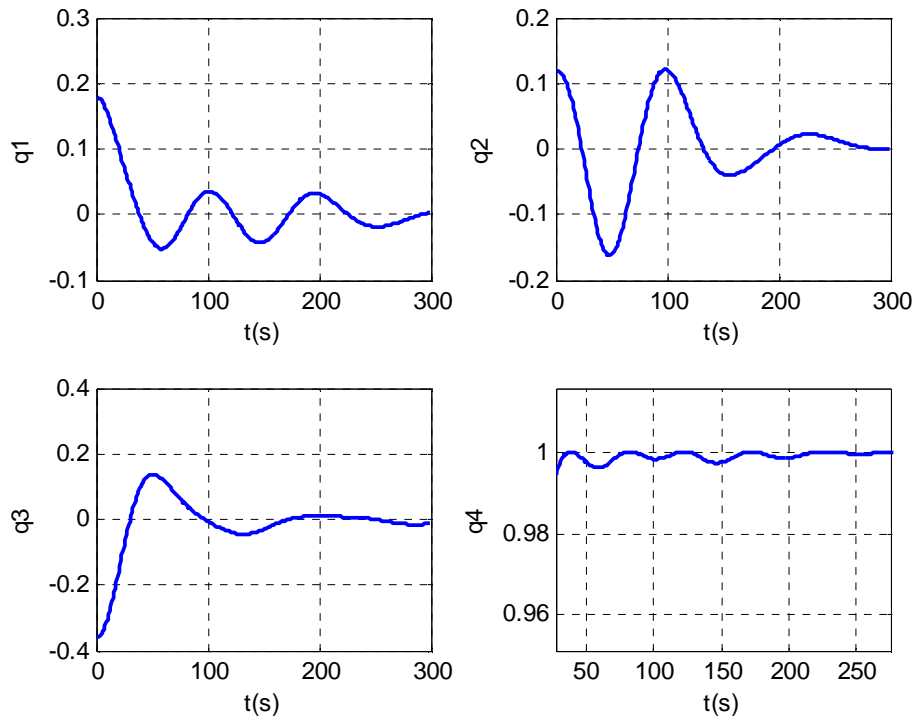


Figure III.4.a Les quaternions d'attitude pour des inerties majorées de 30 %.

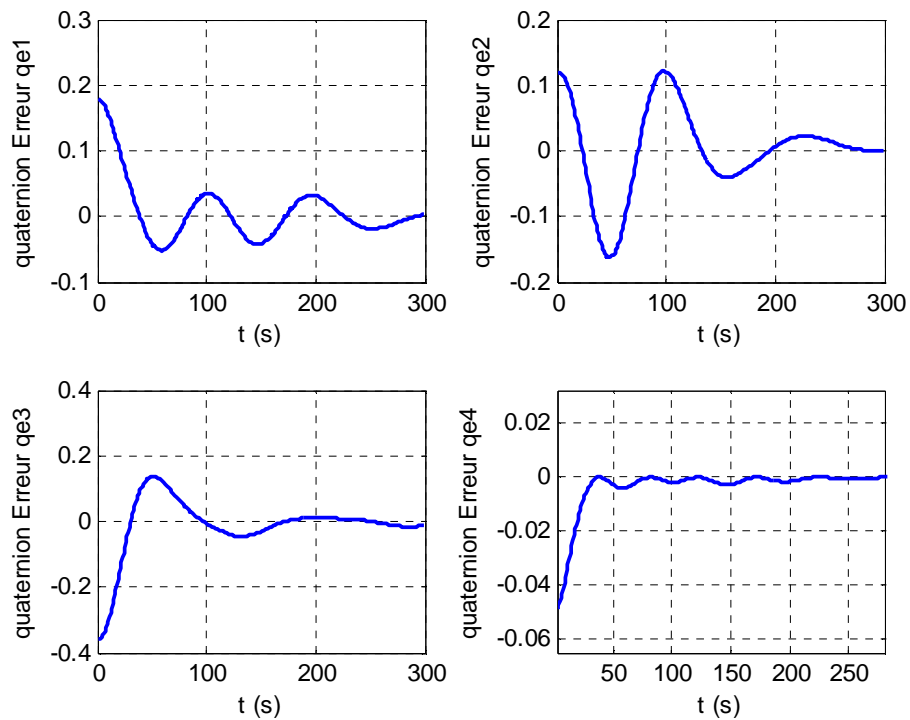


Figure III.4.b Les erreurs d'attitude pour des inerties majorées de 30 %.

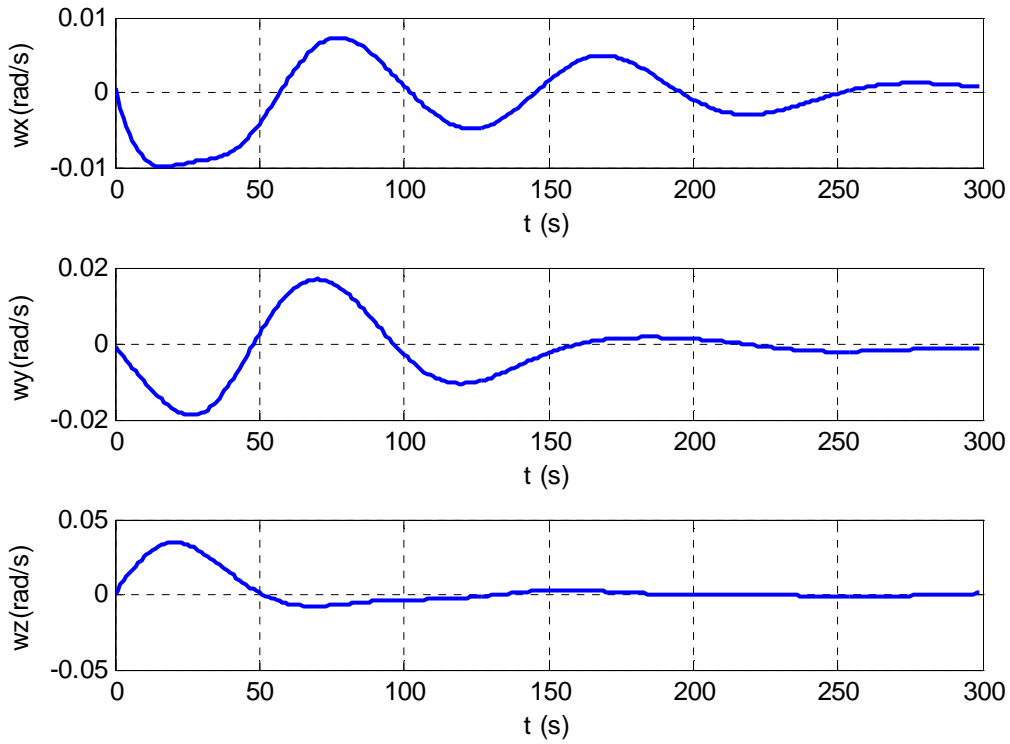


Figure III.4.c Les vitesses angulaires des roues à réaction pour des inerties majorées de 30 %.

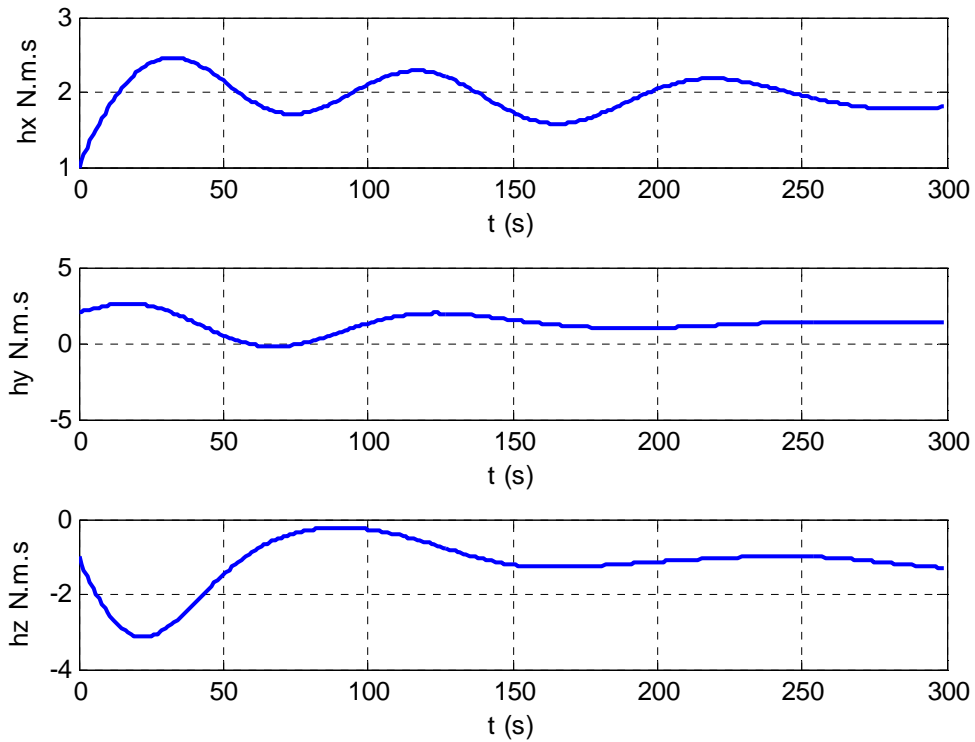


Figure III.4.d Les moments cinétiques des roues à réaction pour des inerties majorées de 30 %.

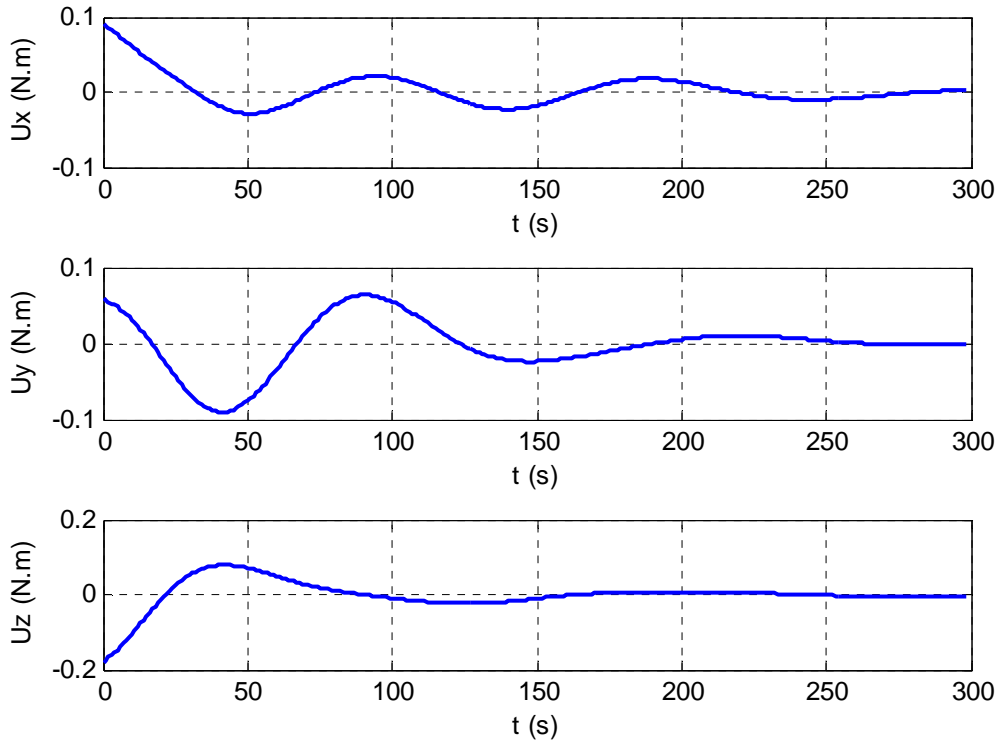


Figure III.4.e Les couples appliqués par les roues à réaction pour des inerties majorées de 30 %.

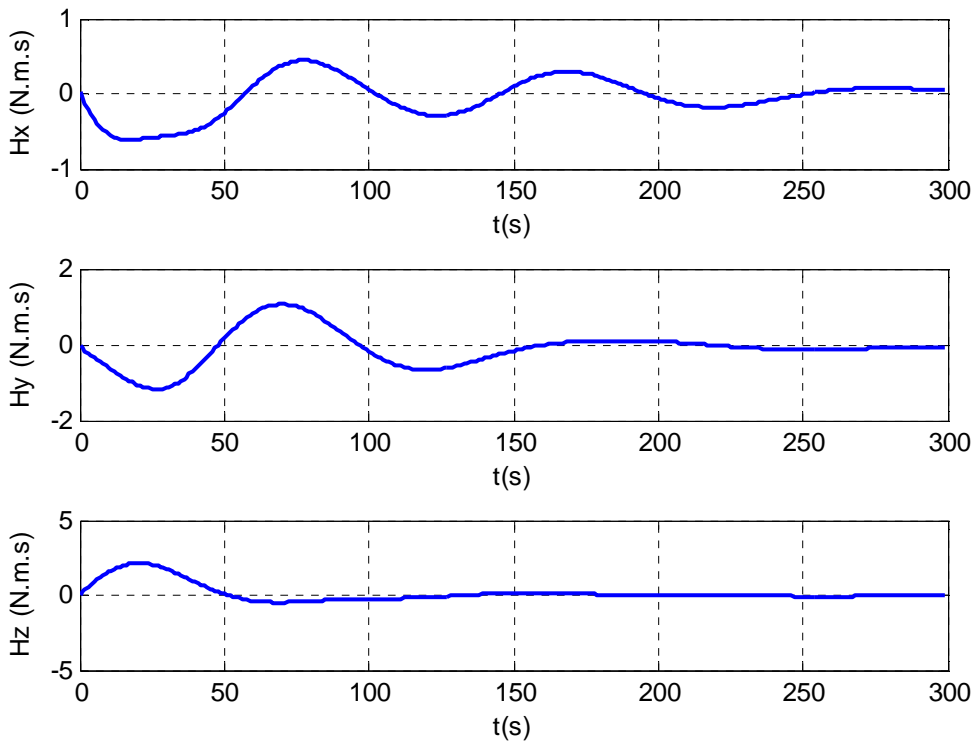


Figure III.4.f Les moments cinétiques globaux des roues à réaction pour des inerties majorées de 30 %.

Et afin de mieux percevoir les effets d'une augmentation de l'inertie :

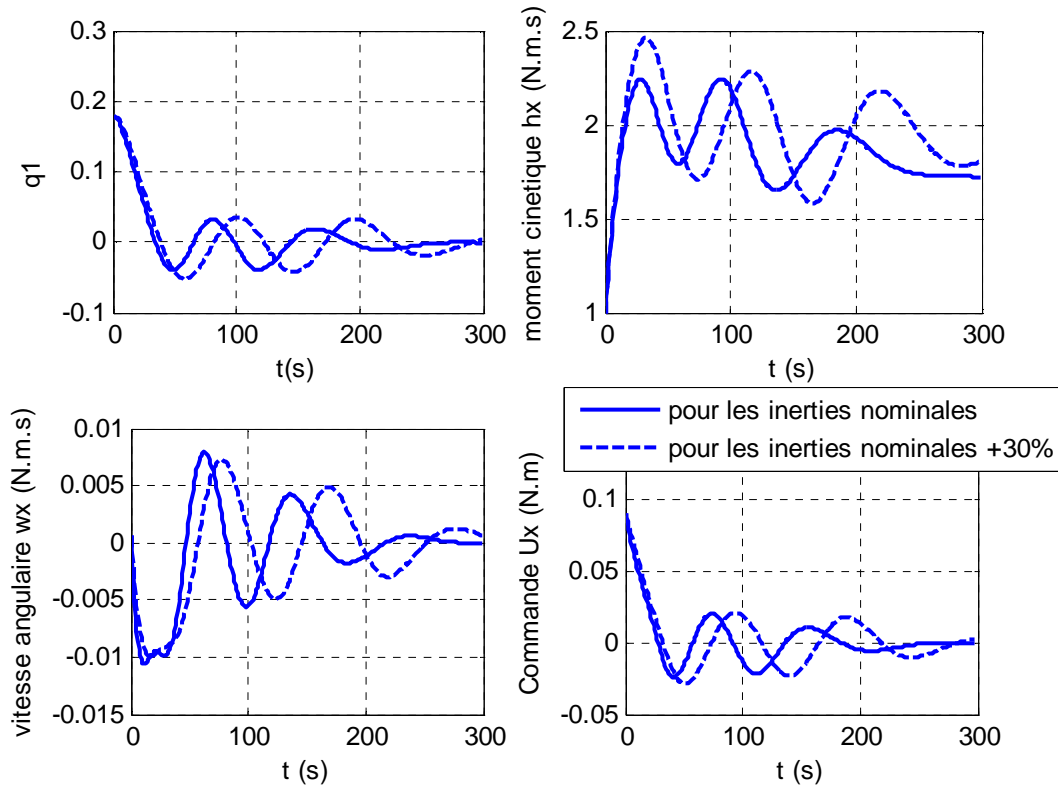


Figure III.4.g Comparaison des résultats obtenus pour les inerties nominales et les inerties nominales majorée de 30%.

III.3.2 Remarques et observations

- Dans le cas où on a une diminution de 30% sur les inertie principales, on remarque que les temps de stabilisation de l'attitude sont plus petits avec des inerties faibles qu'avec les inerties nominales, alors que les performances en matière de vitesses angulaires sont moins bonnes. De plus, une baisse en inertie principale équivaut à une augmentation de la bande ce qui peut engendrer des transmissions de bruits plus importantes.

Le moment cinétique à long terme est strictement identique avec des inerties plus petites de 30% ainsi que 50% qu'avec les inerties nominales, en manœuvre cependant les moments cinétiques diffèrent : un satellite avec des inerties plus faibles nécessitera moins de temps pour effectuer une manœuvre qu'un satellite avec des inerties plus élevées et moins de moment cinétique sur les roues mais aussi moins de moment cinétique global ($H = I.\Omega$).

Le couple suit le même raisonnement, il augmente plus tard avec des inerties diminuées.

- Dans le cas où on a une augmentation de l'ordre de 30% sur les inerties principales les effets inverses y compris le fait qu'on diminue notre bande passante de façon importante et cela était prévisible.

- Les performances se dégradent (temps de stabilisation plus important), cependant on a de meilleures performances en matière de stabilité de pointage (vitesse angulaire moins importantes) et un régime transitoires qui dure plus longtemps.

- A long terme on obtient des moments cinétiques identiques, cependant au début de la manœuvre les moments cinétiques sont plus importants la manœuvre est donc plus longue.

- Les couples réalisés par les roues augmentent plutôt au début de la manœuvre et décroît plus tard.

D'après les résultats obtenus après simulation, on voit bien qu'il est important d'élaborer un algorithme qui nous permettra de prévenir les variations sur les moments d'inertie du satellite.

III.4 TECHNIQUES D'ESTIMATION

Il y'a plusieurs types d'algorithmes d'estimation pouvant être utilisés dans notre étude. Le critère le plus largement répandu est celui utilisant l'erreur quadratique moyenne. La *fonction coût* utilisé dans l'Algorithme sera défini dans ce cas ; cette dernière utilisera le calcul d'erreur lors de la comparaison entre la sortie obtenue et celle désirée.

Les performances de ces différents algorithmes sont basées sur un nombre de facteurs. Le plus important est celui du taux de convergence de l'algorithme ; cela décrit à quelle rapidité un algorithme peut converger vers la solution optimale. Un taux de convergence rapide permet une meilleure poursuite lors d'une variation rapide des paramètres. Un autre critère de convergence important c'est l'erreur d'ajustement qui indique à quel point le critère d'estimation tend vers la valeur optimale théorique. Plus la différence est petite, plus l'estimation est bonne !

La complexité informatique doit être considérée lors du choix d'un algorithme d'estimation. Certains algorithmes demandent beaucoup d'opérations par itération quand d'autres ne requièrent que très peu de calculs.

Les deux types d'Algorithmes d'estimations utilisant l'erreur quadratique moyenne les plus répandus sont ceux qu'utilisent les moindres carrés ordinaires et les moindres carrés Récursifs

.La méthode des moindres carrés ordinaire est la plus utilisée à cause de sa simplicité mais n'est pas assez performante d'autre part la méthode des moindres carrés récursifs est plus complexe mais permet de converger plus rapidement vers les valeurs optimal et cela sous certaines conditions .Ces deux type d'Algorithmes feront objet de ce qui suit.

III.4.1 Algorithme des moindres carrés ordinaires

La méthode des moindres carrés ordinaire est une méthode d'estimation à une seul étape qui ressemble beaucoup à la méthode des moindres carrés récursifs mais qui est beaucoup moins complexe à implémenter .Cette approche part du principe que les corrections sur la valeur estimée doivent être proportionnelles au carrés de l'erreur identifiée ; le but de cette approche est celui de minimiser cette erreur au maximum. [13]

Le paragraphe ci-dessous explique l'approche pour un système mono variable

Sur ce graphe l'estimé du paramètre est représenté sur l'axe horizontal et le carré de l'erreur sur l'axe vertical, pour former une courbe qui atteint sa valeur minimal pour une certaine valeur x_0 et cela quelque soit la valeur initiale de $x(k)$.

Le taux de correction sur la valeur de l'estimée est proportionnel et de signe opposé à la dérivé de l'erreur quadratique :

$$x(k+1) = x(k) - \mu \left(\frac{\partial \mathcal{E}^2}{\partial x} \right) \quad (3.1)$$

Ceci montre que la correction sur l'estimé est proportionnelle et de signe opposé au gradient sur x de l'erreur quadratique.

Le problème d'identification est alors celui de trouver la bonne valeur de μ et du gradient.

- Si μ est trop élevé le processus peut diverger
- Si μ est trop petit, le temps de convergence sera alors important (convergence lente)

Cette méthode est non seulement une méthode de convergence rapide mais aussi une méthode très rapide à implémenter.[7]

Si le problème des moindres carrés nécessite l'utilisation d'un vecteur de mesure z qui est linéairement lié à la variable à estimer par la relation :

$$z = Hx + v \quad (3.2)$$

Où v vecteur de mesure du bruit ; le problème est alors d'identifier \hat{x} , connaissant la matrice d'information H et le vecteur mesuré z qui minimise la somme des erreurs de éléments de

$$\varepsilon = z - H\hat{x} \quad (3.3)$$

Où x la variable à estimer et cela selon les conditions du satellite (consommation de carburant, centre de gravité...etc.)

La méthode utilisée pour estimer le vecteur \hat{x} doit s'effectuer *On-line* et doit estimer \hat{x} se basant sur les informations contenues dans la matrice d'information H la plus récente et le vecteur de mesure z .

