

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE



Département du Génie Electrique
Spécialité Automatique

Projet de fin d'études

En vue de l'obtention du diplôme
d'Ingénieur d'Etat
en
Automatique

Intitulé :

**COMMANDES NON LINEAIRES
D'UN MICRO SATELLITE**

Etudié par :

-Chakib BENAZIBA
-Hamza AYAT

Proposé et dirigé par :

Pr. D.BOUKHETELA
Pr. F.BOUDJEMA

JUIN 2008

Mémoire préparé au Laboratoire de Commande des Processus
Ecole Nationale Polytechnique, 10, AV.Hassen Badi, EL-Harrach, Algérie

Dédicaces et Remerciements

Je tiens à remercier les personnes les plus chers à mon cœur, à ceux qui je dois tout, et même plus encore, mes parents d'exceptions et très chère AIT AMRANE Soraya, pour leur soutien morale et leur présence permanente.

A mes sœurs, ma famille, Raina, Yasmine et Syrine et leur papa Yazid, Noucha, Rachida, Mustapha, sans oublier ma grand mere maternelle.

Je tiens à remercier Messieurs : Pr .D.BOUKHETELA et Pr. F.BONDJEMA pour leur encadrement, l'origine de ce travail et l'intérêt qu'ils l'ont manifesté.

Tata Fatiha et ses filles, la maman à Soraya, la maman à Zeki et à Nassim.

A mes amis Zakaria, Nassim dah, Nabil, Karim, Berkane, Nassim BAZ, Nouri bien sure, Hamza...

Ma classe de cinquième année automatique promotion 2008

A tout mes enseignants, du primaire au niveau supérieur

Chakib BENAZIBA

Dédicaces et Remercîments

A qui puis-je dédier cet humble travail si ce n'est à mes très chers parents. Dont le sacrifice, la tendresse, l'amour la patience le soutien l'aide et les encouragements sont l'essence de ma réussite . Sans eux je ne serais pas ce que je suis aujourd'hui.

Je dédie ce travail également

A mon frère, ma sœur et Nounou, pour leurs soutiens, leurs aides, leurs encouragements.

A tout mes enseignants du primaire au niveau supérieur.

A tout mes fideles amis Djamil, Mouh, Yacine, Selmane, Aghilesse , Mehroude, Mehdi, Hanafi, Ramine, Assoul , Sid Ali, Chakib mon binôme...

Je tiens à remercier Messieurs : Pr .D.BOUKHETELA et Pr. F.BOUJEMA pour leur encadrement, l'origine de ce travail et l'intérêt qu'ils l'ont manifesté. J'exprime mes profondes reconnaissances à tous les professeurs du laboratoire d'automatique Mr TADJINE, Mr CHEHIREB, Mr ILLOUL, Mr BOUCHIT, Mr BERKOUK, Mr HIMICI et à Mr TAHMI

AYAT HAMZA

Sommaire

Table des matières

Chapitre I :

I.1. HISTORIQUE	1
I.1.1. Premiers modèles.....	1
I.1.2. Découvertes scientifiques.....	1
I.1.3. Premiers satellites artificiels.....	2
I.2. GENERALITEES SUR LES MICROSATELLITES	3
I.2.1. Types de satellites	3
I.2.1.1. Satellites d’astronomie.....	3
I.2.1.2. Satellites de navigation.....	4
I.2.1.3. Satellites météorologiques.....	4
I.2.1.4. Satellites de télécommunications.....	5
I.2.1.5. Satellites militaires.....	6
I.2.2. Applications des satellites	6
I.2.2.1. Satellites scientifiques.....	6
I.2.2.1.a. Sonde spatiale Pioneer.....	6
I.2.2.1.b. Satellite Solaire Maximum Mission (SMM).....	7
I.2.3. Généralités sur les satellites	8
I.2.3.1. Constitution d’un véhicule spatial : le satellite.....	8
I.2.3.1.1. La plate-forme.....	8
I.2.3.1.2. La charge utile.....	9
I.3. INTRODUCTION AU SYSTEME DE COMMANDE D’ATTITUDE ET D’ORBITE (SCAO)	10
I.3.1. La boucle SCAO	11
I.3.1.1. La dynamique du véhicule spatial.....	11
I.3.1.2. La sous fonction estimation d’attitude.....	11
I.3.1.3. La sous fonction commande.....	11
I.3.1.4. FONCTIONS ASSUREES.....	11
I.3.1.4.1. DES DETECTEURS.....	12
I.3.1.4.2. Electronique et informatique de bord.....	12
I.3.1.4.3. Actuateurs ou actionneurs.....	13
I.3.1.5. Maîtrise de l’attitude.....	13
I.4. ACTIONNEURS	14
I.4.1. Tuyères	14
I.4.1.1. Modes à tuyères chimiques.....	15
I.4.1.2. Mode à tuyères ioniques.....	15
I.4.2. Dispositifs d’échange du moment cinétique.....	15
I.4.2.1. Actionneurs gyroscopique.....	15
I.4.2.2. Magnétocoupleurs.....	16
I.5. METHODES DE COMMANDE D’ATTITUDE	16
I.5.1. Méthodes passives	16