La méthode des moindres carrés ne fait aucune hypothèse mise à part que l'erreur de mesure est normalement distribuée.

L'approche utilisée dans la méthode des MCO est de trouver l'estimé \hat{x} qui minimise l'erreur entre la valeur mesuré de la sortie z et la valeur de la sortie estimé $H\hat{x}$ dans Eq. (3.3)

L'approche utilisée minimise la somme des carrés de l'erreur .En prenant le produit scalaire du vecteur erreur et de sa transposée, l'index d'identification J_{ID} peut être défini comme suit :

$$J_{ID} = \varepsilon^T \varepsilon \quad (3.4)$$

Il est à rappeler que ce produit nous donne la somme des carrés des éléments du vecteur ε , c'est pour cela qu'on souhaite minimiser la fonction scalaire J_{ID} , ou

$$J_{ID} = (z - H\hat{x})^T (z - H\hat{x}) \quad (3.5)$$

Ce type d'équation d'erreur quadratique est commun à toutes les méthodes d'identification e.g. Le filtre de Kalman et RLS [14]

Pour trouver la valeur de \hat{x} qui minimise les performances quadratiques de l'index Eq. (3.5), la dérivé partiel par rapport à \hat{x} est calculé tel que :

$$J_{ID} = z^T z - \hat{x}^T H^T z - z^T H \hat{x} + \hat{x}^T H^T H \hat{x}$$

$$\frac{\partial J_{ID}}{\partial \hat{x}} = -2H^T z + 2H^T H \hat{x} \quad (3.6)$$

Note : dans le cas des moindres carrés ou des moindres carrés pondérés, la dérivée partielle ci-dessus est mise à zéro afin de trouver le minimum.

Dans notre cas l'estimé \hat{x} est calculé par :

$$\begin{aligned} \frac{\partial J_{ID}}{\partial \hat{x}} &= 0 \\ \hat{x} &= (H^T H)^{-1} H^T z \end{aligned} \quad (3.7)$$

Equation (3.6) peut alors être réécrite de la sorte :

$$\frac{\partial J_{ID}}{\partial \hat{x}} = -2H^T (z - H\hat{x}) \quad (3.8)$$

En remplaçant (3.8) dans l'équation (3.1) et x par \hat{x} on trouve alors :

$$\hat{x}(k+1) = \hat{x}(k) + 2\mu H^T (z - H\hat{x}) \quad (3.9)$$

Qui est un Algorithme efficace pour les l'identification récursifs de \hat{x} , ou μ est une matrice diagonale. L'équation. (3.9) est le filtre MCO pour les systèmes d'identification .IL est similaire au filtre RLS de Kalman ou le gain de moise à jour est remplacé par $2\mu H^T$.

Pour analyser la convergence des propriétés du Filtre MCO, la valeur attendue de l'Eq. (3.9) est prise tel que :

$$E[\hat{x}(k+1)] = E[\hat{x}(k)] + 2\mu E[H^T z] - 2\mu E[H^T H \hat{x}] \quad (3.10)$$

Et en mettant que :

$$E[H^T z] = \Phi_{H,z} \quad (3.11)$$

$$E[H^T H] = \Phi_{H,H}$$

L'équation (3.10) peut être réécrite comme suit :

$$E[\hat{x}(k+1)] = E[\hat{x}(k)] + 2\mu \Phi_{H,z} - 2\mu E[\hat{x}(k)] \Phi_{H,H} \quad (3.12)$$

$$E[\hat{x}(k+1)] = E[\hat{x}(k)](I - 2\mu \Phi_{H,H}) + 2\mu \Phi_{H,z} \quad (3.13)$$

De l'équation (3.13) on peut voir que tant que les valeurs propres de $(I - 2\mu \Phi_{H,H})$ sont inférieures à 1, l'algorithme est stable. Théoriquement la stabilité sera assurée pour les valeurs μ de la diagonale de μ vérifiant :

$$0 < \mu < \frac{1}{p_{\max}} \quad (3.14)$$

Où p_{\max} est la plus grande valeur propre de la matrice de covariance $\Phi_{H,H}$.

Les valeurs de μ proches de $\frac{1}{p_{\max}}$ vont engendrer une rapide adaptation, mais aussi une plus importante poursuite des perturbations aléatoires. Les bonnes valeurs de μ sont celles qui nous donneront une convergence assez rapide mais de façon à ne pas trop poursuivre les signaux bruit [7]

III.4.2 Algorithmes des moindres carrés récursifs MCR

L'Algorithme des moindres carrés ordinaire est un algorithme simple et facile à implémenter vu sa faible complexité. Néanmoins, ce dernier requiert un temps de convergence important. Dans les cas où une convergence rapide est nécessaire, il est impératif d'employer des algorithmes d'estimation plus complexe que le MCO. L'algorithme des moindres carrés récursifs est un autre type d'Algorithme utilisant *l'erreur quadratique moyenne* comme *fonction coût* Eq. (3.16) cette méthode est plus complexe mais converge beaucoup plus rapidement.

Le développement de l'algorithme des moindres carrés récursifs est trop long pour être inclus dans ce mémoire et pour une description détaillée de ce dernier voir [15].

L'idée fondamentale de cet algorithme est de trouver le minimum de la somme déterministe des carrés de l'erreur en employant la méthode des moindres carrés ordinaire pour une première estimation et dès la réception de nouvelles données on les utilise pour la mettre à jour. En dénotant par $\theta(t)$ une matrice de paramètres inconnus, considérez le système suivant :

$$z = \varphi^T \theta + v \quad (3.15)$$

Où z est la mesure observée, φ vecteur de régression, θ est la matrice de paramètres inconnus. Et le modèle de l'équation (3.15) est appelé le modèle de régression.

La fonction erreur à minimiser dans l'algorithme des moindres carrés récursifs est généralement définie sous forme d'une somme des erreurs pondérés exponentiellement et donné par :

$$V(\theta, k) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^k \lambda^{k-i} \varepsilon_i^2 \quad (3.16)$$

Où λ est une constante positive dont la valeur est choisit généralement proche de 1 et l'erreur à minimiser peut être écrite alors:

$$\varepsilon = z - \varphi^T \theta \quad (3.17)$$

L'algorithme au complet sera donné suivant la nomenclature de [16]

- Calcul du vecteur de régression $\varphi(k)$ et le vecteur d'erreur à partir de l'équation (3.17)
- Calcul le vecteur gain mis à jour

$$K(k) = P(k-1)\varphi(k)[\lambda + \varphi^T(k)P(k-1)\varphi(k)]^{-1} \quad (3.18)$$

Ou, P est défini comme la matrice de covariance du vecteur de régression $\varphi(k)$

- Mettre à jour le vecteur de paramètres

$$\theta(k) = \theta(k-1) + K(k)\varepsilon(k) \quad (3.19)$$

- Mettre à jour la matrice de covariance

$$P(k) = [I - K(k)\varphi^T(k)]P(k-1) / \lambda \quad (3.20)$$

Les deux équations (3.18) et (3.20) utilisent la constante λ . cette constante est connue comme étant le *facteur d'oubli* de l'Algorithme. Il détermine à quel degré la mesure passé peut

affecter la valeur de l'estimée en cours. Il est habituellement placé à 1 pour des paramètres invariants dans le temps, mais inférieur mais proche de 1 pour les paramètres variables de temps, habituellement dans il se situe dans l'intervalle $0.8 < \lambda < 1$. Plus le facteur d'oubli est petit, plus la poursuite est grande. Cependant, une trop petite valeur de λ peut rendre l'Algorithme instable.

Pour cette raison λ est généralement maintenu bien haut de la de 0.8.

Les deux équations récursives (3.19) et (3.20) sont initialisées avec des valeurs données du vecteur

$\theta(0)$ et d'une matrice $P(0) = P^T(0) > 0$ respectivement.

Pour améliorer la robustesse de l'algorithme des moindres carrés récursifs, l'erreur peut être modifié par une fonction non linéaire de saturation

[6] comme suit:

$$f\{\varepsilon(k)\} = \frac{\varepsilon(k)}{1 + b|\varepsilon(k)|} \quad (3.21)$$

La constante b est défini de façon à ce que la fonction reste linéaire pour des valeurs normales de $\varepsilon(k)$,

III.5 Calibrage de la matrice d'inertie

III.5.1 Préliminaires

Le modèle dynamique d'un satellite utilisant des roues à réaction comme actionneurs interne et les magnéto-coupleurs comme actionneurs externes est donné comme il a été vue dans l'équation (2.8) par :

$$I\dot{\omega}_B^I = N_{GG} + N_D + N_M - \omega_B^I \wedge (I\omega_B^I + h) - \dot{h} = \frac{dL}{dt} \quad (3.22)$$

Avec :

$\omega_B^I = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ Vitesse angulaire du satellite par rapport à un référentiel inertiel.

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

$N_D = [N_{dx}, N_{dy}, N_{dz}]^T$ Vecteur du couple perturbateur externe

$N_M = [N_{mx}, N_{my}, N_{mz}]^T$ Vecteur du couple appliqué par les magnéto coupleurs

Et, [8]

$$N_{GG} = \frac{3 GM_{\oplus}}{R_s^3} [\mathbf{R}_s \wedge (\mathbf{I} \mathbf{R}_s)] \quad (3.23)$$

Où :

R_s : Longueur du vecteur position géocentrique

\mathbf{R}_s : Vecteur position géocentrique (de l'origine du repère satellite)

GM_{\oplus} : Constante gravitationnelle

Pour une orbite circulaire (R_s constante) et en utilisant la troisième loi de Kepler on peut écrire :

$$GM_{\oplus} = \frac{4\pi^2}{T^2} = \omega_0^2$$

Les éléments du couple du gradient de gravité sont donnés par :

$$\begin{aligned} N_{ggx} &= 3\omega_0^2 [(I_{zz} - I_{yy})A_{23}A_{33} - I_{yx}A_{13}A_{33} - I_{yz}A_{33}^2 + I_{zx}A_{13}A_{23} + I_{zy}A_{23}^2] \\ N_{ggy} &= 3\omega_0^2 [(I_{xx} - I_{zz})A_{13}A_{33} + I_{xy}A_{23}A_{33} + I_{xz}A_{33}^2 - I_{zx}A_{13}^2 - I_{zy}A_{13}A_{23}] \\ N_{ggz} &= 3\omega_0^2 [(I_{yy} - I_{xx})A_{13}A_{23} - I_{xy}A_{23}^2 - I_{xz}A_{23}A_{33} + I_{yx}A_{13}^2 + I_{yz}A_{13}A_{33}] \end{aligned} \quad (3.24)$$

Où les A_{ij} sont les éléments de la matrice A (matrice de transformation d'attitude) qui transforme n'importe quel vecteur écrit dans un référentiel orbital en un vecteur écrit dans le repère satellite.

L'équation (3.22) décrit la dynamique complète du satellite UoSat-12 en incluant le couple gradient de gravité, les couples perturbateurs externes, le couple des magnéto-coupleurs et tous les produits d'inertie.

On a aussi :

$h = [h_x, h_y, h_z]^T$ Vecteur des moments cinétiques sur les roues à réaction

Où :

$$\begin{aligned}
\dot{h}_x &= I_{\omega x} \omega_x = N_{\omega x} \\
\dot{h}_y &= I_{\omega y} \omega_y = N_{\omega y} \\
\dot{h}_z &= I_{\omega z} \omega_z = N_{\omega z}
\end{aligned} \tag{3.25}$$

$I_{\omega i}$: Moment d'inertie de la roue i

$\omega_{\omega i}$: Vitesse angulaire de la roue i

$N_{\omega i}$: Couple appliqué par la roue i

Après développement on obtient :

$$\begin{aligned}
I_{xx} \dot{\omega}_x &= N_{g gx} + N_{dx} + N_{mx} + I_{xy} \dot{\omega}_y + I_{xz} \dot{\omega}_z + \omega_y \omega_z (I_{zz} - I_{yy}) + \omega_x \omega_z I_{yx} + \omega_x \omega_y I_{zx} + \omega_y^2 I_{zy} - \omega_z^2 I_{zy} \\
&\quad + \omega_z h_y - \omega_y h_z - \dot{h}_x \\
I_{yy} \dot{\omega}_y &= N_{g gy} + N_{dy} + N_{my} + I_{yx} \dot{\omega}_x + I_{yz} \dot{\omega}_z + \omega_x \omega_z (I_{zz} - I_{xx}) + \omega_y \omega_z I_{xy} - \omega_x \omega_y I_{zy} - \omega_x^2 I_{zx} + \omega_z^2 I_{xz} \\
&\quad - \omega_z h_x + \omega_x h_z - \dot{h}_y \\
I_{zz} \dot{\omega}_z &= N_{g gz} + N_{dz} + N_{mz} + I_{zx} \dot{\omega}_x + I_{zy} \dot{\omega}_y + \omega_x \omega_y (I_{xx} - I_{yy}) - \omega_y \omega_z I_{xz} + \omega_x \omega_z I_{yz} - \omega_y^2 I_{xy} + \omega_x^2 I_{yx} \\
&\quad - \omega_x h_y + \omega_y h_x - \dot{h}_z
\end{aligned} \tag{3.26}$$

Les équations (3.26) définissent le modèle dynamique du satellite et afin de décrire complètement le mouvement du satellite on avait défini aussi les équations cinématique et cela en utilisant les quaternions :

$$\begin{aligned}
\dot{q}_1 &= \frac{1}{2} (\omega_{oz} q_2 - \omega_{oy} q_3 + \omega_{ox} q_4) \\
\dot{q}_2 &= \frac{1}{2} (-\omega_{oz} q_1 + \omega_{ox} q_3 + \omega_{oy} q_4) \\
\dot{q}_3 &= \frac{1}{2} (\omega_{oy} q_1 - \omega_{ox} q_2 + \omega_{oz} q_4) \\
\dot{q}_4 &= \frac{1}{2} (-\omega_{ox} q_1 - \omega_{oy} q_2 + \omega_{oz} q_3)
\end{aligned}$$

Avec : $\omega_B^o = [\omega_{ox} \ \omega_{oy} \ \omega_{oz}]^T$ vitesse angulaire du satellite par rapport à un référentiel orbital.

III.5.2 Commandes des roues à réaction

Durant le calibrage, l'attitude de UoSat-12 sera contrôlée comme suit :

L'attitude sur des deux axes sera commandée et maintenu proche de zéro et cela en utilisant un régulateur de type PD sur chacune des deux roues .Le troisième axe sera perturbé par la roue restante en utilisant une loi de commande non linéaire de type Bang-Bang.

III.5.2.1 Contrôleur deux roues

Un régulateur PD sera implémenté afin de commander deux des roues .La loi de commande sous forme de retour d'état est en prenant en compte le couple gyroscopique est donné comme suit :

$$N_w = -\omega_B^l \wedge (I\omega_B^l + h) + K_d \omega_B^o + K_p q_e \quad (3.27)$$

Ce contrôleur sera modifié afin de ne s'appliquer qu'aux deux axes en question

Les matrices gains $K_p = k_p I$ et $K_d = k_d I$ du régulateur PD ou k_p , k_d sont des constantes strictement positives déterminés selon [21].

III.5.2.2 Contrôleur Bang-Bang

UoSat-12 sera perturbé en utilisant un contrôleur Bang Bang non linéaire

La loi est commande est donnée comme suit :

$$N_{\omega_3} = \begin{cases} -N_{\max} & \text{si } e_{\omega_3} \geq e_{band} \text{ avec } e_{\omega_3} \text{ croissant} \\ +N_{\max} & \text{si } e_{\omega_3} \leq -e_{band} \text{ avec } e_{\omega_3} \text{ décroissant} \end{cases} \quad (3.28)$$

Avec :

$$e_{\omega_3} = K_1 q_{e3} + k_2 \omega_3$$

e_{ω_3} : Erreur de commande

K_1 Et k_2 : gains du régulateur

L'indice 3 fait référence à l'axe par rapport auquel on veut estimer l'inertie principale.

III.5.3 Equations réduites du mouvement

En perturbant un axe en utilisant la roue à réaction correspondante, le moment d'inertie principal peut facilement être estimé, en maintenant les vitesses angulaires sur les deux autres axes proche de zéro en utilisant un contrôleur PD. On combinera par la suite les deux équations du mouvement restante afin d'estimer les produits d'inertie.

Le problème du pointage Nadir est que la vitesse angulaire sur l'axe tangage (Pitch) est différente de zéro

Pour cela il est recommandé de perturber l'axe y en premier et de commander x et z en maintenant les vitesses angulaires sur les axes proche de zéro. Cela va réduire le fort couplage dans les équations dynamiques entre l'axe y et les deux autres axes de façon à ce que tout les autres produits d'inertie soient négligeables lors de l'estimation de I_{yy} , I_{xy} et I_{zy} . La seconde étape sera de perturber l'axe x ou z et de commander les deux axes restants. [7]

III.5.3.1 Perturber l'axe Y et commander X et Z

Dans le cas ou on perturbe l'axe Y, que l'on contrôle les deux autres et en négligeant les petits termes, les équations réduites du mouvement du satellite deviennent :

$$I_{xx} \dot{\omega}_x = N_{dx} + I_{xy} \dot{\omega}_y + \omega_y^2 I_{zy} + \omega_z h_y - \omega_y h_z - \dot{h}_x \quad (3.29.a)$$

$$I_{yy} \dot{\omega}_y = N_{my} - \omega_z h_x + \omega_x h_z - \dot{h}_y \quad (3.29.b)$$

$$I_{zz} \dot{\omega}_z = N_{mz} + I_{zy} \dot{\omega} - \omega_y^2 I_{xy} - \omega_x h_y + \omega_y h_x - \dot{h}_z \quad (3.29.c)$$

Deux algorithmes de type RLS seront utilisés pour chacune des trois étapes : un pour estimer le moment d'inertie principale et l'autre pour estimer deux produits d'inertie.

Pour la première étape : l'équation (3.29.b) devient :

$$N_{cy} = I_{yy} \dot{\omega}_y \quad (3.30)$$

Où ;

$$N_{cy} = N_{my} - \omega_z h_x + \omega_x h_z - \dot{h}_y \quad (3.31)$$

N_{cy} est appelé couple de calibrage requis pour estimer I_{yy} .

L'équation (3.30) agit comme une équation de mesure pour l'algorithme RLS pour estimer I_{yy} .

L'erreur devant être minimisé peut s'écrire sous la forme :

$$e_y(k) = N_{cy} - \hat{I}_{yy} \dot{\omega}_y \quad (3.32)$$

Le symbole $\hat{\cdot}$ est utilisé pour les estimées

Pour estimer I_{xy} et I_{zy} est en additionnant l'équation (3.29.a) et (3.29.b) obtient alors :

$$N_{cyp}(k) = \hat{I}_{xy} (\dot{\omega}_y - \omega_y^2) + \hat{I}_{zy} (\dot{\omega}_y + \omega_y^2) \quad (3.33)$$

N_{cyp} est le couple de calibrage donné par :

$$N_{cyp} = \hat{I}_{xx} \dot{\omega}_x + \hat{I}_{zz} \dot{\omega}_z - N_{mx} - N_{mz} - \omega_y (h_x - h_z) - h_y (\omega_x - \omega_z) + \dot{h}_x + \dot{h}_z \quad (3.34)$$

\hat{I}_{xx} et \hat{I}_{zz} sont déterminés par une estimation initiale (en utilisant les moindres carrés ordinaires par exemple) l'équation (3.33) agit comme une équation de mesure pour estimer I_{xy} et I_{zy} .

L'erreur à minimiser sera alors :

$$e_{yp}(k) = N_{cyp} - \hat{I}_{xy} (\dot{\omega}_y - \omega_y^2) - \hat{I}_{zy} (\dot{\omega}_y + \omega_y^2) \quad (3.35)$$

III.5.3.2 Perturber l'axe X et Commander Y et Z

On procède de la même façon que pour la première étape sauf que la le contrôleur bang bang sera appliqué à la roue d'axe X et le contrôleur PD sur Y et Z.

Les équations réduites du mouvement peuvent être écrites comme suit :

$$I_{xx} \dot{\omega}_x = N_{mx} + \omega_y^2 I_{zy} + \omega_z h_y - \omega_y h_z - \dot{h}_x \quad (3.36.a)$$

$$I_{yy} \dot{\omega}_y = N_{my} + I_{yx} \dot{\omega}_x + I_{yz} \dot{\omega}_z + \omega_x \omega_z (I_{zz} - I_{xx}) + \omega_x \omega_y I_{zy} - \omega_x^2 I_{zx} - \omega_z h_x + \omega_x h_z - \dot{h}_y \quad (3.36.b)$$

$$I_{zz} \dot{\omega}_z = N_{mz} + I_{zx} \dot{\omega}_x + I_{zy} \dot{\omega}_y + \omega_x \omega_y (I_{xx} - I_{yy}) + \omega_x \omega_z I_{yz} - \omega_y^2 I_{xy} + \omega_x^2 I_{yx} - \omega_x h_y + \omega_y h_x - \dot{h}_z \quad (3.36.c)$$

Deux algorithmes RLS sont requis pur l'axe X, un pour estimer I_{xx} et l'autre pour I_{yx} et I_{zx} .

On considère qu'on a perturbé en premier lieu l'axe Y et que les estimées des valeurs $I_{yy}, I_{xy} = I_{yx}$ et $I_{zy} = I_{yz}$ sont connues et peuvent être utilisé Lors de la perturbation de l'axe

X . En effectuant une comparaison entre la valeur trouvé pour I_{xy} lors de la première étape et la valeur de I_{yx} trouvé dans l'étape deux, on peut alors déterminer l'exactitude de notre méthode ($\hat{I}_{xy} \approx \hat{I}_{yx}$) .On choisira pour avoir des résultats plus correct de prendre la valeur moyenne.

On réécrit l'équation (3.36.a):

$$N_{cx} = I_{xx} \dot{\omega}_x \quad (3.37)$$

Avec :

$$N_{cx} = N_{mx} + \omega_y^2 \hat{I}_{zy} + \omega_z h_y - \omega_y h_z - \dot{h}_x \quad (3.38)$$

Ou N_{cx} est le couple de calibrage requis pour estimer I_{xx} ,

L'erreur à minimiser est :

$$e_x(k) = N_{cx} - \hat{I}_{xx} \dot{\omega}_x \quad (3.39)$$

Le second algorithme RLS sera utilisé pour estimer I_{yx} et I_{zx}

Le couple de calibrage utilisé dans ce cas est obtenu en additionnant (3.36.b) et (3.36.c) :

$$N_{cxp}(k) = \hat{I}_{yx}(\dot{\omega}_x + \omega_x^2) + \hat{I}_{zx}(\dot{\omega}_x - \omega_x^2) \quad (3.40)$$

Ou N_{cxp} est le couple de calibrage donné par :

$$\begin{aligned} N_{cxp} = & \hat{I}_{yy} \dot{\omega}_y + \hat{I}_{zz} \dot{\omega}_z - N_{my} - N_{mz} - \hat{I}_{zy} \dot{\omega}_y - \hat{I}_{yz} \dot{\omega}_z - \omega_x \omega_z \hat{I}_{yz} - \omega_x \omega_y (\hat{I}_{xx} - \hat{I}_{yy}) \\ & - \omega_x \omega_z (\hat{I}_{zz} - \hat{I}_{xx}) + \omega_y^2 \hat{I}_{xy} + \omega_x \omega_y \hat{I}_{zy} - \omega_x (h_z - h_y) - h_x (\omega_y - \omega_z) + \dot{h}_y + \dot{h}_z \end{aligned} \quad (3.41)$$

L'erreur à minimiser est :

$$e_{xp}(k) = N_{cxp} - \hat{I}_{yx}(\dot{\omega}_x + \omega_x^2) - \hat{I}_{zx}(\dot{\omega}_x - \omega_x^2) \quad (3.42)$$

III.5.3.3 Perturber l'axe Z et commander X et Y

Les équations réduites du mouvement dans ce cas sont :

$$I_{xx} \dot{\omega}_x = N_{mx} + I_{xz} \dot{\omega}_z - \omega_y \omega_z (I_{zz} - I_{yy}) + \omega_y^2 I_{zy} - \omega_z^2 I_{yz} + \omega_z h_y - \omega_y h_z - \dot{h}_x \quad (3.43.a)$$

$$I_{yy} \dot{\omega}_y = N_{my} + I_{yz} \dot{\omega}_z + \omega_y \omega_z I_{xy} + \omega_z^2 I_{xz} - \omega_z h_x + \omega_x h_z - \dot{h}_y \quad (3.43.b)$$

$$I_{zz} \dot{\omega}_z = N_{mz} - \omega_y \omega_z I_{xz} - \omega_x h_y + \omega_y h_x - \dot{h}_z \quad (3.43.c)$$

Afin d'estimer I_{zz} :

Le couple de calibrage requis est :

$$N_{cz} = I_{zz} \dot{\omega}_z \quad (3.44)$$

Avec :

$$N_{cz} = N_{mz} - \omega_y \omega_z I_{xz} - \omega_x h_y + \omega_y h_x - \dot{h}_z \quad (3.45)$$

L'Erreur à minimiser est :

$$e_z(k) = N_{cz} - \hat{I}_{zz} \dot{\omega}_z \quad (3.46)$$

Pour le second algorithme RLS destiné à estimer I_{xz} et I_{yz} , le couple de calibrage requis est obtenu en additionnant (3.43.b) et (3.43.c):

$$N_{czp}(k) = \hat{I}_{xz} (\dot{\omega}_z + \omega_z^2) + \hat{I}_{yz} (\dot{\omega}_z - \omega_z^2) \quad (3.47)$$

Ou :

$$\begin{aligned} N_{czp} = & \hat{I}_{xx} \dot{\omega}_x + \hat{I}_{xx} \dot{\omega}_x - N_{mx} - N_{my} + \omega_y \omega_z (I_{zz} - I_{yy}) - \omega_y^2 \hat{I}_{zy} - \omega_y \omega_z \hat{I}_{xy} \\ & - \omega_z (h_y - h_x) - h_z (\omega_x - \omega_y) + \dot{h}_x + \dot{h}_y \end{aligned} \quad (3.48)$$

L'erreur à minimiser est donc :

$$e_{zp}(k) = N_{czp} - \hat{I}_{xz} (\dot{\omega}_z + \omega_z^2) - \hat{I}_{yz} (\dot{\omega}_z - \omega_z^2) \quad (3.49)$$

III.5.4 Implémentation de l'estimateur RLS

L'utilisation du calibrage RLS pour l'estimation temps réel des paramètres est proposée pour développer et promouvoir l'exactitude et la convergence de notre système.

L'Algorithme est une implémentation récursive des moindres carrés. Des équations (3.32), (3.35), (3.39), (3.42), (3.42) et (3.46) l'erreur à minimiser peuvent s'écrire sous forme de l'algorithme standard :

$$\varepsilon_i(k) = y_i(k) - \varphi_i^T \theta_i(k) \quad i = x, y, z, xp, yp, zp$$

Ou :

$$\begin{array}{lll}
y_x(k) = N_{cx}(k) & y_y(k) = N_{cy}(k) & y_z(k) = N_{cz}(k) \\
y_{xp}(k) = N_{cpx}(k) & y_{yp}(k) = N_{cpy}(k) & y_{zp}(k) = N_{cpz}(k) \\
\varphi_x(k) = \dot{\omega}_x & \varphi_y(k) = \dot{\omega}_y & \varphi_z(k) = \dot{\omega}_z \\
\varphi_{xp}^T(k) = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x + \omega_x^2 \\ \dot{\omega}_x - \omega_x^2 \end{bmatrix}^T & \varphi_{yp}^T(k) = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_y - \omega_y^2 \\ \dot{\omega}_y + \omega_y^2 \end{bmatrix}^T & \varphi_{zp}^T(k) = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_z + \omega_z^2 \\ \dot{\omega}_z - \omega_z^2 \end{bmatrix}^T \\
\theta_x(k) = I_{xx} & \theta_y(k) = I_{yy} & \theta_z(k) = I_{zz} \\
\theta_{xp}(k) = \begin{bmatrix} I_{yx} & I_{zx} \end{bmatrix}^T & \theta_{yp}(k) = \begin{bmatrix} I_{xy} & I_{zy} \end{bmatrix}^T & \theta_{zp}(k) = \begin{bmatrix} I_{xz} & I_{yz} \end{bmatrix}^T
\end{array}$$

Les trois paramètres ε , φ et θ sont les trois paramètres de l'algorithme des moindres carrés récursif sont données dans le paragraphe 3.1.2.

Le facteur d'oubli λ est une constante telle que $\lambda \leq 1$ pour des paramètres variant dans le temps. Cela permettra d'estimer et de poursuivre n'importe quelle variation paramétrique.

Durant les simulations, différentes valeurs de λ (0.9-1) ainsi que plusieurs matrices $P_i(0)$ ont été appliquées afin d'obtenir les meilleurs résultats possible.

De trop petites valeurs pour les éléments de $P_i(0)$ vont décroître performance en matière de convergence. Le facteur d'oubli λ a été choisi de façon de minimiser l'erreur RMS. Pour améliorer la robustesse de l'algorithme RLS l'erreur peut être modifiée par une fonction non linéaire comme suit [7] :

$$f\{\varepsilon_i(k)\} = \frac{\varepsilon_i(k)}{1 + b|\varepsilon_i(k)|}$$

III.5.5 Exemple d'application

Afin de prouver les performances de la méthode de calibrage développée ci-dessus, des simulations ont été effectuées sur le modèle du satellite UoSAT-12 qui est un mini satellite en orbite basse de la Terre. Les paramètres utilisés lors des simulations sont résumés dans le tableau III.1 [7]. Durant ces simulations des couples de perturbations ont été appliquées sur le satellite Fig.3.20

On présentera uniquement le cas avec perturbation car c'est le cas le plus probable.

Tenseur d'inertie de UoSAT-12	$I = \begin{bmatrix} 40.45 & -0.2 & -0.5 \\ -0.2 & 42.09 & 0.4 \\ -0.5 & 0.4 & 41.36 \end{bmatrix}$	
Paramètres orbitaux	Vitesse orbitale= $2\pi/6000$ rad/sec Période orbitale=100 min	
Période d'Echantillonnage	1 sec	
Roues à réaction	Moment maximum=4 Nms Moment d'inertie = 0.0077 Kgm ² Vitesse maximum= 5000 tour/mn	
Gain du régulateur PD	$K_p=0.0079$ (gain de l'action proportionnelle) $K_d=0.088$ (gain de l'action dérivable)	
Gain du régulateur Bang-Bang	$K_1=1$ (gain de l'action proportionnelle) $K_2=2.3$ (gain de l'action dérivable) $e_{\max}=0.02$ rad	
Paramètres du RLS	Produits d'inertie	Moments d'inertie
Axe X	$\lambda=0.994$ $P(0)=e^4$ $I_{ij}=0$	$\lambda=0.993$ $P(0)=e^4$ $I_{ij}=0$
Axe Y	$\lambda=0.993$ $P(0)=e^4$ $I_{ij}=0$	$\lambda=0.993$ $P(0)=5e^4$ $I_{ij}=0$
Axe Z	$\lambda=0.993$ $P(0)=e^4$ $I_{ij}=0$	$\lambda=0.994$ $P(0)=e^4$ $I_{ij}=0$

Tableau III.1 paramètres utilisés lors des simulations [7]

III.5.6 Résultats de simulations

Etape I : Estimation de I_{yy} , I_{xy} , I_{zy}

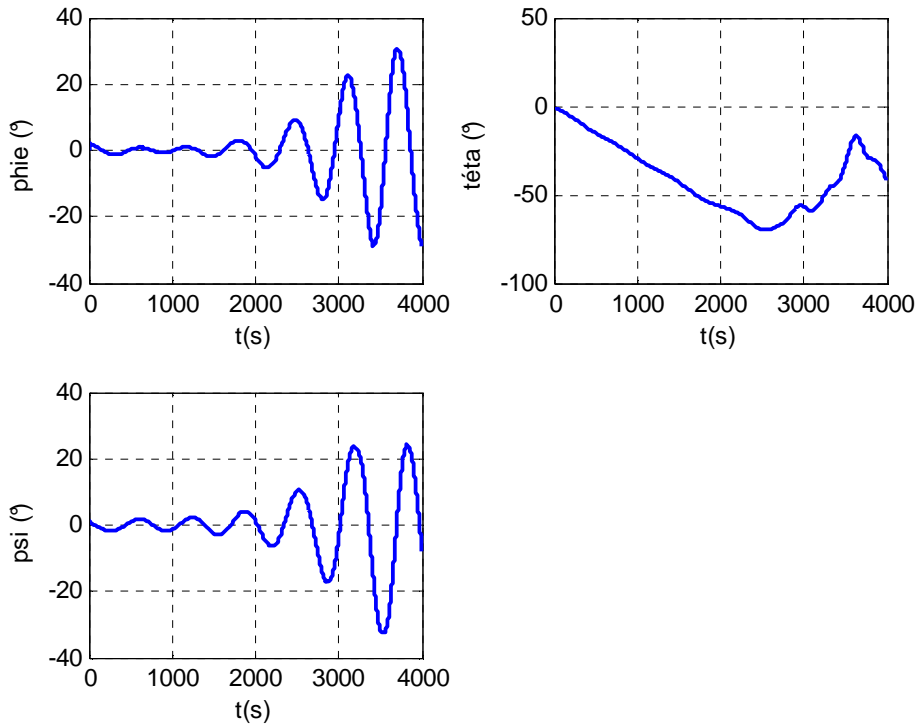


Figure III.5.a Angles d'Euler dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Y) avec perturbations.

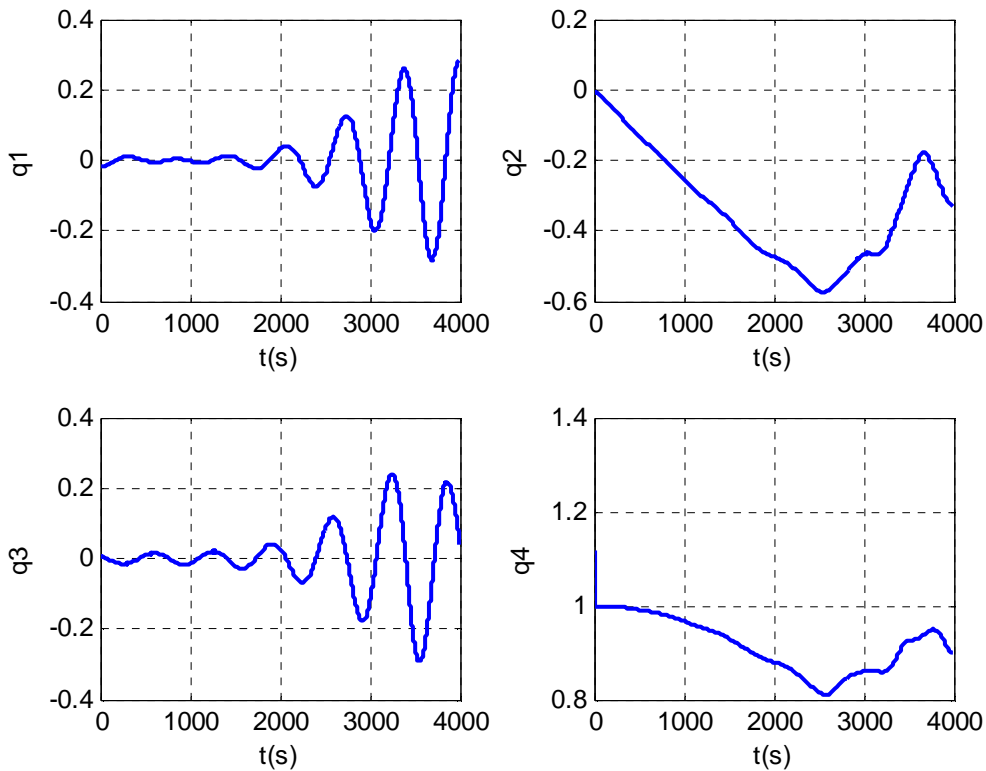


Figure III.5.b Quaternions d'attitude dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe X) avec perturbations.

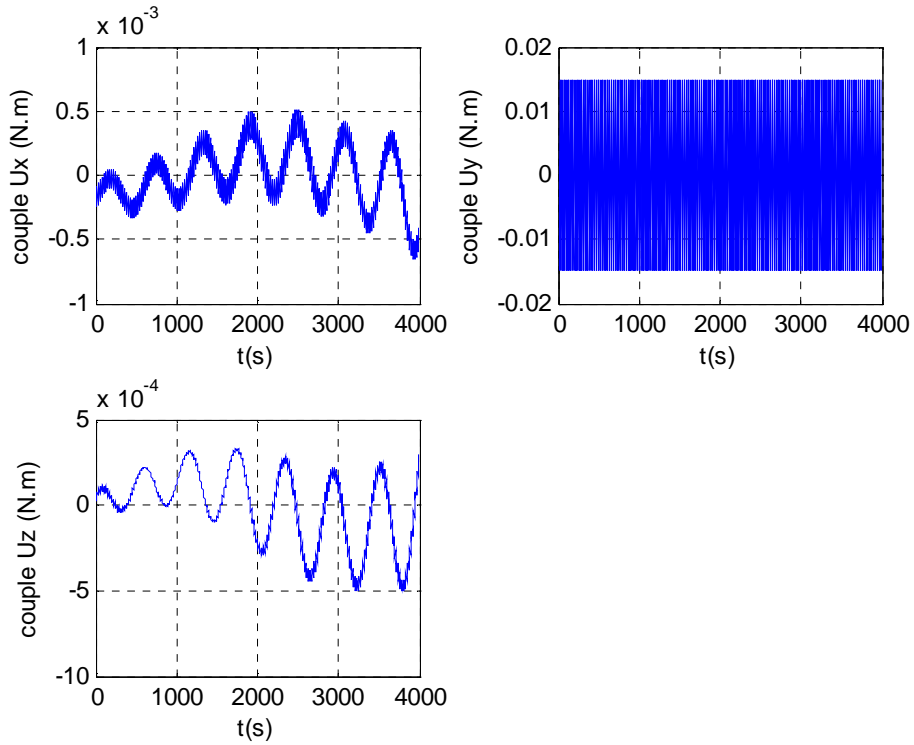


Figure III.6 Couples appliqués par les roues à réactions dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Y) avec perturbations.

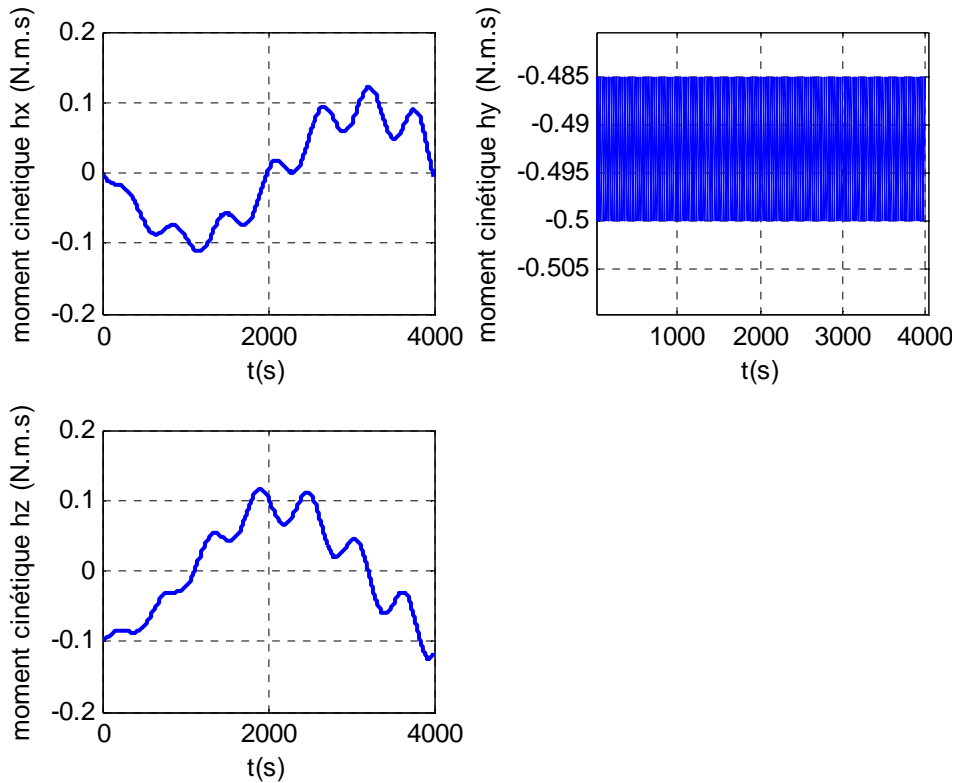


Figure III.7 Moments cinétiques des roues à réactions dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Y) avec perturbations.

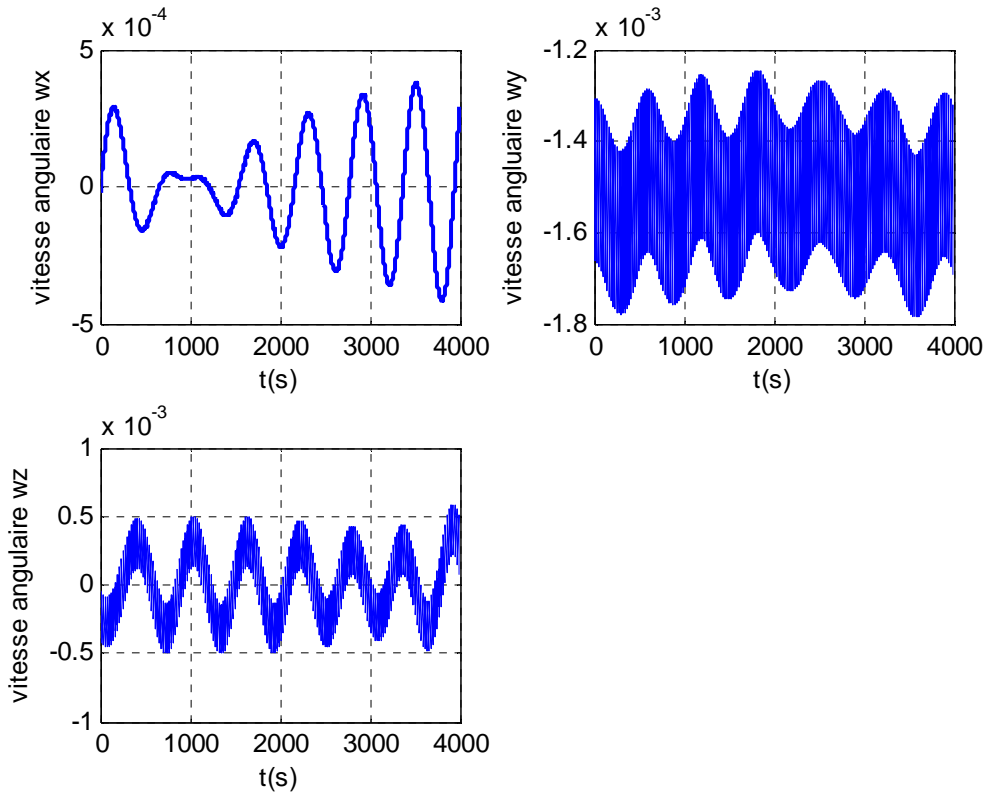


Figure III.8 Vitesses angulaires du satellite dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Y) avec perturbations.

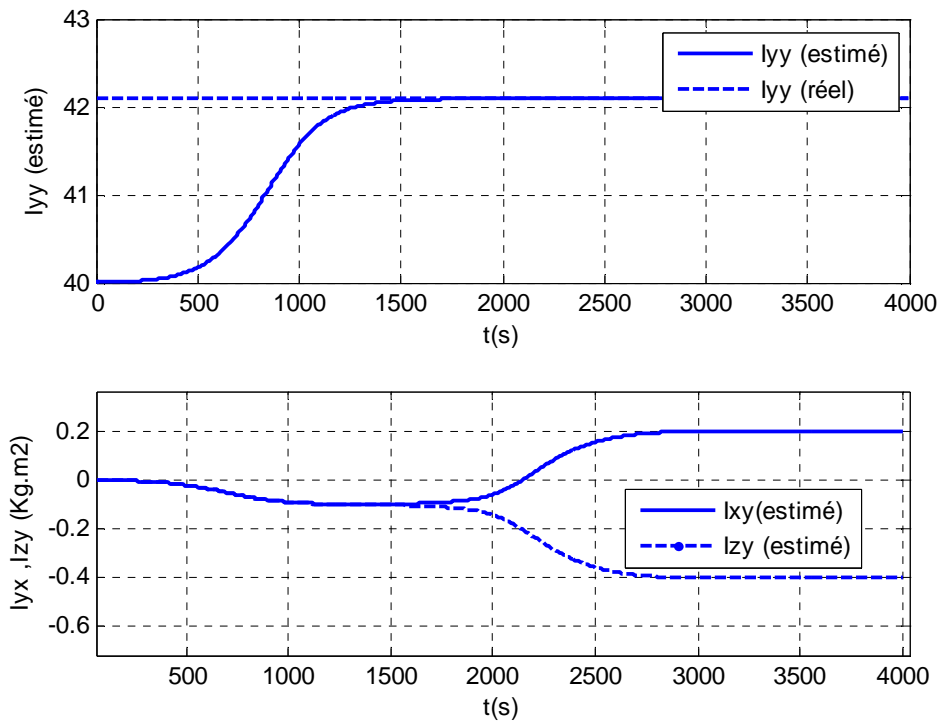


Figure III.9 Estimation de l'inertie (l'axe Y) avec perturbation

Etape II : Estimations de I_{xx}, I_{yx}, I_{zx} .