I.5.1.1. La stabilisation par gradient de gravité.....	16
I.5.1.2. La stabilisation par gyration (ou par spin).....	17
I.5.1.2.1. Comportement gyroscopique	17
I.5.2. Méthodes de commande 3-axes (active)	18
I.5.2.1. Systèmes à moment cinétique embarqué.....	18
I.5.2.2. Systèmes 3-axes actifs à roues.....	19
I.5.2.3. Système 3-axes actifs à actionneurs gyroscopiques.....	19
I.5.2.4. Systèmes 3-axes actifs à tuyères.....	19
I.6. LES REPERES D'ATTITUDE	19
I.6.1.1. Les repères liés au corps	19
I.6.1.2. Les repères de référence	20
I.6.2. Les directions de référence	20
I.6.2.1. Le soleil	20
I.6.2.2. Les étoiles	21
I.6.2.3. La terre.....	21
I.6.2.4. Le champ magnétique terrestre.....	21
I.7. RAPPELS SUCCINCTS SUR LES PERTURBATION	22
I.7.1. Perturbations externes.....	22
I.7.2 Perturbations internes.....	22
I.8 Les capteurs [36],[42],[43],[44].....	23
I.8.1 Les capteurs optiques.....	23
I.8.2 Les capteurs stellaires.....	24
I.8.3. Les capteurs solaires	24
I.8.3.a. Capteurs solaires analogiques	25
I.8.3.b. Capteurs solaires digitaux.....	25
I.8.4. Les capteurs terrestres	26
I.8.5. Les capteurs magnétiques	26
I.8.6. Les capteurs inertiels	27
I.8.6. a. Les gyromètres.....	27
I.8.6.b. Les accéléromètres	28
I.8.7. Mesure d'attitude par GPS (global positioning system)	29

Chapitre2

Introduction.....	31
...	
II.1.POSITION DU PROBLEME.....	31
II.2.INTRODUCTION DES QUATERNIONS.....	32
II.2.1. Rappels sur la rotation instantanée	32
II.2.2. Rotation et quaternion élémentaire	32
II.2.3. Définition de l'algèbre des quaternions	33
II.2.4. Opérations dans l'algèbre des quaternions	34
II.2.4. 1.Conjugaison.....	34
II.2.4. 2. Relations remarquables	34
II.2.4. 3. Structure d'algèbre	34
II.2.5. Ensembles des quaternions de norme 1.....	35

II.2.6. Composition des quaternions ou des rotations	36
II.2.7. Calcul du transformé d'un vecteur.....	37
II.3. DERIVATION ET ROTATION INSTANTANEE Ω	38
II.3.1. La dérivation temporelle d'un quaternion $Q(t)$	38
II.3.2.Introduction de la rotation instantanée Ω	38
II.3.2.1. Sur un exemple.....	39
II.3.2.2. Généralisation	39
II.3.2.3.Quaternion inverse la rotation instantanée Ω	40
II.4. CALCUL DE LA MATRICE DE PASSAGE	42
II.5.MODELISATION DYNAMIQUE DU MICRO SATELLITE	43
II.5.1.Equation de comportement du quaternion en axes satellite.....	43
II.5.2.Equations du mouvement d'un satellite autour de son centre d'inertie.....	44
II.5.3. Quaternion et gradient de gravite sur le micro satellite	45
II.5.3.1. Introduction au gradient de gravité.....	45
II.5.3.1.1. La face cachée de la lune.....	45
II.5.3.1.2. Stabilisation d'un satellite par gradient de gravité.....	46
II.5.3.2. Mise en œuvre de l'étude	48
II.5.3.2.1. Repères – Notations	48
II.5.3.2.2. Calcul du gradient de gravité en termes de quaternions	51
II.5.4.Equations du mouvement.....	54
II.5.5.Modèle d'état	54
II.6.Simulation en boucle ouverte	55
II.6.1.Réponse libre du système.....	56