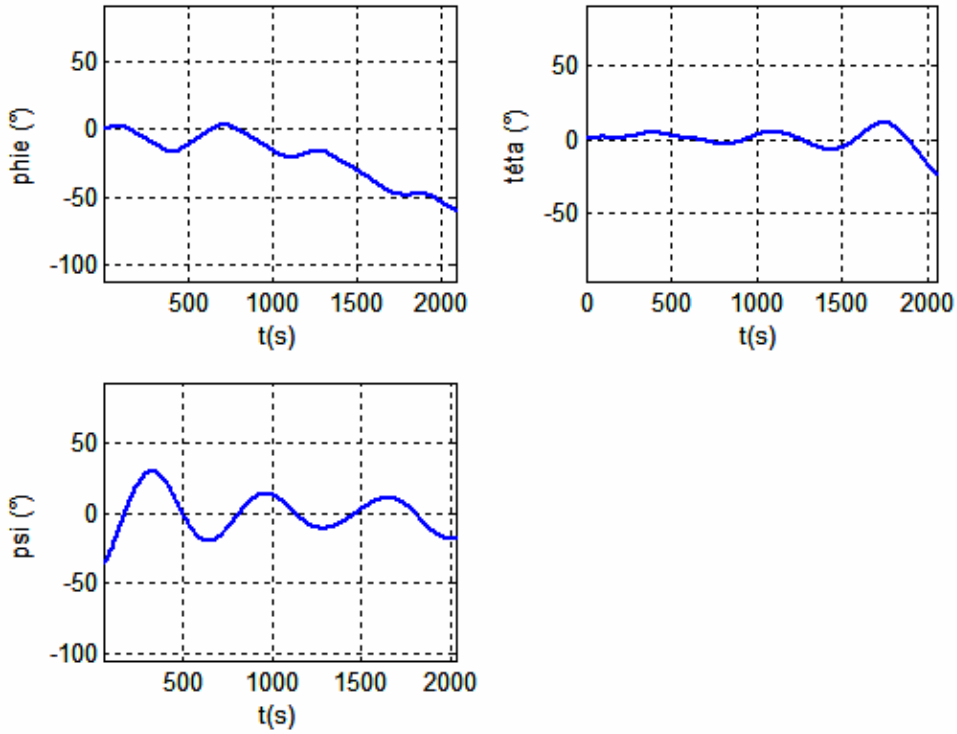


Figure III.10.a Angles d'Euler dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe X) avec perturbations

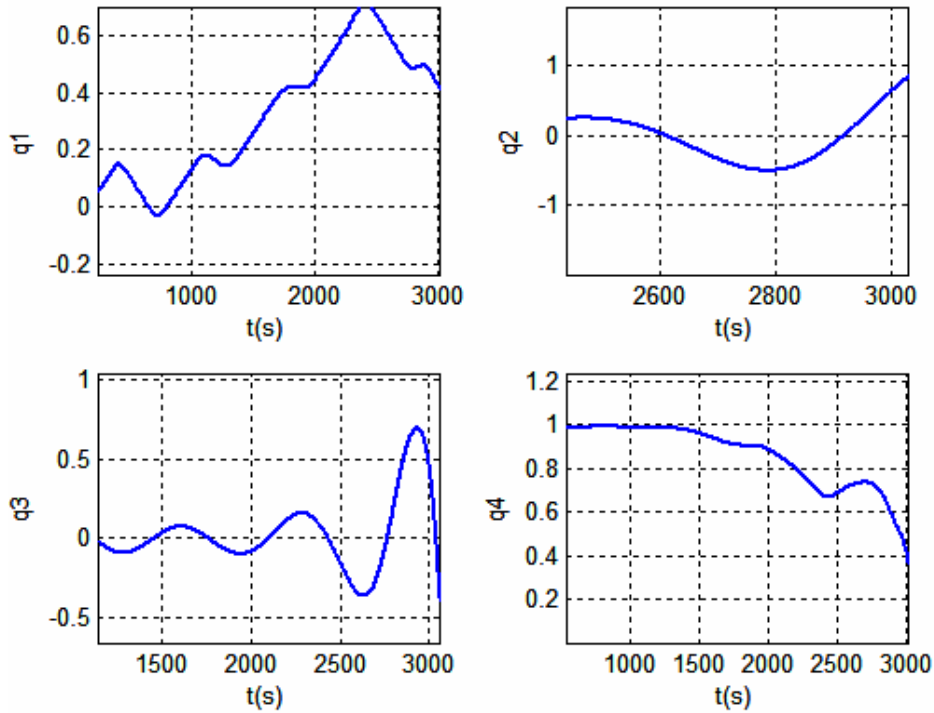


Figure III.10.b Quaternions d'attitude dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe X) avec perturbations.

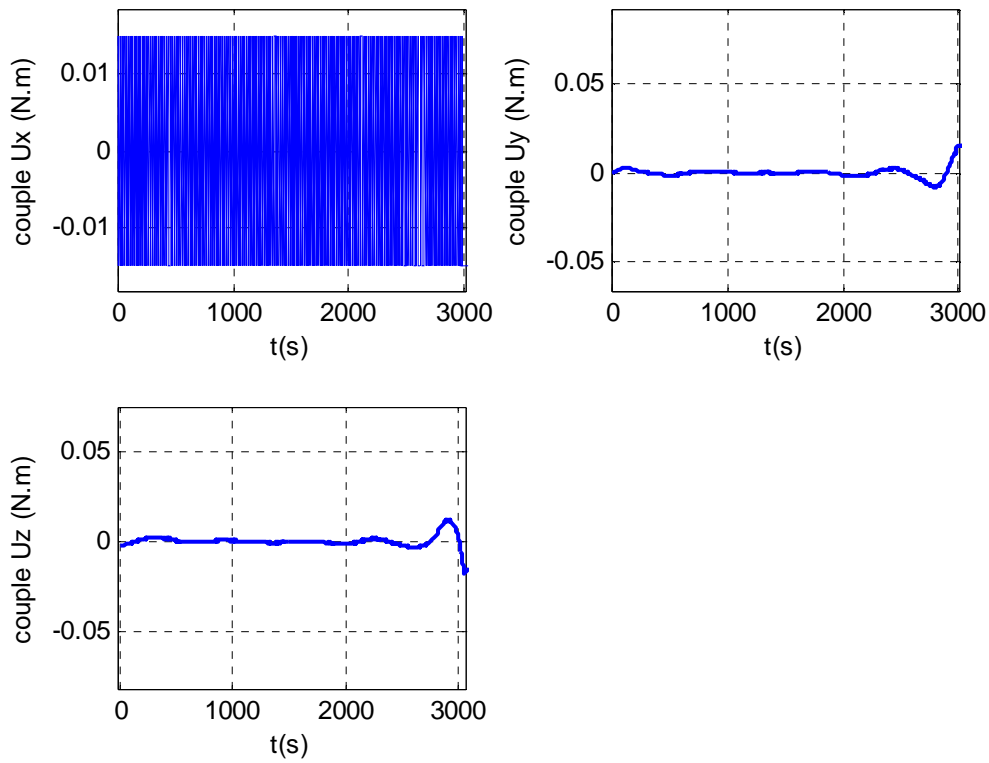


Figure III.11 Couples appliqués par les roues à réactions dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe X) avec perturbations.

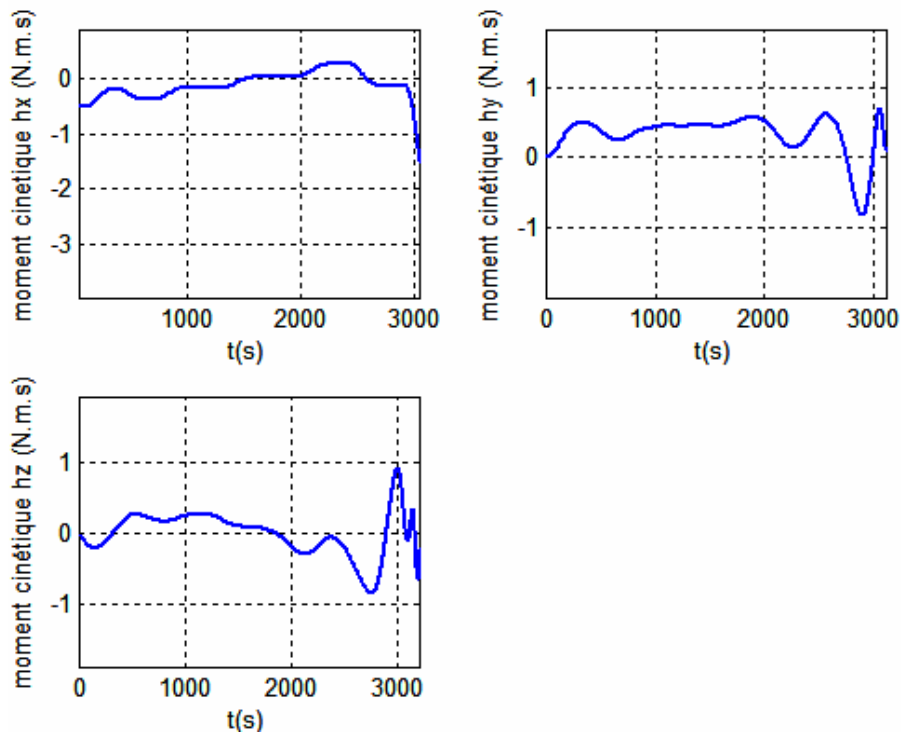


Figure III.12 Moments cinétiques des roues à réactions dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe X) avec perturbations.

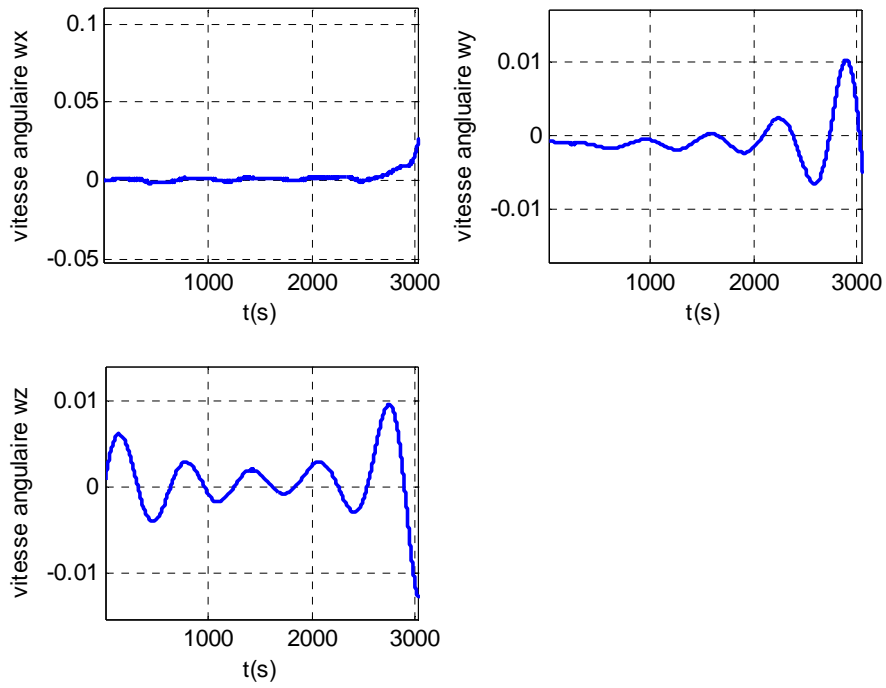


Figure III.13 Vitesses angulaires du satellite dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe X) avec perturbations.

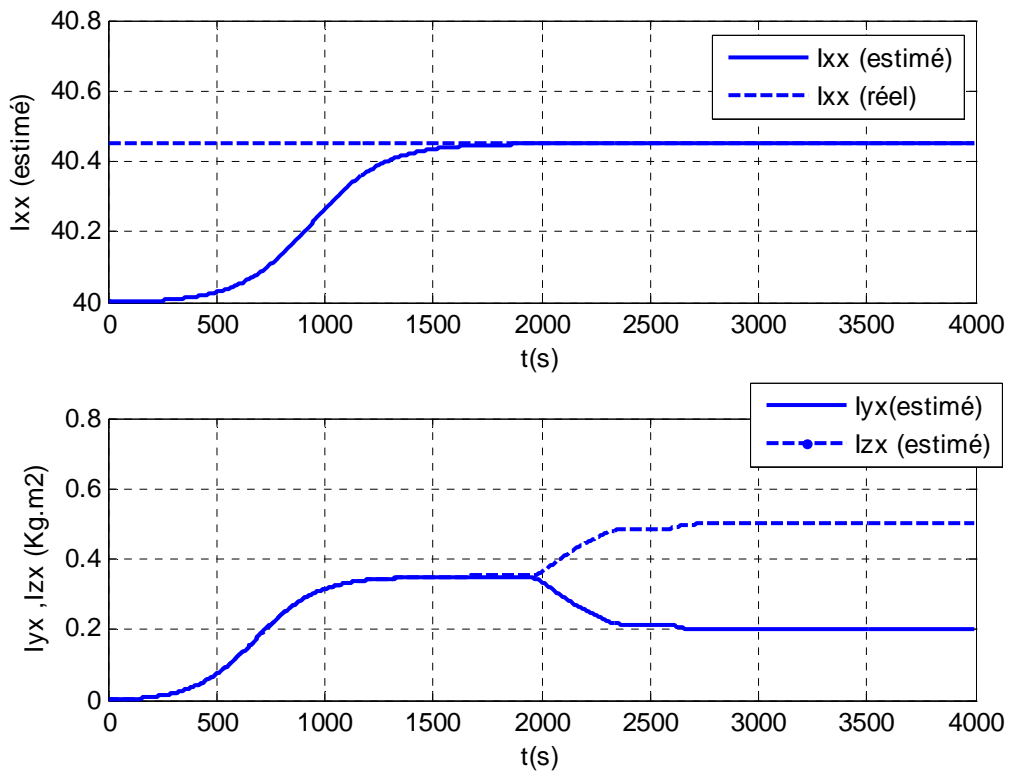


Figure III.14 Estimation de l'inertie (l'axe X) avec perturbation

Etape III: Estimations de I_{zz} , I_{xz} , I_{yz}

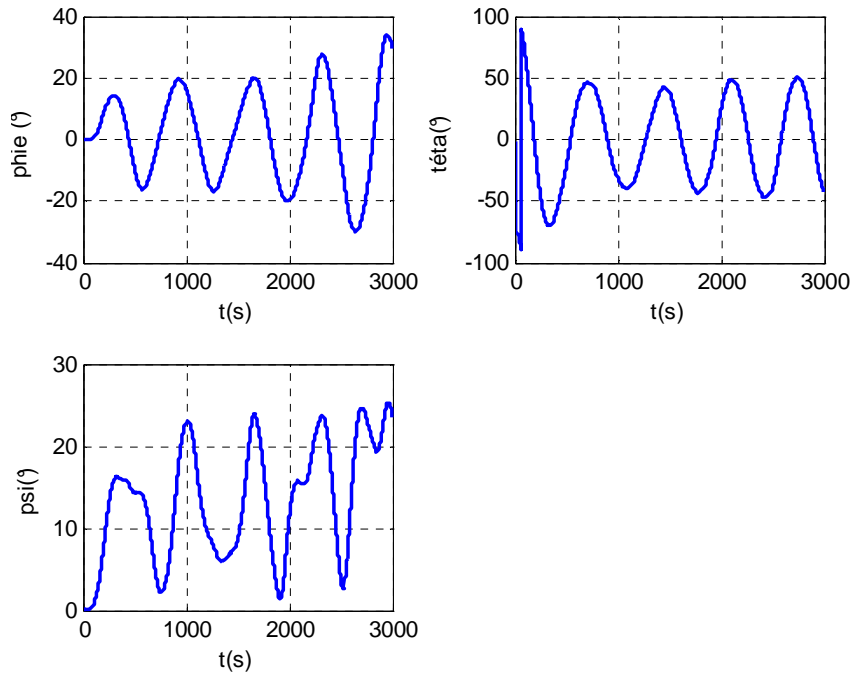


Figure III.15.a Angles d'Euler dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Z) avec perturbations

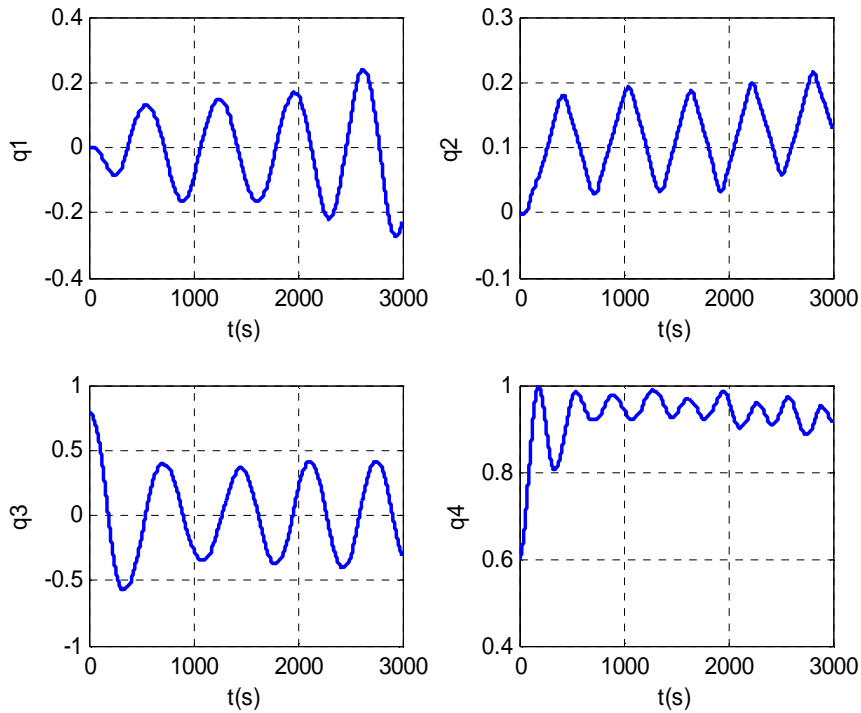


Figure III.15.b Quaternions d'attitude dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Z) avec perturbations.

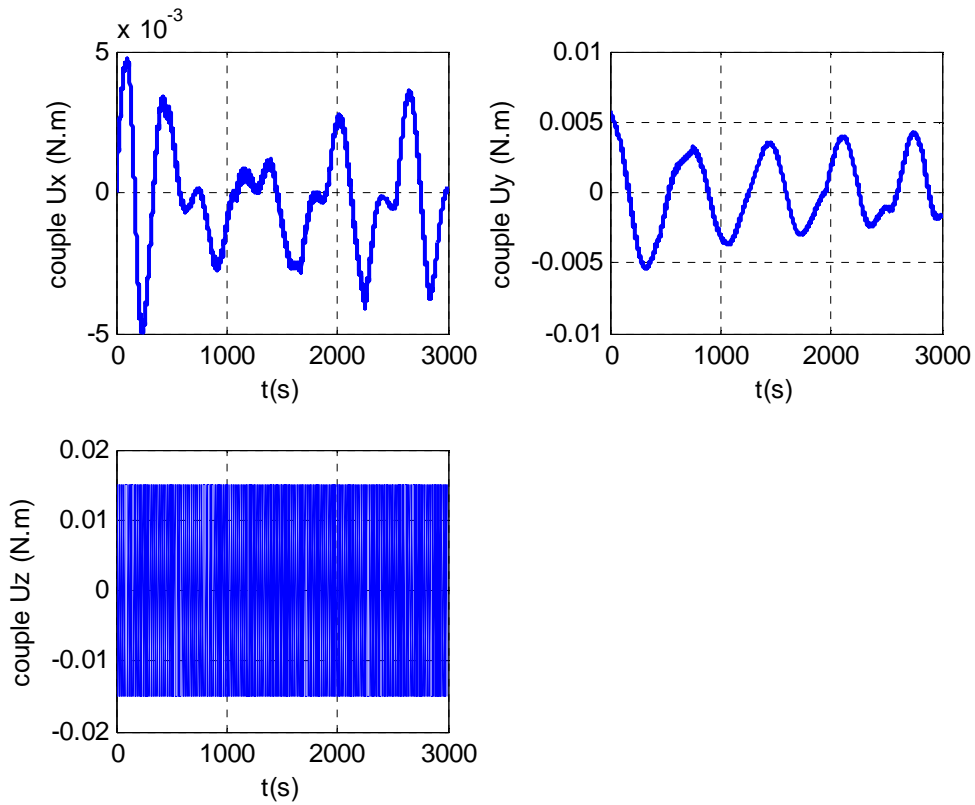


Figure III.16 Couples appliqués par les roues à réactions dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Z) avec perturbations.

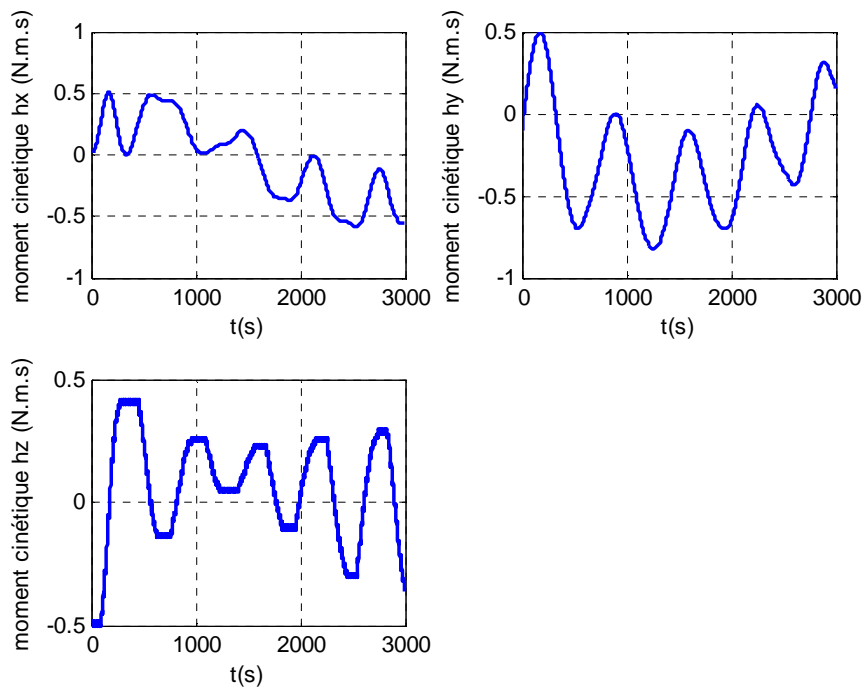


Figure III.17 Moments cinétiques des roues à réactions dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Z) avec perturbations.