Chapitre III

Introduction	61
III.1.Introduction à la commande par mode de glissement	61
III.1.1.Conception de la commande par mode de glissement	61
III.1.2.Choix de la surface de glissement	61
III.1.3.Calcul de la commande	63
III.1.4.Expression analytique de la commande	64
III.1.5.Elimination du phénomène du Chattering	65
III.2. synthèse de la commande par mode glissant	66
III.2.1. Simulation de la commande par mode de glissement	67
III.2.1.1. Simulation de la commande par mode de glissement en utilisant la fonction sign.....	67
III.2.1.1. Simulation de la commande par mode de glissement en utilisant la fonction <i>Smooth</i>	69
III.2.2. Simulation de la commande par mode de glissement avec perturbations.....	72
III.2.3. Simulation de la commande par mode de glissement avec des variations paramétrique (VP)	76

III.3. synthèse de la commande linéarisante	80
II.3.1 Introduction	80
II.3.1.a Définition de la dérivé de Lie.....	80
II.3.1. Calcul du degré relatif.....	80
II.3.2. Calcul du difféomorphisme $Z = \Phi(X)$	81
III.3.3. synthèse de la commande linéarisante avec retour d'état	82
III.3.1.1. simulation de la commande linéarisante par retour d'état.....	84
III.3.1.2. simulation de la commande linéarisante par retour d'état avec perturbation.....	87
III.3.1.3. simulation de la commande linéarisante par retour d'état avec variation paramétriques(VP).....	90
III.3.2. synthèse de la commande linéarisante par mode glissant.....	93
III.3.2.1. simulation de la commande linéarisante par mode glissant.....	94
III.3.2.2. simulation de la commande linéarisante par mode glissant en présence de perturbations.....	97
III.3.2.3. simulation de la commande linéarisante par mode glissant avec variations paramétriques (VP).....	101
III.4.Conclusion.....	105

Chapitre 4 :

Introduction.....	107
IV.1.Variations paramétriques.....	107
IV.1.1.étude de la commande en présence de variations paramétriques.....	107
IV.1.2.étude des variations angulaires.....	108
Conclusion.....	110
IV.2.Perturbations	110
IV.2.1.étude de la commande en présence des perturbations.....	110
IV.2.2.étude des variations angulaires.....	111
Conclusion	113
IV.3.Temps de réponse.....	113
Conclusion	114

Liste des figures

Liste des figures

Figure I.1 : Représentation du satellite Spoutnik1	page2
Figure I.2 : télescope à infrarouge	page4
Figure I.3 : Satellite météorologique GOES-C	page5
Figure I.4 : Satellite Syncom	page5
Figure I.5 : Sonde spatiale Pioneer	page7
Figure I.6 : Satellite Solar Maximum Mission (SMM)	page7
Figure I.7 : Exemple de constitution d'un satellite Spot.....	page8
Figure I.8 : lacet, tangage et roulis	page10
Figure I.9. Illustration du comportement gyroscopique [18].....	page18
Figure I.10 : Repère de consigne.....	page20
Figure I.11 : senseur stellaire [18].....	page24
Figure I.12.a : Senseur solaire analogique.....	page25
Figure I.12.b : Senseur solaire à barrettes DTC.....	page25
Figure I.13 : Capteur magnétique.....	page26
Figure I.14.a : Gyromètres optiques.....	page27
Figure I.14.b : Accéléromètres à quartz [1].....	page28
Figure I.14.c: Accéléromètres à cordes vibrantes [1].....	page29
Figure II.1 : Repère de consigne et axe du quaternion [18].....	page32
Figure II.2 : Représentation du quaternion [15].....	page36
Figure II.3: La face cachée et face visible de la lune [1].....	page46
Figure II.4: Augmentation de la différence d'inerties en rajoutant un mat.....	page47
Figure II.5 : repère du micro satellite.....	page49
Figure II.6 : Orientation du repère lié au satellite.....	page50