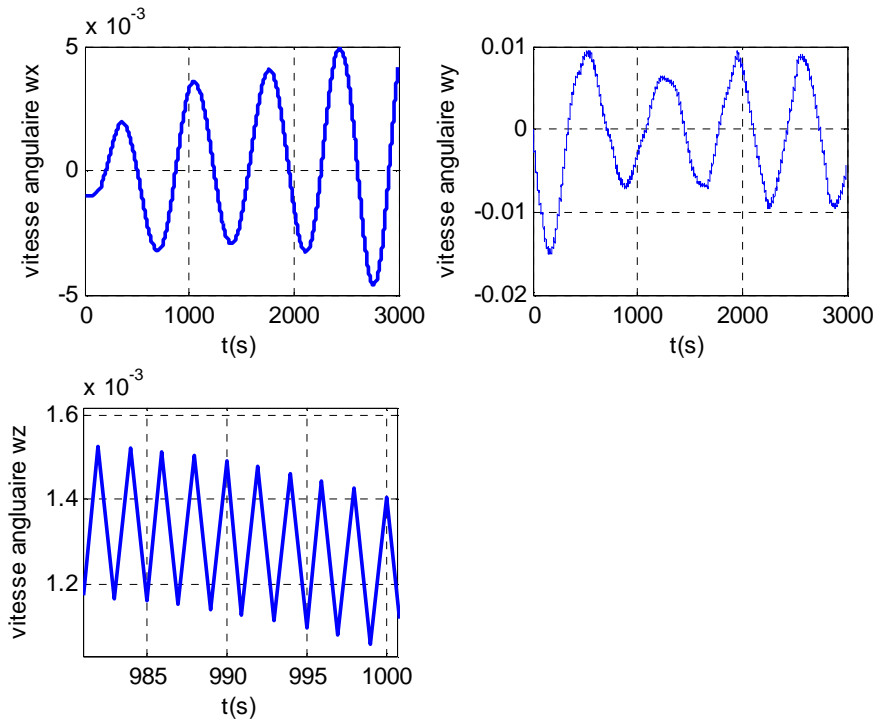


Figure III.18 Vitesses angulaires du satellite dans le cas de l'estimation d'inertie (l'axe Z) avec perturbations.

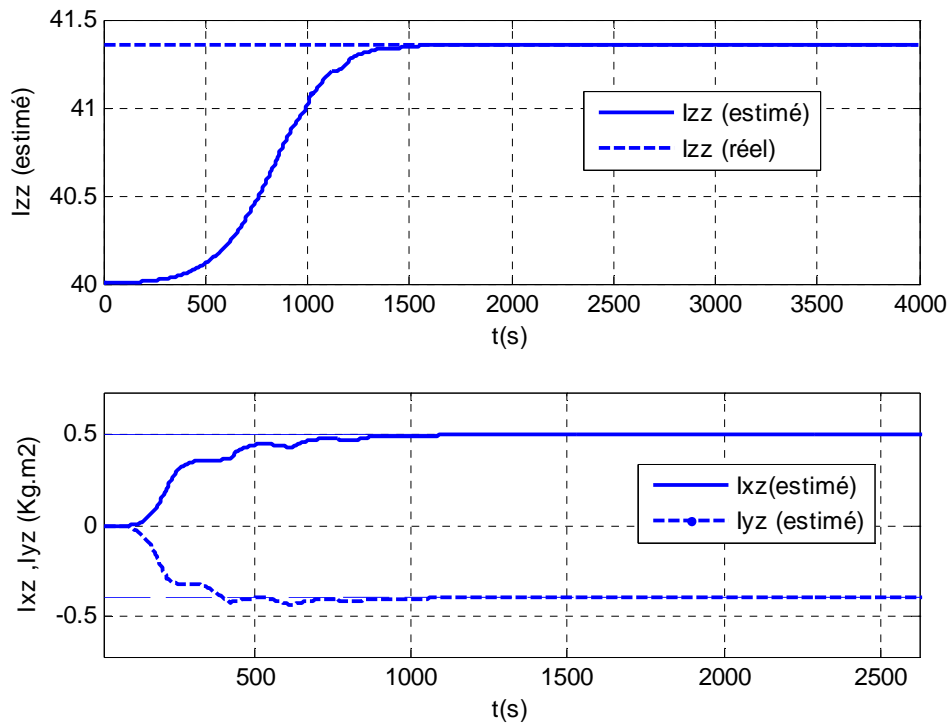


Figure III.19 Estimation de l'inertie (l'axe Z) avec perturbation

Les figures 3.5 jusqu'à 3.19 illustrent les résultats obtenus lors de l'application de l'algorithme des moindres carrés pour le calibrage de la matrice d'inertie de UoSAT-12, une expérience et deux algorithmes sont requis pour chacun des axes du satellite, un algorithme pour estimer le moment d'inertie par rapport à l'axe et l'autre les deux produits d'inertie correspondants.

On considère dans ce cas que les roues n'atteignent pas la saturation ni en moment cinétique ni en couple ce qui est le cas

Les figure 3.5 à 3.9 illustrent les performances de l'algorithme lorsqu'on perturbe l'axe Y à l'aide du contrôleur Bang-Bang Eq.3.28 et que l'on contrôle les deux autres axes à l'aide du contrôleur en retour d'états (contrôleur PD) Eq. 3.27 et cela afin d'estimer I_{yy} , I_{xy} et I_{zy} .

Il est claire selon les figures que le temps d'estimation de I_{yy} est de 1500 sec, alors qu'il a fallut approximativement 2700 sec pour estimer I_{xy} et I_{zy} , il est claire aussi qu'aucune saturation au niveau des roues ne se produit et cela même en présences de perturbations.

Les vitesses angulaires sur les axes X et Z doivent être maintenues les plus petites possible de façon a pouvoir estimer les produits d'inertie avec la plus grande exactitude.

Les figures 3.10 à 3.14 illustrent les performances de la méthode lorsqu'on perturbe l'axe X et que l'on contrôle les deux axe Y et Z, cela afin d'estimer I_{xx} , I_{yx} et I_{zx} .

Le temps d'estimation de I_{xx} est de 1700 sec et de 2000 sec approximativement pour I_{yx} et I_{zx} .

Il est à noté que lors d'une première estimation on a obtenu les valeurs de I_{yy} , I_{xy} et I_{zy} ces dernières peuvent être utilisées lorsqu'on perturbe l'axe X.

Finalement les figure 3.15 à 3.19 illustrent les résultats obtenus lorsqu'on perturbe l'axe Z ; il a fallut 1500 sec pour estimer I_{zz} et approximativement 1000 sec pour I_{xz} et I_{yz} .

En pratiques seules deux expériences suffisent pour estimer tout les paramètres vue l'égalité ($\hat{I}_{ij} = \hat{I}_{ji}$).

III.6 CONCLUSION

Nous avons développé au cours de ce chapitre plusieurs aspects; dans le premier, on a illustré l'effet d'une variation sur les moments d'inertie d'où l'utilité d'estimer ces derniers, puis après avoir vu les techniques d'estimation utilisées une méthode à base des moindres carrée

Récurrents sera développé, cet algorithme peut facilement être appliqué à n'importe quel satellite équipé d'actionneur 3-roues à réaction afin d'estimer sa matrice d'inertie.

Un contrôleur de type Bang-Bang a été utilisé sur l'axe dont on désire calculer le moment d'inertie afin de perturber l'attitude et ne pas saturer les roues à réaction. Un contrôleur de type PD a été utilisé sur les deux autres roues pour pouvoir contrôler les deux axes restants, il va nous assurer aussi la robustesse par rapport aux perturbations externes agissantes sur le satellite. Les résultats des simulations effectuées grâce au logiciel Matlab 5.3 ont été présentés ainsi que les performances de la méthode utilisée. On voit bien que cette méthode nous permet un calibrage presque parfait de la matrice d'inertie.

CHAPITRE IV
*Commandes Adaptatives
appliquées au satellite*

IV.1 INTRODUCTION

La commande adaptative est une des méthodes modernes de synthèse qui présentent une grande robustesse par rapport aux perturbations et aux erreurs de modélisation respectivement. Elle est de plus en plus appliquée dans le domaine spatial ceci grâce à leurs performances et à leur simplicité d'implantation.

IV.1.1 Principes de la commande adaptative

La commande adaptative est un ensemble de techniques utilisées pour l'ajustement automatique en ligne et en temps réel des régulateurs des boucles de commande afin de réaliser ou maintenir un certain niveau de performances quand les paramètres du procédé à commander sont soit inconnus soit/et varient dans le temps [17].

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

1-Ajustement automatique des régulateurs à la mise en œuvre (effet : réduction du temps d'ajustement et amélioration des performances).

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-Possibilités de mise en œuvre des régulateurs plus complexes et plus performants que les P.I.D. (ceci comme conséquence de l'ajustement automatique).

5-Détection des variations anormales des caractéristiques des procédés (ces variations se reflètent dans les valeurs des paramètres fournies par les algorithmes d'adaptation).

6-Conception de nouveaux procédés technologiques utilisant des systèmes de commande adaptative (pour assurer le fonctionnement correct du procédé).

Les techniques de commande adaptative ont été utilisées avec succès pour un grand nombre d'applications dont par exemple, les systèmes énergétiques, les colonnes à distiller, les réacteurs chimiques, dans les asservissements des moteurs électriques, les systèmes d'armes, ainsi que pour les robots manipulateurs, le pilotage automatique des bateaux... [17].

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 [17].

IV.1.2 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 [17], [18].

La commande adaptative avec modèle de référence et la commande auto ajustable sont deux techniques de commande adaptative relativement simples à mettre en œuvre et qui sont utilisées à en pratique. Par ailleurs, ces deux techniques conduisent à des schémas identiques. Le schéma de la commande adaptative avec modèle de référence a été originellement proposé par Whitaker (1958) et le schéma de commande auto ajustable a été originellement proposé par Kalman (1958). Les premières applications de ces techniques remontent au début des années 70. Le développement de ces techniques est largement basé sur une bonne compréhension des aspects algébrique des différentes stratégies de commandes. Leur développement repose aussi sur l'hypothèse fondamentale suivante : Pour toutes les valeurs possibles des paramètres du procédé on suppose qu'il existe un régulateur de structure donnée qui peut assurer la réalisation des performances désirées. Le rôle de la boucle d'adaptation est uniquement limité à trouver les bonnes valeurs des paramètres de ce régulateur dans chaque cas [17], [18].

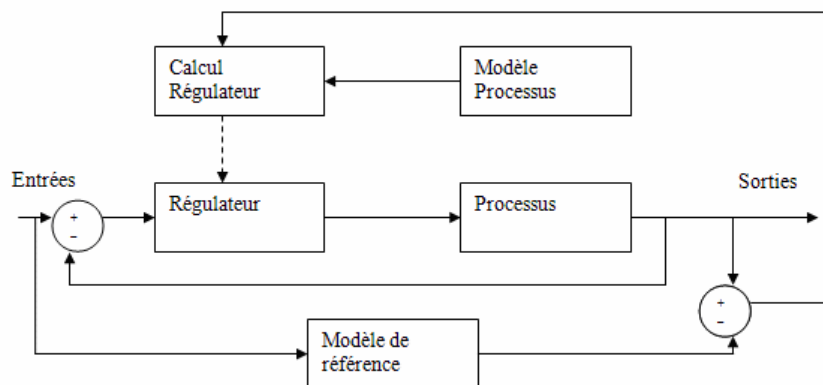


Figure 4.1 Commande adaptative à modèle de référence

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. Dans ce cas, le calcul est fait afin que :

- 1-L'erreur entre la sortie du procédé et la sortie du modèle soit identiquement nulle pour des conditions initiales identiques.

- 2-L'erreur initiale s'annule avec une dynamique pré-spécifiée (c'est la dynamique de régulation).

Schémas de commande adaptative directe et indirecte

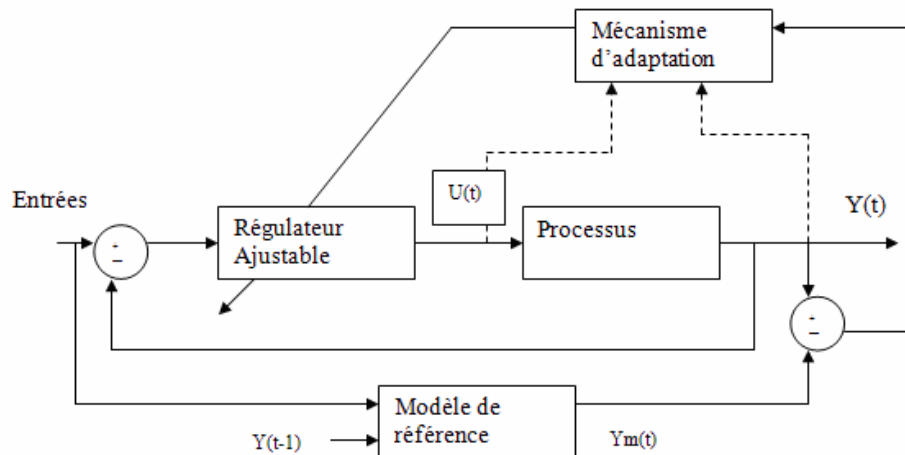


Figure 4.2 Commande adaptative directe.

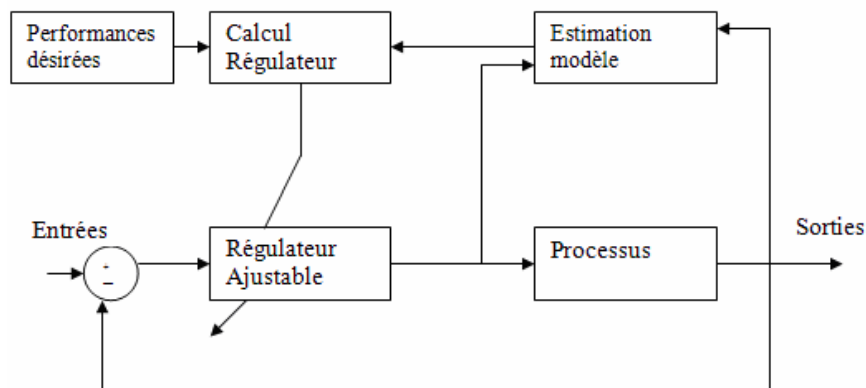


Figure 4.3 Commande adaptative indirecte.

Le schéma de commande adaptative avec modèle de référence explicite donné Fig. 4.1 est un schéma de commande adaptative directe, les paramètres du régulateur étant ajustés en une seule étape. Le schéma de commande adaptative auto ajustable est un schéma de commande adaptative indirecte car l'adaptation des paramètres du régulateur se fait en deux étapes [17], [18].

- 1-Estimation des paramètres du modèle du procédé.

- 2-Calcul des paramètres du régulateur à partir des paramètres estimés.

IV.2 LOI DE COMMANDE ADAPTATIVE DESTINEE AU CONTROLE DE LA VITESSE

IV.2.1 Préliminaires

Dans ce cas l'objectif de la loi de commande est celui de faire tendre la vitesse angulaire du satellite ω vers une certaine vitesse angulaire qu'on notera v .

On considère que notre satellite est équipé d'actionneur à roues à réaction, et ce sont ces dernières qui nous produiront le couple requis à la stabilisation du satellite.

A un instant donné t , la vitesse angulaire du satellite $\omega = \omega(t)$ du satellite par rapport à un référentiel inertiel peut se mettre sous forme générale suivante : [20]

$$\dot{\omega} = -I^{-1}\omega \times I\omega + I^{-1}U \quad (4.1)$$

Ou :

$$I = \begin{bmatrix} I_{11} & I_{12} & I_{13} \\ I_{12} & I_{22} & I_{23} \\ I_{13} & I_{23} & I_{33} \end{bmatrix}$$

est une matrice définie positive symétrique représentant le tenseur d'inertie du satellite, et supposée inconnue.

Et,

$U = U(t)$: Vecteur regroupant les couples de contrôle du satellite.

Le produit vectoriel peut s'écrire sous forme d'un produit d'une matrice par un vecteur comme il a été fait dans [19] chapitre 9, §.9.4.1 :

Si on a un vecteur : $a = [a_1 \ a_2 \ a_3]^T$

$$a \times = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix}$$

Soit v la vitesse angulaire désirée (vitesse du satellite par rapport à un référentiel inertiel), on supposera que v est dérivable (\dot{v} existe) et que v, \dot{v} sont bornées

On définira alors le vecteur erreur en vitesse angulaire:

$$e = \omega - v \quad (4.2)$$

Si on remplace dans l'équation (4.1) on aura alors :

$$\dot{e} = -I^{-1}(e + v) \times I(e + v) + I^{-1}U - \dot{v} \quad (4.3)$$

Notre objectif de commande est d'avoir $e \rightarrow 0$ lorsque $t \rightarrow \infty$ sous certaines conditions initiales.

Avant de passer à la loi de commande adaptative on définira un nouvel opérateur L de la façon suivante :

Le produit de la matrice I par un vecteur a peut se mettre sous la forme :

$$Ia = \begin{bmatrix} I_{11} & I_{12} & I_{13} \\ I_{12} & I_{22} & I_{23} \\ I_{13} & I_{23} & I_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_1 & 0 & 0 & 0 & a_3 & a_2 \\ 0 & a_2 & 0 & a_3 & 0 & a_1 \\ 0 & 0 & a_3 & a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{11} \\ I_{22} \\ I_{33} \\ I_{23} \\ I_{13} \\ I_{12} \end{bmatrix}$$

On notera :

$$L(a) \equiv \begin{bmatrix} a_1 & 0 & 0 & 0 & a_3 & a_2 \\ 0 & a_2 & 0 & a_3 & 0 & a_1 \\ 0 & 0 & a_3 & a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

$$\alpha = [I_{11} \ I_{22} \ I_{33} \ I_{23} \ I_{12} \ I_{13}]^T$$

Et on écrira alors :

$$Ia = L(a)\alpha$$

IV.2.2 La loi de Commande Adaptative sans estimation de la matrice d'inertie

L'équation (4.3) peut se mettre sous la forme

$$\dot{e} = -I^{-1}F(e, v, \dot{v})\alpha + I^{-1}U \quad (4.5)$$

Avec :

$$F(e, v, \dot{v}) = (e + v) \times L(e + v) + L(\dot{v}) \quad (4.6)$$

F : est une matrice 3×6 .

On va alors définir un contrôleur adaptative pour la vitesse angulaire basé sur l'estimée $\hat{\alpha}$ de α .

On notera que :

$$\tilde{\alpha} = \hat{\alpha} - \alpha$$

Soit le nouveau système :

$$\dot{e} = -I^{-1}F(e, v, \dot{v})\hat{\alpha} + I^{-1}U \quad (4.7)$$

et soit la fonction de Lyapunov suivante :

$$V = e^T I e + \frac{1}{2} \tilde{\alpha}^T Q^{-1} \tilde{\alpha} \quad (4.8)$$

Les matrices I et Q sont toute les deux définies positives

Alors selon [19] chapitre 8 section 8.3, dans notre cas adapté aux systèmes non -linéaires, la dérivée de V en utilisant l'équation peut alors se mettre sous la forme :

$$\dot{V} = -e^T K e + \tilde{\alpha}^T (F^T e + Q^{-1} \dot{\tilde{\alpha}}) \quad (4.9)$$

On choisira alors $\dot{\tilde{\alpha}}$ de façon à avoir \dot{V} semi-définie négative :

On peut alors poser :

$$F^T e + Q^{-1} \dot{\tilde{\alpha}} = 0$$

Et avoir :

$$\dot{\tilde{\alpha}} = -QF^T e \quad (4.10)$$

Donc :

$$\dot{\hat{\alpha}} = -QF^T e \quad (4.11)$$

Dans ce cas on aura $\dot{V} = -e^T K e \leq 0$ (semi définie négative). On assurera alors la convergence de $e \rightarrow 0$

L'expression de la commande U sera déduite comme suit :

Lorsque $t \rightarrow \infty$ on a $e \rightarrow 0$, dans ce cas on choisira de suivre le modèle $\dot{e}_m = -K e_m$

Donc que e vérifie lorsque $\dot{e} = -K e$, en remplaçant dans l'équation (4.7), on aura :

$$U = -K e + F(e, v, \dot{v})\hat{\alpha} \quad (4.12)$$

Les deux équations (4.11) et (4.12) décrivent notre loi de commande adaptative le paramètre $\hat{\alpha}$ est le paramètre ajustable d'adaptation.

On remplaçant dans l'équation (4.5) on aura alors :

$$\dot{e} = -I^{-1}K e + I^{-1}F(e, v, \dot{v})\tilde{\alpha} \quad (4.13)$$

D'après l'équation (4.11) quand $t \rightarrow \infty$ et $e \rightarrow 0$, alors $\dot{\tilde{\alpha}} \rightarrow 0$ cela implique que $\tilde{\alpha}$ est constant mais pas forcément nul, donc cette loi de commande ne nous permettra de converger vers la vraie valeur de α

que sous certaines conditions qu'on verra dans la deuxième partie de ce travail

IV.2.3 Estimation de la matrice d'inertie

Avant d'entamer l'estimation de la matrice d'inertie, il est important de donner quelques résultats tirés de la loi de commande ci-dessus.

Résultat 1[20] :

Supposons que v soit périodique, définissons W de $[0 + \infty[\rightarrow R^{3 \times 6}$ par :

$$W(t) = L(\dot{v}(t)) + v(t)^\times L(v) \quad (4.14)$$

Et soit Z tel que :

$$Z = \{z : W(t)z = 0, \forall t \geq 0\} \quad (4.15)$$

Donc selon la loi de contrôle adaptative cité ci-dessus : alors :

$\tilde{\alpha} \rightarrow z$ Lorsque $t \rightarrow \infty$.