Figure II.7 : représentation du gradient de gravité.....	page52
Figure II.8 : Représentation du système.....	page56
Figure II.9 : position angulaire de la réponse libre.....	page57
Figure II.10 : Quaternion de position de la réponse libre.....	page57
Figure II.11 : Vitesse angulaire de la réponse libre.....	page58
Figure II.12 : redondance	page58
Figure II.13 : Valeur du composant quaternion q3 de la réponse libre.....	page59
Figure III.1 : linéarisation de l'écart pour la commande par glissement.....	page62
Figure III .2. La valeur continue U_{eq} prise par la commande lors de la commutation Entre U_{max} et U_{min}	page63
Figure III.3 : Représentation de la fonction sign.....	page65
Figure III.4.a : Fonction SAT avec un seuil et deux seuils (zone morte).....	page65
Figure IV-4-b: fonction « Smooth ».....	page66
Figure III.5 : couple de commande par mode glissement en utilisant la fonction sign.....	page68
Figure III.6 : position angulaire par mode glissement en utilisant sign.....	page68
Figure III.7 : position angulaire par mode glissement en utilisant la fonction Smooth.....	page69
Figure III.8 : quaternion de position par mode glissement en utilisant la fonction Smooth.....	page70
Figure III.9 : couples de commande par mode glissement en utilisant la fonction smooth.....	page70
Figure III.10 : erreur de poursuite angulaire par mode glissement en utilisant Smooth.....	page71
Figure III.11 : Vitesse angulaire par mode glissement en utilisant smooth.....	page72
Figure III.12 : position angulaire par mode glissement avec perturbation.....	page73
Figure III.13 : quaternion de position par mode glissement avec perturbation	page74

Figure III.14 : couples de commande par mode glissement avec perturbation.....	page74
Figure III.15: erreur de poursuite par mode glissement avec perturbation ...	page75
Figure III.16 : vitesse angulaire par mode glissement avec perturbation.....	page76
Figure III.17 : position angulaire par mode de glissement avec des variations paramétrique.....	page77
Figure III.18 : quaternion de position par mode de glissement avec des variations paramétrique.....	page78
Figure III.19 : couples de commande par mode de glissement avec des variations paramétrique.....	page78
Figure III.20 : erreur de poursuite par mode de glissement avec des variations paramétrique	page79
Figure III.21: vitesse angulaire par mode de glissement avec des variations paramétrique.....	page79
Figure III.22 : position angulaire de la commande linéarisante par retour d'état.....	page84
Figure III.23 : quaternion de position de la commande linéarisante par retour d'état.....	page85
Figure III.24 : erreur de poursuite de la commande linéarisante par retour d'état.....	page85
Figure III.25 : couple de commande de la commande linéarisante par retour d'état	page86
Figure III.26 : vitesse angulaire de la commande linéarisante par retour d'état.....	page86
Figure III.27 : Position angulaire de la commande linéarisante par retour d'état avec perturbation.....	page87
Figure III.28 : Quaternion de position de la commande linéarisante par retour d'état avec perturbations.....	page88
Figure III.29 : Erreur de poursuite de la commande linéarisante par retour d'état avec perturbation.....	page88

Figure III.30 : Couples de commande de la commande linéarisante par retour d'état avec perturbation.....	page89
Figure III.31 : vitesse angulaire de la commande linéarisante par retour d'état avec perturbations.....	page89
Figure III.32 : position angulaire de la commande linéarisante par retour d'état avec variation paramétriques.....	page90
Figure II.33 : quaternion de position de la commande linéarisante par retour d'état avec variation paramétriques.....	page91
Figure III.34 : erreurs de poursuite de la commande linéarisante par retour d'état avec variation paramétriques.....	page91
Figure III.35 : couple de commande de la commande linéarisante par retour d'état avec variation paramétriques.....	page92
Figure III.36 : vitesse angulaire de la commande linéarisante par retour d'état avec variation paramétriques.....	page92
Figure III.37 : position angulaire de la commande linéarisante par mode glissant.....	page94
Figure III.38 : position angulaire de la commande linéarisante par mode glissant.....	page95
Figure III.39 : erreurs de poursuite de la commande linéarisante par mode glissant.....	page95
Figure III.40 : couples de commande de la commande linéarisante par mode glissant.....	page96
Figure III.41 : vitesse angulaire de la commande linéarisante par mode glissant.....	page97
Figure III.42 : position angulaire de la commande linéarisante par mode glissant en présence de perturbations.....	page98
Figure III.43 : quaternion de position de la commande linéarisante par mode glissant en présence de perturbations.....	page99