Preuve :

D'après notre loi de commande $e \rightarrow 0$ lorsque $t \rightarrow \infty$, donc d'après le lemme de Barbalat [19]

$\dot{e} \rightarrow 0$, donc en remplaçant dans l'équation (4.13) on aura :

$$\lim_{t \rightarrow \infty} F(e, v, \dot{v})\tilde{\alpha} = 0 \quad (4.16)$$

Et on a :

$$\begin{aligned} F(e, v, \dot{v})\tilde{\alpha} - W(v, \dot{v})\tilde{\alpha} &= ((e + v) \times L(e + v) + L(\dot{v}) - v \times L(v) - L(\dot{v}))\tilde{\alpha} \\ &= (e^\times L(e) + e^\times L(v) + v^\times L(e) + v^\times L(v) + L(\dot{v}) - v^\times L(v) - L(\dot{v}))\tilde{\alpha} \end{aligned}$$

Donc :

$$\begin{aligned} \lim_{t \rightarrow \infty} F(e, v, \dot{v})\tilde{\alpha} - W(v, \dot{v})\tilde{\alpha} &= \lim_{t \rightarrow \infty} ((e + v) \times L(e + v) + L(\dot{v}) - v \times L(v) - L(\dot{v}))\tilde{\alpha} \\ &= \lim_{t \rightarrow \infty} (e^\times L(e) + e^\times L(v) + v^\times L(e) + v^\times L(v) + L(\dot{v}) - v^\times L(v) - L(\dot{v}))\tilde{\alpha} \end{aligned}$$

On a aussi que : $e \rightarrow 0$ lorsque $t \rightarrow \infty$, et v et \dot{v} bornés donc on aura :

$$\lim_{t \rightarrow \infty} F(e, v, \dot{v})\tilde{\alpha} - W(v, \dot{v})\tilde{\alpha} = 0 \quad (4.17)$$

De cette équation on tire que :

$$\lim_{t \rightarrow \infty} F(e, v, \dot{v})\tilde{\alpha} = \lim_{t \rightarrow \infty} W(v, \dot{v})\tilde{\alpha} = 0 \quad (4.18)$$

On a donc que $\lim_{t \rightarrow \infty} W(v, \dot{v})\tilde{\alpha} = 0$ donc d'après (4.15) :

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \tilde{\alpha} = z \quad (4.19)$$

Corollaire 1 [20]:

De plus si v est constant donc $\dot{v} = 0$ on aura alors :

$$Z_0 = \{z_0 : v^\times L(v)z_0 = 0, \forall t \geq 0\} \quad (4.20)$$

Donc de la même façon on aura que

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \tilde{\alpha} = z_0 \quad (4.21)$$

Proposition 1 :

Prenons v constante tel que $v = [0 \ v_2 \ 0]$ donc d'après la loi de commande et le corollaire 1 on aura

$\hat{\alpha}_4 \rightarrow \alpha_4$ et $\hat{\alpha}_6 \rightarrow \alpha_6$. De plus si $v = [0 \ 0 \ v_3]$ alors $\hat{\alpha}_4 \rightarrow \alpha_4$ et $\hat{\alpha}_5 \rightarrow \alpha_5$ lorsque $t \rightarrow \infty$

Preuve :

Si $v = [0 \ v_2 \ 0]$:

$$v^\times L(v) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & v_2^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -v_2^2 \end{bmatrix}$$

Donc :

Soit $z_0 = [z_1 \ z_2 \ z_3 \ z_4 \ z_5 \ z_6]$

$$v^\times L(v)z_0 = 0 \Rightarrow z_4 = 0 \text{ et } z_6 = 0$$

D'après le corollaire 1 on aura $\lim_{t \rightarrow \infty} \tilde{\alpha} = z_0 \Rightarrow \hat{\alpha}_6 - \alpha_6 \rightarrow z_6 = 0$ et $\hat{\alpha}_4 - \alpha_4 \rightarrow z_4 = 0$

Donc :

$$I_{23} \rightarrow \hat{I}_{23} \text{ et } I_{12} \rightarrow \hat{I}_{12}$$

Si $v = [0 \ 0 \ v_3]$:

$$v^\times L(v) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -v_3^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & v_3^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Donc :

$$v^\times L(v)z_0 = 0 \Rightarrow z_4 = 0 \text{ et } z_5 = 0$$

D'après le corollaire 1 on aura $\lim_{t \rightarrow \infty} \tilde{\alpha} = z_0 \Rightarrow \hat{\alpha}_4 - \alpha_4 \rightarrow z_4 = 0$ et $\hat{\alpha}_5 - \alpha_5 \rightarrow z_5 = 0$

Donc :

$$I_{23} \rightarrow \hat{I}_{23} \text{ et } I_{13} \rightarrow \hat{I}_{13}$$

Cette méthode ne nous permet que d'estimer les produits d'inertie mais pas les inerties principales.

Proposition 2 :

Supposons maintenant que v soit périodique et soit W comme définit en (4.14) alors si il existe t_1 et t_2

tel que le rang de la matrice $\begin{bmatrix} W(t_1) \\ W(t_2) \end{bmatrix}$ soit égale à 6, on aura alors $\hat{\alpha} \rightarrow \alpha$.

Preuve :

D'après le résultat 1, on aura que, $\hat{\alpha} - \alpha \rightarrow z$, mais

On a $W(t)z = 0$ d'après (4.15) et $\text{rang} \begin{bmatrix} W(t_1) \\ W(t_2) \end{bmatrix} = 6 \neq 0$ d'après l'hypothèse on en déduit alors que

On ne peut qu'avoir $z = 0$ donc $\hat{\alpha} \rightarrow \alpha$ [20]

Il existe beaucoup de signaux périodiques vérifiant ces conditions.

On pourrait prendre par exemple un signal du type $v(t) = [\sin t \ \sin 2t \ \sin 3t]$

IV.2.4 Résultats des simulations

Cas sans perturbations :

On commencera par estimer I_{yz} et I_{xy} , pour cela on appliquera une référence $v = [0 - 0.5 0]^T \text{ rad / s}$

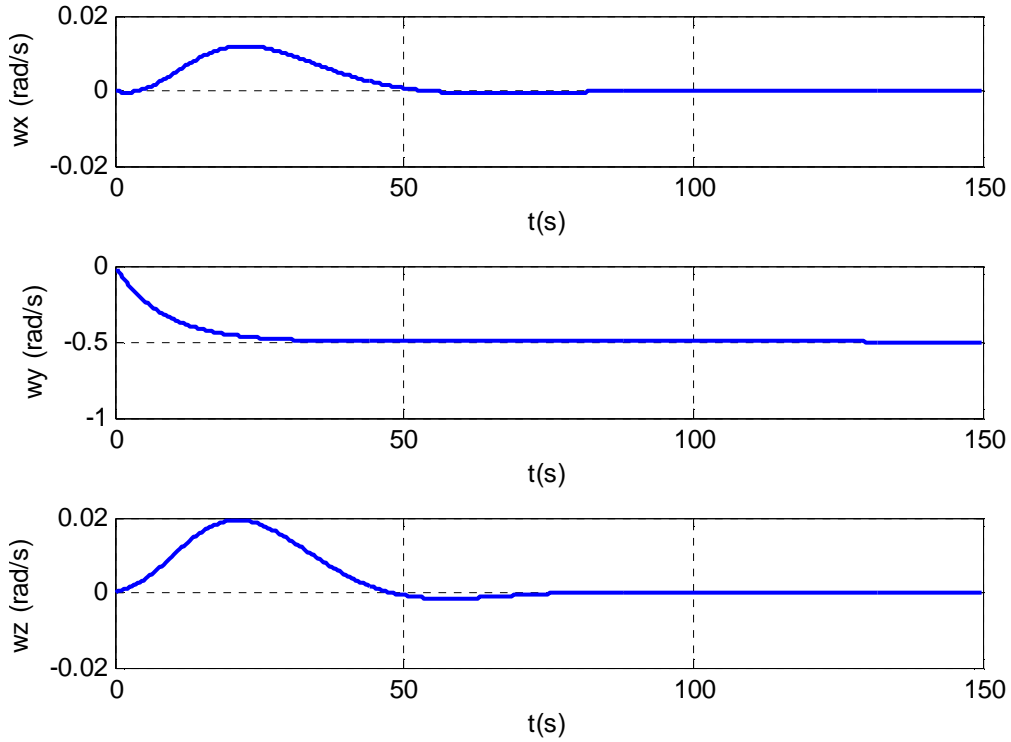


Figure IV.4 Vitesse angulaires de UoSAT-12 pour une référence de $v = [0 - 0.5 0]^T$

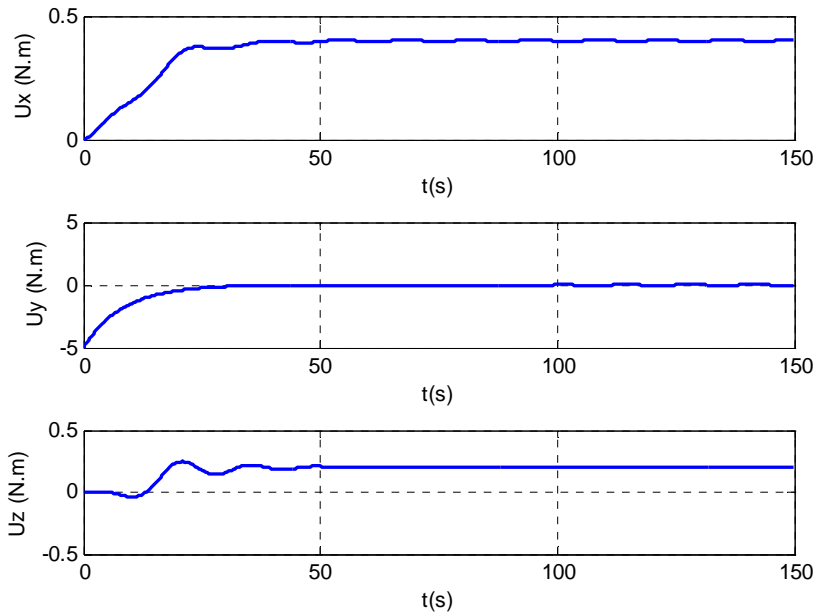


Figure IV.5 Couples des roues appliqués à UoSAT-12 pour une référence $v = [0 - 0.5 0]^T$

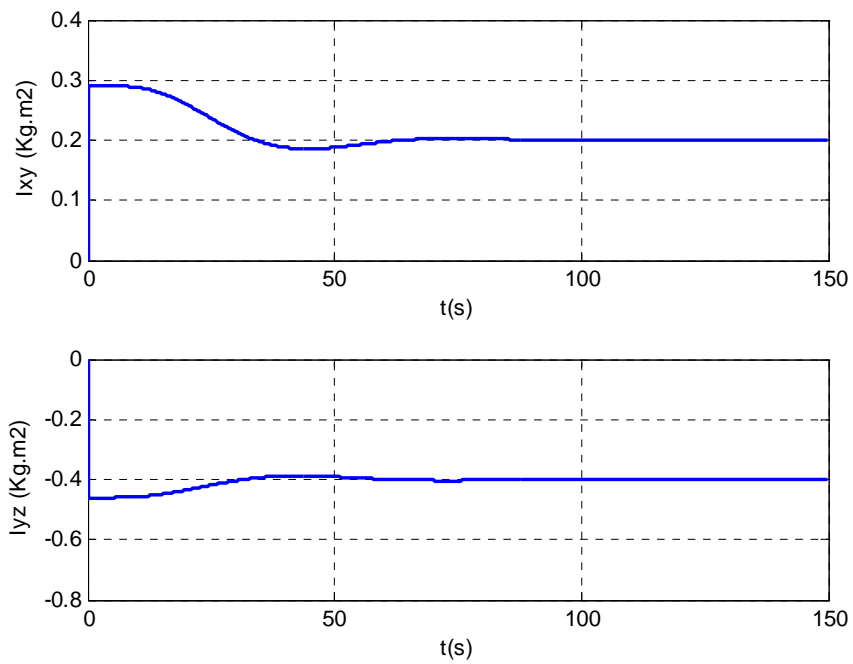


Figure IV.6 Estimations des produits d'inertie I_{xy} et I_{yz} pour une référence $v = [0 - 0.5 0]^T$

Cas avec perturbations :

Afin d'illustrer l'effets des perturbations nous allons appliquer un couple de perturbation constant et cela dans le cas ou on applique une référence de $v = [0 - 0.5 0]^T$

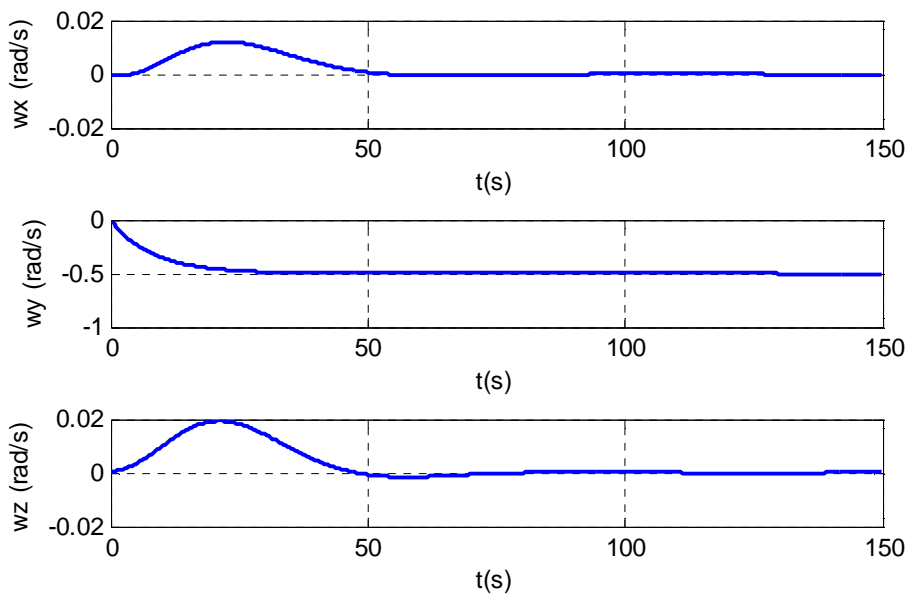


Figure IV.7 Vitesse angulaires de UoSAT-12 pour une référence de $v = [0 - 0.5 0]^T$ avec couple de perturbation constant

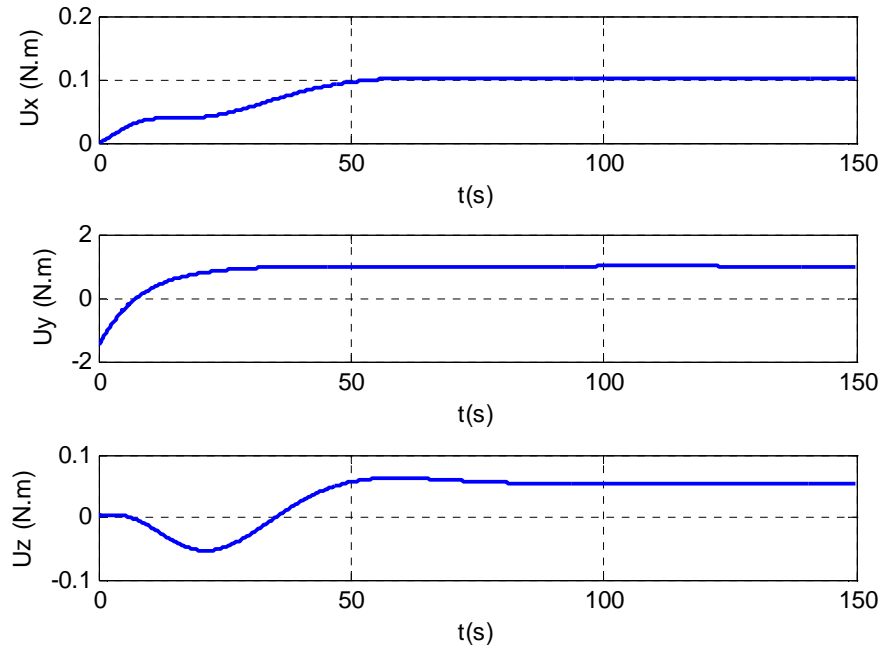


Figure IV.8 Couples des roues appliqués à UoSAT-12 pour une référence $v = [0 - 0.5 0]^T$ avec couple de perturbations

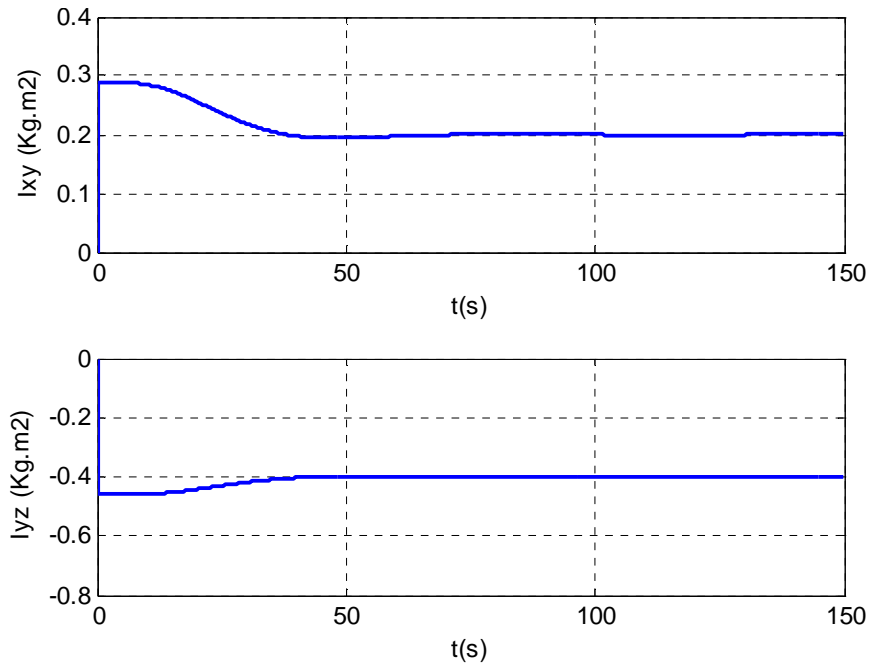


Figure IV.9 Estimations des produits d’inertie I_{xy} et I_{yz} pour une référence $v = [0 - 0.5 0]^T$ avec couple de perturbation

Afin d'estimer I_{yz} et I_{xz} , on appliquera une référence $v = [0 \ 0 \ 0.5]^T \text{ rad/s}$ le satellite soumis au couple de perturbations. On obtiendra alors les résultats suivants :

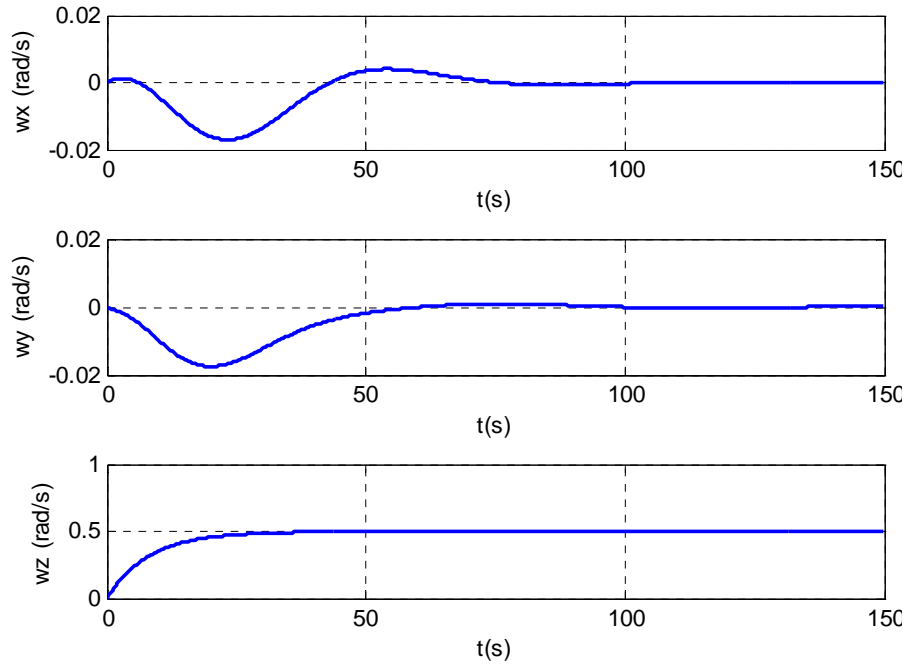


Figure IV.10 Vitesse angulaires de UoSAT-12 pour une référence $v = [0 \ 0 \ 0.5]^T$ avec perturbation

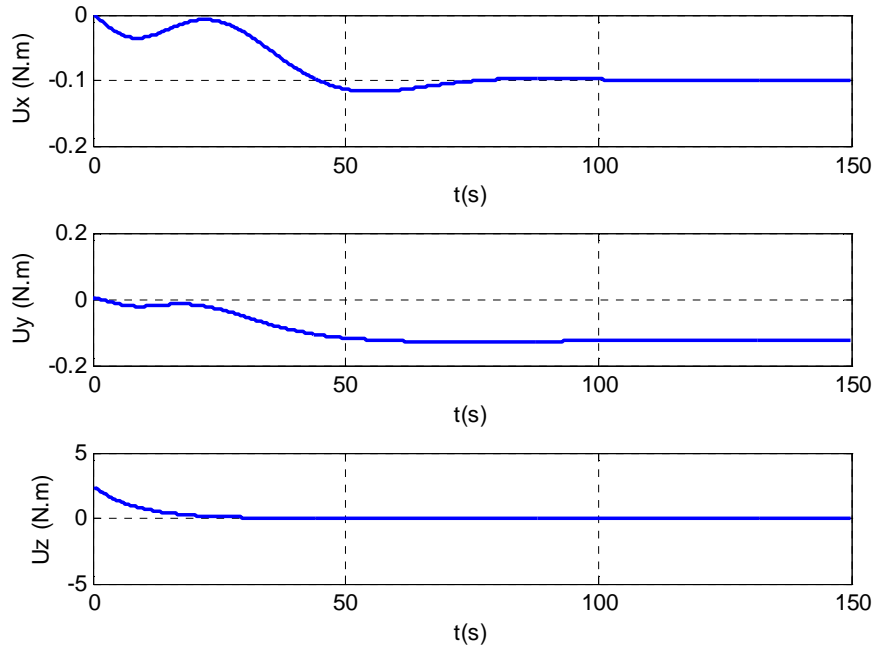


Figure IV.11 Couple des roues appliqué à UoSAT-12 pour une référence $v = [0 \ 0 \ 0.5]^T$ avec perturbation

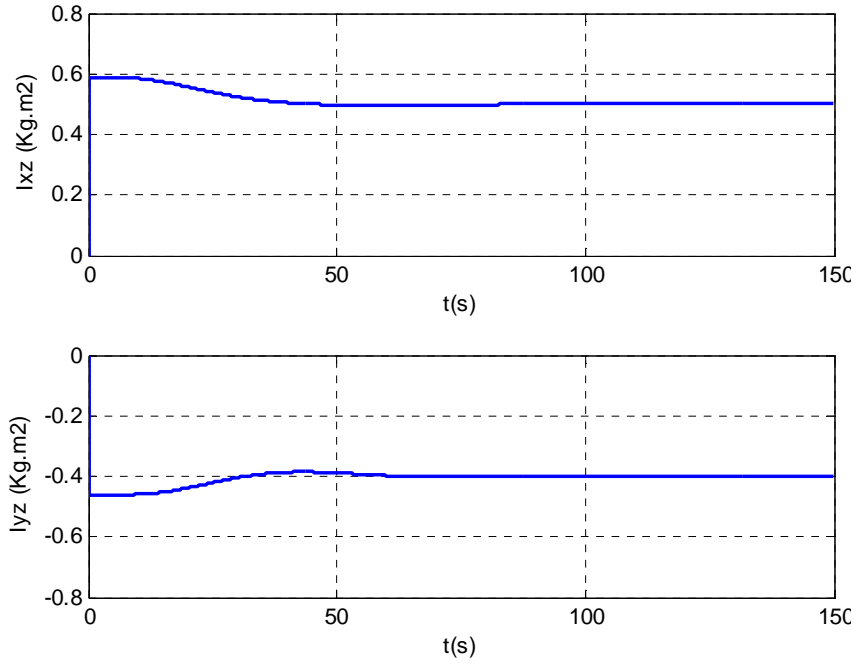


Figure IV.12 Estimations des produits d’inertie I_{xz} et I_{yz} pour une référence $v = [0 \ 0 \ 0.5]^T$ avec perturbation

Maintenant afin d’estimer toute notre matrice d’inertie on applique les résultats obtenus en proposition 2 et pour une référence $v(t) = [\sin t \ \sin 2t \ \sin 3t]$ on obtient :

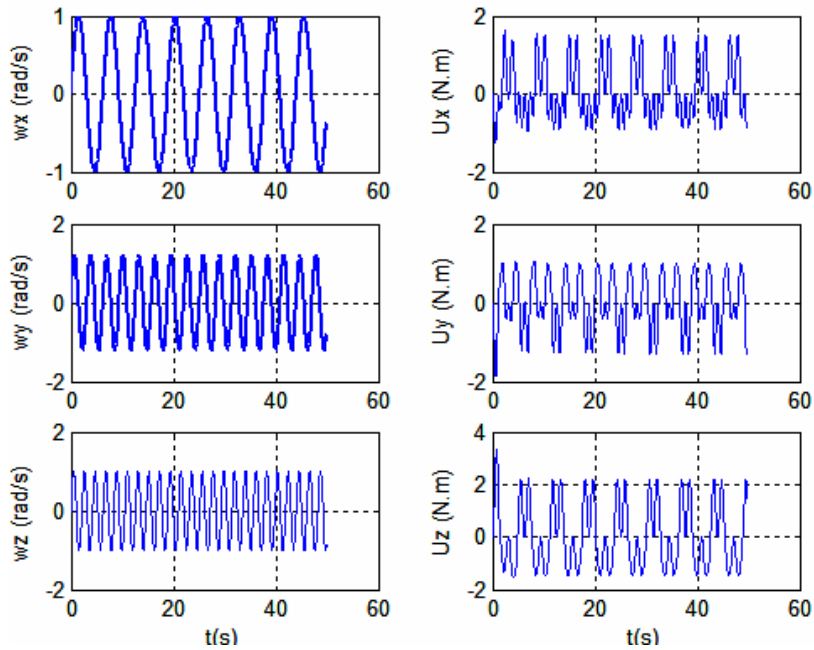


Figure IV.13 vitesses angulaires du satellite

Figure IV.14 Couple appliqué au satellite

Pour une référence $v(t) = [\sin t \sin 2t \sin 3t]$ avec perturbation

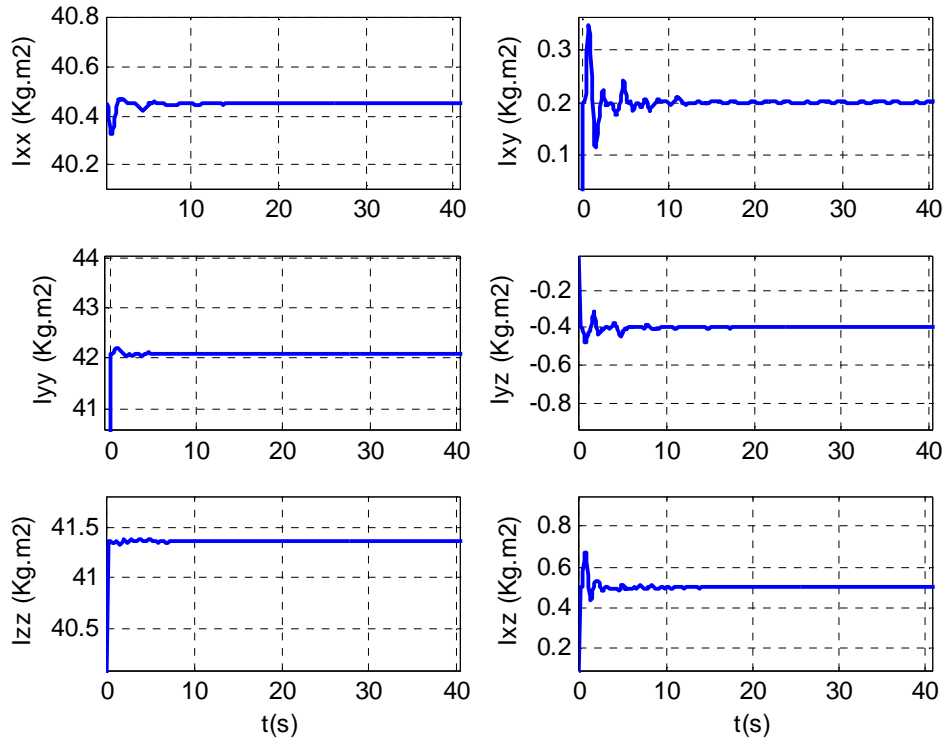


Figure IV.15 Estimation des moments et produits d’inertie du satellite avec couple de perturbations

IV.3 COMMANDE ADAPTATIVE DESTINEE AU CONTROLE DE L'ATTITUDE

IV.3.1 Préliminaires

Soit le modèle suivant de notre satellite :

$$J\dot{\Omega} = -\Omega^\times J\Omega + u \quad (4.22)$$

$$\dot{e} = \frac{1}{2}(e^\times \Omega + \zeta \Omega) \quad (4.23)$$

$$\dot{\zeta} = -\frac{1}{2}e^T \Omega \quad (4.24)$$

Avec $\Omega = \Omega(t) \in \mathbb{R}^3$ est la vitesse angulaire du satellite par rapport à un référentiel inertiel R_i

$I = \begin{bmatrix} I_{11} & I_{12} & I_{13} \\ I_{12} & I_{22} & I_{23} \\ I_{13} & I_{23} & J_{33} \end{bmatrix}$ est comme on l'a vu précédemment la matrice d'inertie du satellite

artificiel, matrice défini positive et symétrique, tout deux exprimé dans le repère satellite B , $u = u(t) \in \mathbb{R}^3$ est le vecteur couple de commande, e et ζ sont les quaternion d'attitude représentant l'orientation du repère satellite B par rapport au référentiel inertiel R_i avec :

$$ee^T + \zeta^2 = 1 \quad (4.25)$$

La matrice de rotation $B = B(\varepsilon, \varsigma)$ du repère B par rapport à R_i est donné par :

$$B = (\zeta^2 - e^T e)I_{3 \times 3} + 2ee^T - 2\zeta e^\times \quad (4.26)$$

On supposera que les paramètres (e, ζ) peuvent être connus à n'importe quel moment $t \geq 0$.

Soit la trajectoire désirée décrite par le repère consigne D qui est orienté par rapport à R_i selon le vecteur quaternions (ξ, μ) tel que :

$$\xi\xi^T + \mu^2 = 1 \quad (4.27)$$

La matrice de rotation $D = D(\xi, \mu)$ du repère D par rapport à R_i est donné par :

$$D = (\mu^2 - \xi^T \xi)I_{3 \times 3} + 2\xi\xi^T - 2\mu\xi^\times \quad (4.28)$$

Maintenant soit $v = v(t) \in \mathbb{R}^3$ définissant la vitesse angulaire de D par rapport à R_i et exprimé dans D comme suit [20]

$$v = 2(\mu\dot{\xi} - \dot{\mu}\xi) - 2\xi^\times \dot{\xi} \quad (4.29)$$

Soit $(\varepsilon, \eta) \in \mathbb{R}^3 \times \mathbb{R}$ les quaternion d'attitude représentant l'orientation de B par rapport au repère consigne D .

$$\varepsilon\varepsilon^T + \eta^2 = 1 \quad (4.30)$$

Ils sont donnés en fonction de (ξ, μ) et (e, ζ) comme suit : [20].

$$\varepsilon = \mu e - \zeta \xi + e^\times \xi \quad (4.31)$$

$$\eta = \mu \zeta + \xi^T e \quad (4.32)$$

La matrice de rotation du repère B au repère D est donné par C comme suit : [20]

$$C = (\eta^2 - \varepsilon^T \varepsilon) I_{3 \times 3} + 2\varepsilon \varepsilon^T - 2\eta \varepsilon^\times \quad (4.33)$$

La vitesse angulaire ω de B par rapport à D est donnée par :

$$\omega = \Omega - Cv \quad (4.34)$$

On suppose que la manœuvre désirée est donnée en terme de (ξ, μ) et que l'on peut mesurer Ω et l'attitude de B par rapport à R_i .

En utilisant les équations (4.28) et (4.29), les quantités v, \dot{v} et D peuvent être calculé à partir de (ξ, μ) . De plus vu que (e, ζ) et B peuvent être calculé à partir de la mesure de l'attitude de B , il en découle que l'on peut calculer ε, η et C utilisant (4.31), (4.32) et (4.33).

La vitesse angulaire ω est alors déterminée grâce à l'équation (4.34).

Le problème est donc de faire coïncider asymptotiquement les deux repères B et D .

IV.3.2 Problème de poursuite

Soit ξ et μ les quaternions satisfaisant l'équation (4.27), le problème est alors de trouver une loi de contrôle adaptative (en boucle fermée) s'écrivant sous la forme:

$$\dot{\hat{\alpha}} = f(\hat{\alpha}, \omega, \varepsilon, \eta, v, \dot{v}), \quad (4.34)$$

$$u = g(\hat{\alpha}, \omega, \varepsilon, \eta, v, \dot{v}), \quad (4.35)$$

De façon à avoir $C \rightarrow I_{3 \times 3}$ et $\omega \rightarrow 0$ quand $t \rightarrow \infty$

Notez bien que $C \rightarrow I_{3 \times 3}$ n'implique nécessairement que $\omega \rightarrow 0$.

Des équations (4.30) et (4.33) on déduit que $\varepsilon \rightarrow 0$ si et seulement si $C \rightarrow I_{3 \times 3}$; donc le problème de poursuite est résolu si et seulement si $\omega \rightarrow 0$ et $\varepsilon \rightarrow 0$.

En réécrivant les équations (4.22), (4.23) et (4.24) on obtient le système suivant :

$$J\dot{\omega} = -(\omega + Cv)^\times J(\omega + Cv) + J(\omega^\times Cv - C\dot{v}) + u \quad (4.36)$$

$$\dot{\varepsilon} = \frac{1}{2}(\varepsilon^\times \omega + \eta \omega) \quad (4.37)$$

$$\dot{\eta} = -\frac{1}{2}\varepsilon^T \omega \quad (4.38)$$

En réécrivant les équations (4.22), (4.23) et (4.24) on obtient le système suivant :

$$J\dot{\omega} = -(\omega + Cv)^\times J(\omega + Cv) + J(\omega^\times Cv - C\dot{v}) + u \quad (4.36)$$

$$\dot{\varepsilon} = \frac{I}{2}(\varepsilon^\times \omega + \eta\omega) \quad (4.37)$$

$$\dot{\eta} = -\frac{I}{2}\varepsilon^T \omega \quad (4.38)$$

Ces équations décrivent le mouvement du satellite par rapport au référentiel D .

On remarque que le problème de poursuite à été transformé en un problème de stabilisation de ω et ε dans les équations (4.36), (4.37) et (4.38).

IV.3.3 Loi de Commande Adaptative

Dans cette partie du travail on présentera une loi de commande en retour d'état qui va poursuivre asymptotiquement la manœuvre désirée et qui sera solution au problème posé précédemment

Comme il a été vu dans la partie IV.2

Si on a un vecteur : $a = [a_1 \ a_2 \ a_3]^T$

$$a^\times = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix}$$

Le produit de la matrice I par un vecteur $a^T = [a_1 a_2 a_3]$ peut se mettre sous la forme :

$$Ia = L(a)\alpha$$

Avec:

$$L(a) \equiv \begin{bmatrix} a_1 & 0 & 0 & 0 & a_3 & a_2 \\ 0 & a_2 & 0 & a_3 & 0 & a_1 \\ 0 & 0 & a_3 & a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\alpha = [I_{11} \ I_{22} \ I_{33} \ I_{23} \ I_{12} \ I_{13}]$$

Théorème1: [20]

Soit v et \dot{v} bornés et $K_1 \in R^{3 \times 3}$, $K_2 \in R^{3 \times 3}$ et $Q \in R^{6 \times 6}$ définis positives alors la loi de commande .

$$\dot{\hat{\alpha}} = Q^{-1} [F(\omega, C, v, \dot{v}) + G(\omega, \varepsilon, \eta)]^T [\omega + K_1 \varepsilon], \quad (4.39)$$

$$u = -[F(\omega, C, v, \dot{v}) + G(\omega, \varepsilon, \eta)] \hat{\alpha} - (K_2 K_1 + I_{3 \times 3}) \varepsilon - K_2 \omega, \quad (4.40)$$

Avec $F \in R^3 \times R^{3 \times 3} \times R^3 \times R^3 \rightarrow R^{3 \times 6}$ et $G \in R^3 \times R^3 \times R \rightarrow R^{3 \times 6}$ sont définis par :

$$F(\omega, C, v, \dot{v}) = -(\omega + Cv)^\times L(\omega + Cv) + L(\omega^\times Cv - C\dot{v}) \quad (4.41)$$

$$G(\omega, \varepsilon, \eta) = -\frac{1}{2} L(K_1(\varepsilon^\times \omega + \eta \omega)) \quad (4.42)$$

Est solution au problème posé en IV.5.2. de plus $\hat{\alpha}$ est bornée pour tout $t \geq 0$ et $\dot{\hat{\alpha}} \rightarrow 0$ quand $t \rightarrow \infty$.

Preuve:

Soit :

$$\sigma = \omega + K_1 \varepsilon \quad (4.43)$$

$$\gamma = \eta - I \quad (4.44)$$

$$\beta = \alpha - \hat{\alpha} \quad (4.45)$$

Utilisant les équations (4.36), (4.37), (4.38), (4.39) et (4.40), On obtient le système suivant :

$$I \dot{\hat{\sigma}} = [H(\sigma, \varepsilon, \gamma, v, \dot{v}) + M(\sigma, \varepsilon, \gamma)] \alpha + u \quad (4.46)$$

$$\dot{\varepsilon} = \frac{1}{2} [\varepsilon^\times (\sigma - K_1 \varepsilon) + (\gamma + I)(\sigma - K_1 \varepsilon)] \quad (4.47)$$

$$\dot{\gamma} = -\frac{1}{2} \varepsilon^T (\sigma - K_1 \varepsilon) \quad (4.48)$$

$$Q \dot{\beta} = [H(\sigma, \varepsilon, \gamma, v, \dot{v}) + M(\sigma, \varepsilon, \gamma)]^T \sigma \quad (4.49)$$

Avec:

$H : R^{3 \times 3} \times R^3 \times R \times R^3 \times R^3 \rightarrow R^{3 \times 6}$ est défini par :

$$H(\sigma, \varepsilon, \gamma, v, \dot{v}) = F(\hat{\sigma} - K_1 \varepsilon, \varepsilon, C(\varepsilon, \gamma + I), v, \dot{v}) \quad (4.50)$$

$M : R^3 \times R^3 \times R \rightarrow R^{3 \times 6}$ est défini par :

$$M(\sigma, \varepsilon, \gamma) = G(\hat{\sigma} - K_1 \varepsilon, \varepsilon, \gamma + I) \quad (4.51)$$

La loi de contrôle (4.40) peut s'écrire alors :

$$u = h(\sigma, \varepsilon, \gamma, v, \dot{v}, \beta) \quad (4.52)$$

Avec : $h : R^3 \times R^3 \times R \times R^3 \times R^3 \times R^6 \rightarrow R^3$ est défini par :

$$h(\sigma, \varepsilon, \gamma, v, \dot{v}, \beta) = -K_2 \sigma - \varepsilon - [H(\hat{\sigma}, \varepsilon, \gamma, v, \dot{v}) + M(\sigma, \varepsilon, \gamma)] (\alpha - \beta) \quad (4.53)$$

Considérons la fonction de Lyapunov $V : \mathbb{R}^3 \times \mathbb{R}^3 \times \mathbb{R}^3 \times \mathbb{R}^6 \rightarrow \mathbb{R}$ défini par :

$$V(\sigma, \varepsilon, \gamma, \beta) = \frac{1}{2}(\sigma^T J \sigma + \beta^T Q \beta) + \varepsilon^T \varepsilon + \gamma^2 \quad (4.54)$$

La dérivée \dot{V} de V est :

$$\dot{V}(\sigma, \varepsilon, \gamma, \beta) = -\sigma^T K_2 \sigma - \varepsilon^T K_1 \varepsilon \quad (4.55)$$

Ce qui prouve que \dot{V} est semi défini négative et ne dépend pas explicitement du temps et en utilisant le théorème de Barbalat [19] alors $\sigma \rightarrow 0$ et $\omega \rightarrow 0$. et de l'équation (4.49) que $\dot{\beta} \rightarrow 0$ et que $\dot{\alpha} \rightarrow 0$ de plus $\omega \rightarrow 0$. la loi de contrôle (4.34) et (4.35) est adaptative dans le sens de [5], chapitre 1 ou $\hat{\alpha}$ représente un paramètre ajustable, qui sous certaine condition converge vers la valeur α (voir IV.4.3).

IV.3.4 Résultats des simulations

On prendra le cas avec perturbation :

Estimation de I_{yz} et I_{xy} .

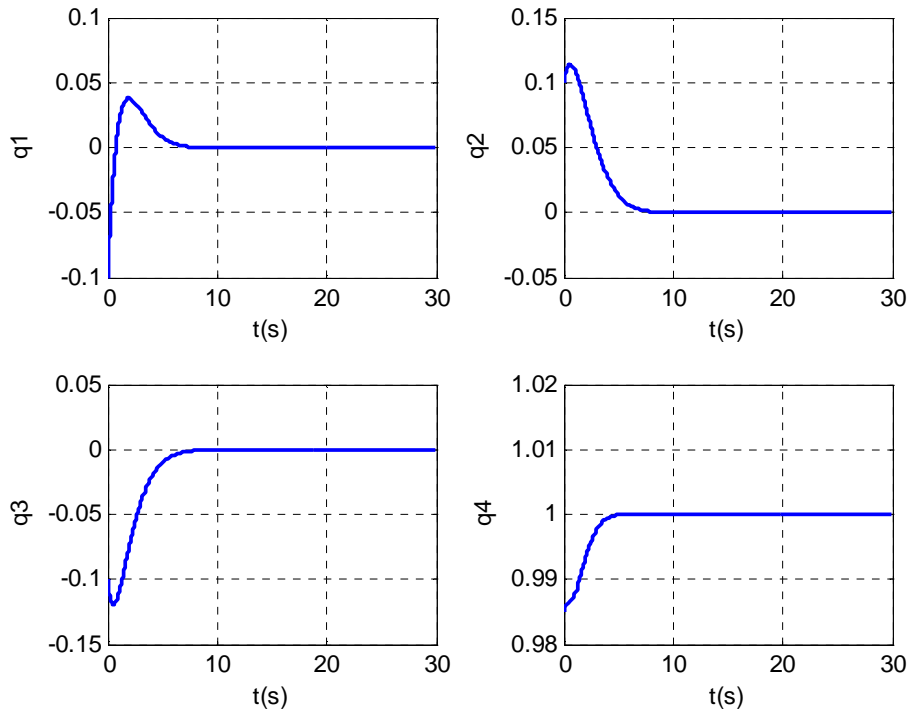


Figure IV.16 Quaternions d'attitude du satellite UoSAT-12(lois de commande 2)

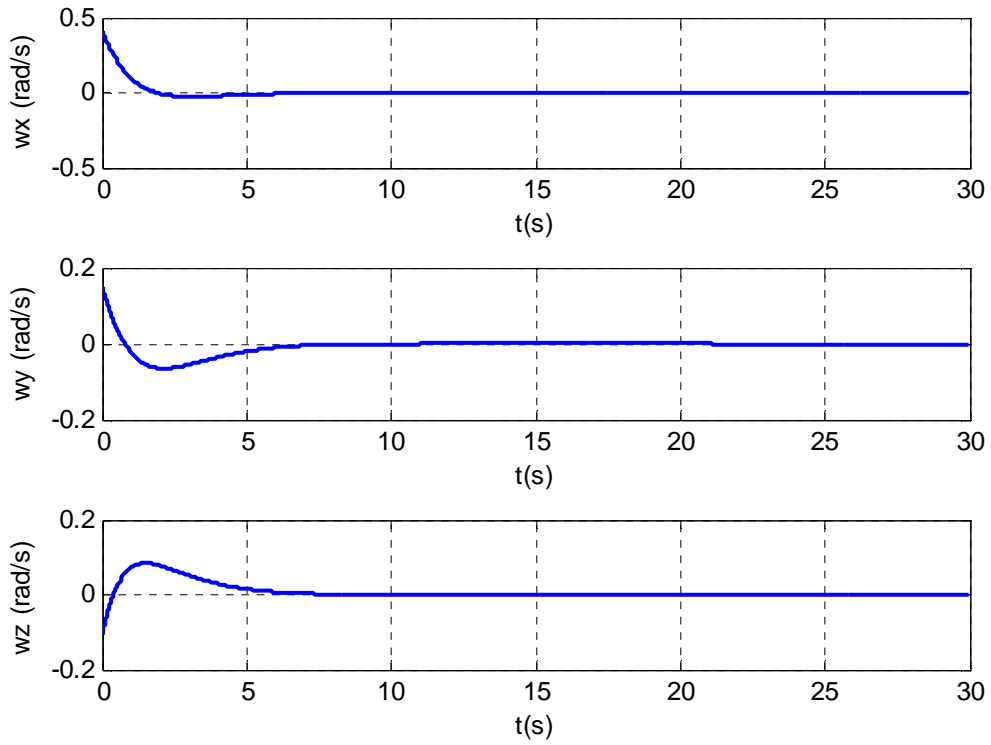


Figure IV.17 Vitesse angulaires de UoSAT-12 (loi de commande 2)

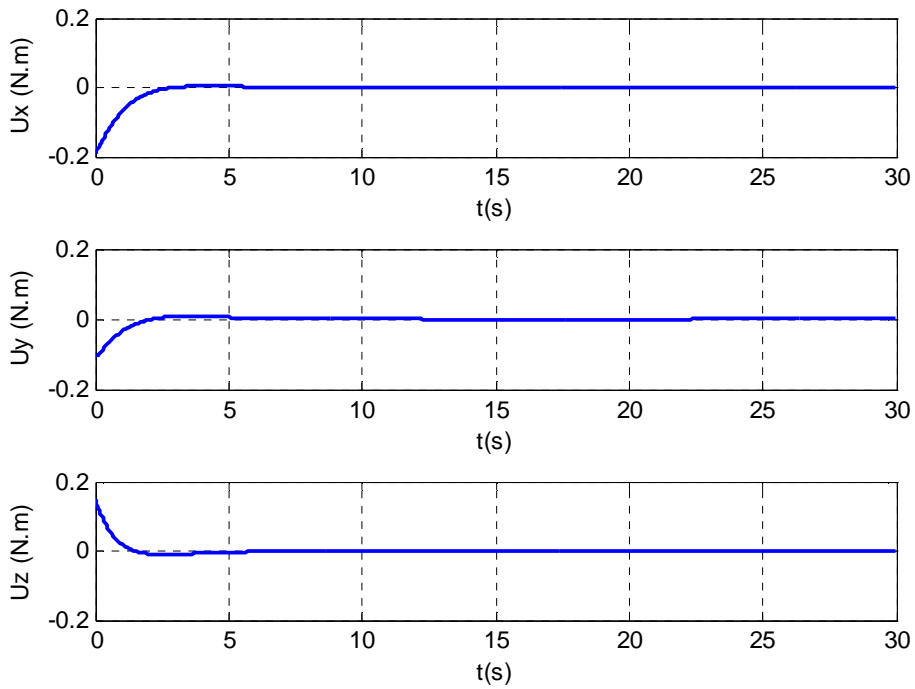


Figure IV.18 Couple appliqué au satellite UoSAT-12 (loi de commande 2) pour $v = [0 \ 0.5 \ 0]^T$

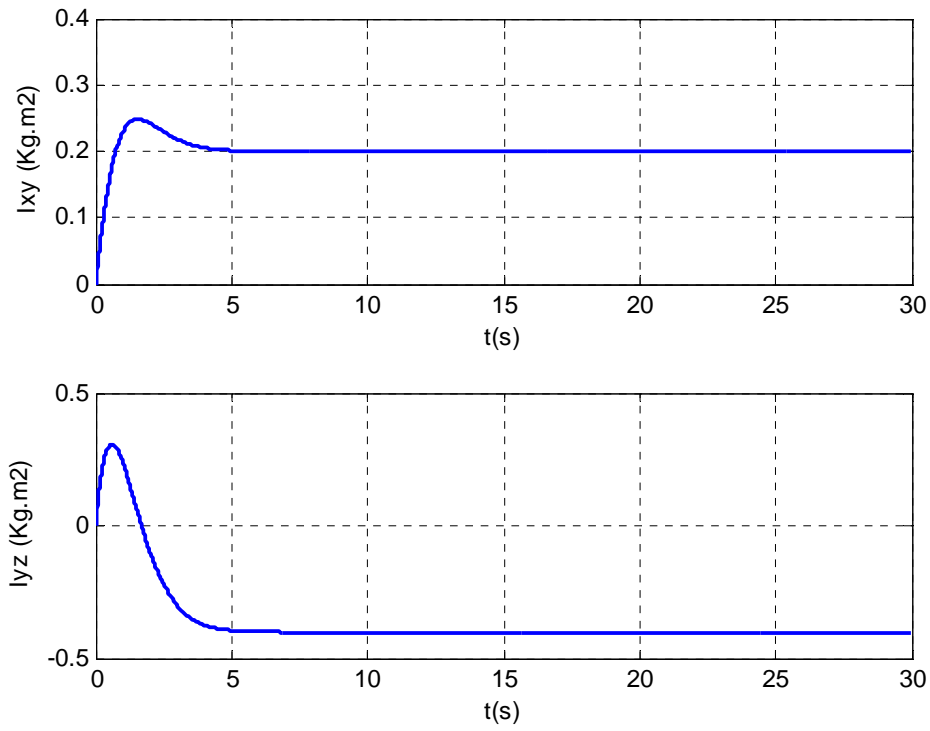


Figure IV.19 Estimations des produits d’inertie I_{xy} et I_{yz} pour $v = [0 \ 0.5 \ 0]^T$ (loi de commande 2)

Estimation I_{yz} et I_{xz} ,

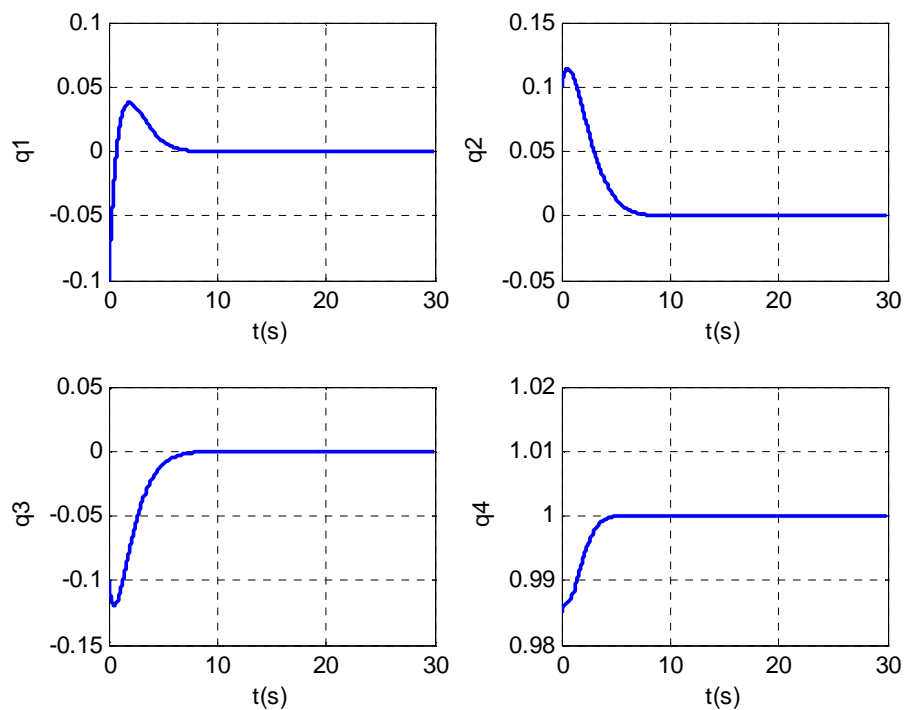


Figure IV.20 Quaternions d’attitude du satellite UoSAT-12 pour $v = [0 \ 0 \ 0.5]^T$ (loi de commande 2)

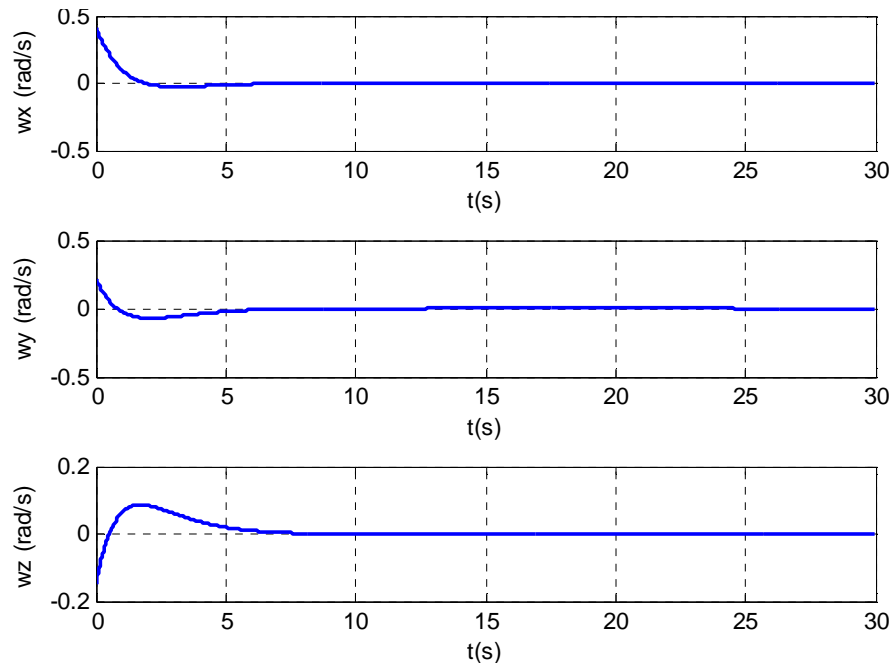


Figure IV.21 Vitesses angulaires de UoSAT-12 pour $v = [0 \ 0 \ 0.5]^T$ (loi de commande 2)

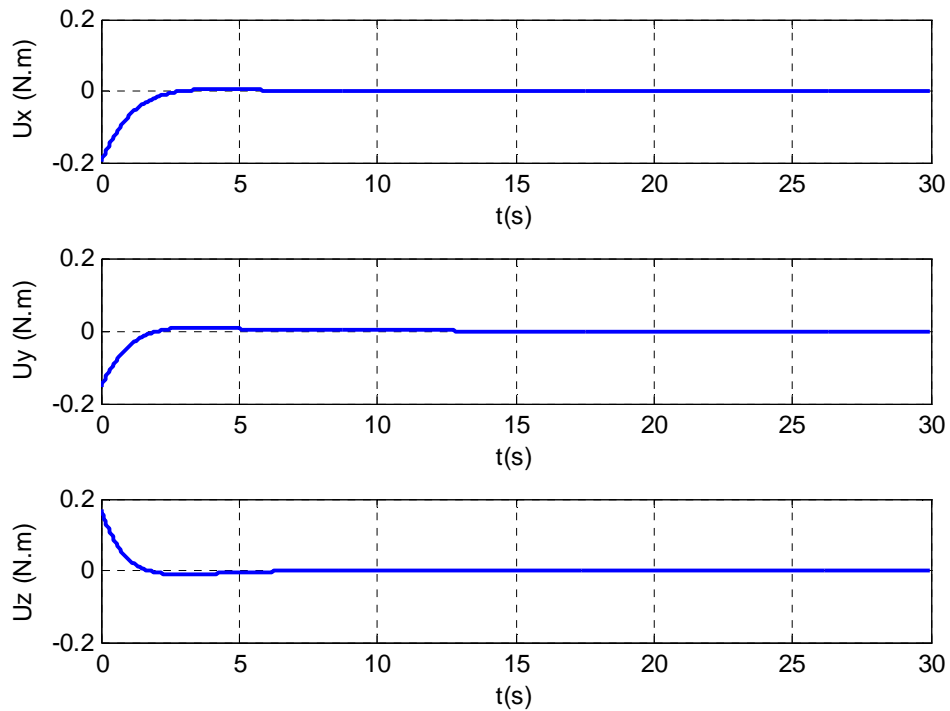


Figure IV.22 Couple appliqué au satellite UoSAT-12 pour $v = [0 \ 0 \ 0.5]^T$ (loi de commande 2)

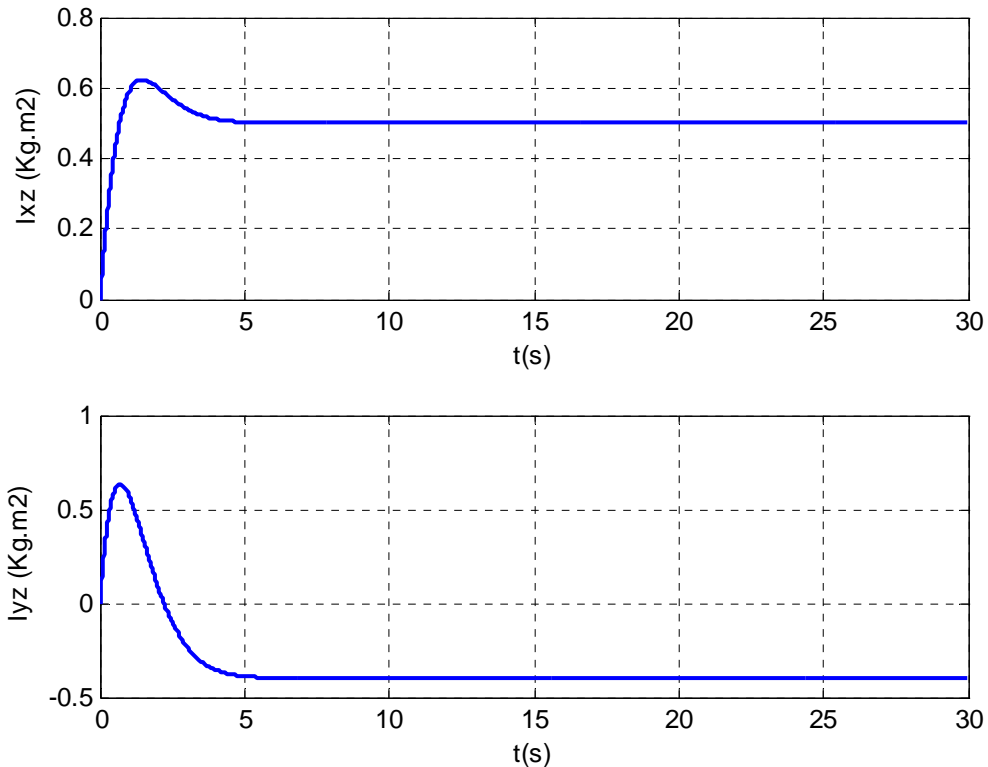


Figure IV.23 Estimations des produits d'inertie I_{xz} et I_{yz} pour $v = [0 \ 0 \ 0.5]^T$ (loi de Commande 2)

IV.4 CONCLUSION

Dans cette partie du mémoire il a été question de commander en premier lieu la vitesse du satellite tout en estimant sa matrice d'inertie, à cet effet une loi de commande adaptative de type directe a été appliquée au satellite UoSAT-12, on a pu démontrer que pour certaines valeurs de vitesses angulaires désirées; on pouvait estimer les six paramètres de la matrice d'inertie et cela en utilisant un type de commande que l'on appelle commande périodique.

En second lieu, une commande de type adaptative a été développée mais cette fois pour la commande d'attitude du satellite; elle nous a permis de transformer le problème de poursuite de trajectoire en un problème de stabilisation ce qui est beaucoup plus simple à résoudre mais aussi d'estimer les produits d'inertie du satellite artificiel, les moments d'inertie n'ayant pas pu être calculés en utilisant cette méthode comme dans le cas de l'estimation de la vitesse ..

Dans les deux cas des résultats de simulation ont été présentés.

*Conclusion
Générale*

CONCLUSION GENERALE

Le développement d'un système de commande d'attitude pour les satellites représente un véritable défi en raison des limites géométrique, électrique et de puissance. Le calibrage sur orbite du contrôle d'attitude est souvent nécessaire afin de maintenir les performances des manœuvres et de pointage en s'accommodant à un éventuel changement dans la distribution de la masse.

Le travail présenté dans le mémoire s'intègre dans cet objectif. Afin d'entamer le calibrage en ligne et l'estimation de la matrice d'inertie et en vue d'aboutir à un modèle dynamique représentant un satellite artificiel, il est impératif en premier lieu de choisir un système d'axe approprié, ou plus exactement le repère par rapport auquel nous allons nous référer. Il y a également le théorème du moment cinétique, qui est le point de départ de toutes les équations visant à représenter le système, sans oublier l'importance des inerties du satellite.

Plusieurs représentations peuvent être utilisées suivant l'application pour laquelle est destinée le satellite, le mouvement de ce dernier est représenté soit par les angles d'Euler φ, θ et ψ , soit par les quaternions, qui sont le plus souvent utilisée lors de l'implémentation numérique et cela afin d'éviter les singularités et les fonctions trigonométriques complexes qui pourraient augmenter le temps de calcul, le seul inconvénient de cette représentation est l'absence d'interprétation physique évidente. Il faudra donc, revenir à la représentation en utilisant les angles d'Euler pour interpréter les résultats obtenus en matière d'attitude et cela grâce à la matrice d'attitude.

Concernant le calibrage en orbite, une nouvelle technique pour les satellites artificiels a été développée. Cette méthode de calibrage en orbite basée essentiellement sur un algorithme d'estimation, est non seulement moins coûteuse que celle effectuée au sol, mais permet aussi d'améliorer les performances du système de commande d'attitude. Grâce à cette méthode

d'estimation utilisant l'algorithme des moindres carrés récursifs, on peut estimer la matrice d'inertie d'un satellite et cela a été démontré à travers les résultats obtenus en simulations.

L'algorithme à base de moindres carrés récursifs développé précédemment peut être facilement appliqué à n'importe quel satellite équipé d'actionneur 3-roues à réaction; un contrôleur de type Bang-Bang a été utilisé sur l'axe dont on désire calculer le moment d'inertie afin de perturber l'attitude et ne pas saturer les roues à réaction. Un régulateur de type Proportionnel Dérivé a été utilisé sur les deux autres roues pour pouvoir contrôler les deux axes restants, cela va permettre d'assurer la robustesse par rapport aux perturbations externes agissantes sur le satellite.

Après le calibrage en ligne de la matrice d'inertie, deux lois de commande adaptative ont été synthétisées; la première, dédiée à la commande de la vitesse et la nous avons constaté que pour certaines valeurs de vitesse désirées, on arrive à estimer la matrice d'inertie. La seconde, est dédiée au contrôle de l'attitude tout en considérant la matrice d'inertie inconnue. Cette méthode ne nous permet pas d'avoir une bonne estimation de la matrice d'inertie.

Les résultats de simulation ont permis d'évaluer les bonnes performances des approches développées.

Comme perspectives nous proposons d'utiliser la même méthode de calibrage, c.à.d en utilisant l'algorithme des moindres carrés récursifs mais pour estimer les paramètres des tuyères. Nous proposons aussi d'introduire des observateurs d'état pour les accélérations angulaires et puis essayer d'autres techniques de commande.

Bibliographie

BIBLIOGRAPHIE

- [1] Cours de technologie spatiale : "*Techniques et technologies des véhicules spatiaux* CNES (centre national d'études spatiales) vol3 : plates formes "-1998 36
- [2] "Cours de technologie spatiale : *Techniques et technologies des véhicules spatiaux* CNES (centre national d'études spatiales) volume1 : généralités et contraintes de développement"-1998 38
- [3] "*Télécommunications spatiales T2-secteur spatial*"- ouvrage collectif par des ingénieurs du CNES.
- [4] B.SEBBA, R.AMR CHENTIR" *Déssaturation des roues à réaction et Commande d'Attitude d'un Microsatellite*" – Projet de fin d'étude ENP 2006
- [5] Encyclopédie : Encarta- Collection 2005
- [6] Steyn, W.H, "A multi-mode attitude determination and Control System for small satellites" PHD thesis, Department of Electronics Engineering, University of Stellenbosch, December 1995
- [7] R. El-Bordany, "*In orbit Calibration of satellite Inertia matrix and thruster's coefficients*", thèse de doctorat Mars 2001.
- [8] Wertz, J R "*Spacecraft Attitude Determination and control*" D.Reidel Publishing Company, Dordrecht, 1989
- [9] Wie, B., Weiss, H., and Arapostathis, A., "*Quaternion feedback regulators for Spacecraft Eigenaxis Rotations*, 1989
- [10] Steyn, W.H and HASHIDA Y., "*In orbit Attitude and orbit control Commissioning of UoSAT-12* " Proceeding 4th ESA International conference on Spacecraft Guidance ,Navigation and control systems ,ESTEC ,October 1999
- [11] Wiener, K., and Boynton, "*How to Measure Mass properties*", Space Electronics Inc 1998
- [12] Kurt, W., Richard. , B "*Using the moment of inertia Method to determine Product of Inertia*", Mai 1992

- [13] Windrow, B., and Wallach, E., "*In Adaptive Inverse control*" Chapitre E Prentice Hall 1995
- [14] Morris, A. T., "*Comparison Parameters Estimation techniques for an Electrical Power transformer Oil temperature prediction Model*" USA Jan 1999
- [15] Marco, C., "*Performance of RLS Identification Algorithms with forgetting factor*" Journal of Mathematical Systems, Estimation, and control, Vol 4, 1994
- [16] Åstrom, K. J., and Wittenmark, B., "*Adaptive Control*", Addison-Wesley, Massachusetts, 1989
- [17] Landau I.D., Dugard L. : "*Commande adaptative: A aspects pratiques et théoriques*". Masson 1986.
- [18] Landau I.D.: "*Adaptive control he model reference approach*". Control and Systems Theory. Vol.8". Dekker 1979.
- [19] Slotine, J.J.E, "*Applied Nonlinear Control*" Massachusetts Institute Of technology 1991
- [20] Jasim, A, Vincent T .Coppola "*Asymptotic Tracking of Spacecraft Attitude Motion with Inertia Identification*" 1997
- [21] Jasim, A, and Dennis, S, B "*Adaptive Asymptotic tracking of spacecraft Attitude Motion with Inertia matrix identification*" Sept-Oct 1998
- [22] Prickett, R.P, and Hoang, J.V., "*satellite propulsion Performance Modelling using Flight data*" journal Propulsion & power
- [23] Dodd's, S, J., and Milne, P.A., "*Automatic Gas-Jet parameter estimation of High Precision Spacecraft Attitude control system*" Institute of measurement and Control 1998