Figure III.44 : erreurs de poursuite de la commande linéarisante par mode glissant en présence de perturbations.....	page99
Figure III.45 : couple de commande de la commande linéarisante par mode glissant en présence de perturbations.....	page100
Figure III.46 : vitesse angulaire de la commande linéarisante par mode glissant en présence de perturbations.....	page101
Figure III.47 : position angulaire de la commande linéarisante par mode glissant avec variations paramétriques.....	page102
Figure III.48 :quaternion de position de la commande linéarisante par mode glissant avec variations paramétriques.....	page103
Figure III.49 : Erreurs de poursuite de la commande linéarisante par mode glissant avec variations paramétriques.....	page103
Figure III.50 : couple de commande de la commande linéarisante par mode glissant avec variations paramétriques.....	page104
Figure III.51 : vitesse angulaire de la commande linéarisante par mode glissant avec variations paramétriques.....	page105
Figure VI.1 : la valeur du critère en présence de la variation paramétrique.....	page107
Figure VI.2.a : Ecart maximal de l'angle phi.....	page108
Figure VI.2.b : Ecart maximal de l'angle teta.....	page109
Figure VI.2.c : variation de l'angle psi.....	page109
Figure VI.3 : La valeur du critère en présence des perturbations.....	page111
Figure VI.4.a : Ecart maximal de l'angle phi en présence des perturbations.....	page112
Figure VI.4.b : Ecart maximal de l'angle teta en présence des perturbatio.....	page112
Figure VI.4.c : Ecart maximal de l'angle teta en présence des perturbations.....	page113
Figure VI.5 : temps de réponse.....	page114



Chapitre I

Introduction générale

I.1. HISTORIQUE [1]

De nombreux et très anciens récits font état de l'attirance de l'homme pour l'espace, comme en témoignent des textes babyloniens remontant à 4000 av. J.-C. Certains mythes de la Grèce antique (en particulier celui de Dédale et d'Icare, qui ont pris leur envol grâce à des ailes faites de plumes et de cire) reflètent également le désir universel de voler. Dès le II^e siècle av. J.-C., l'écrivain grec Lucien de Samosate fait le récit d'un voyage imaginaire sur la Lune. Dans *Somnium* (« le Songe »), ouvrage posthume publié en 1634, l'astronome allemand Johannes Kepler esquisse une description d'un voyage sur la Lune. En 1752, Voltaire conte, dans *Micro mégas*, le périple d'un géant, habitant de l'étoile Sirius, et du secrétaire perpétuel de l'Académie de la planète Saturne. En 1865, Jules Verne publie *De la Terre à la Lune*, dans lequel son génie visionnaire s'exprime par une description proche d'une réalité qui se concrétisera un siècle plus tard. Dans un genre radicalement différent, l'écrivain anglais H.G. Wells publie en 1898 *la Guerre des mondes*, puis en 1901 *les Premiers Hommes dans la Lune*. Au début du XX^e siècle, les pionniers du cinéma de fiction prennent également pour thème la conquête spatiale, Georges Méliès réalisant *le Voyage dans la Lune* (1902), et Fritz Lang *la Femme sur la Lune* (1929). La bande dessinée participe aussi à cette fresque d'anticipation : l'exemple le plus célèbre est celui d'Hergé, qui publie en 1953 *Objectif Lune*, suivi en 1954 par *On a marché sur la Lune*. Le cinéma de science-fiction poursuit ce processus avec notamment 2001 : l'Odyssée de l'espace, le film que Stanley Kubrick réalise en 1968, coécrivait le scénario avec l'écrivain anglais Arthur Clarke (il a décrit dans un article paru dès 1945 le principe des satellites géostationnaires).

I.1.1. Premiers modèles

Des siècles durant, les voyages spatiaux relèvent de la seule imagination. Pendant tout ce temps, des astronomes, chimistes, mathématiciens, météorologues et physiciens tentent de comprendre la nature du Système solaire et de l'Univers. Aux VII^e et VI^e siècles av. J.-C., les philosophes et mathématiciens grecs Thalès et Pythagore pensent que la Terre est une sphère. Vers 127 av. J.-C., Hipparque crée le premier catalogue d'étoiles (il est considéré comme le père de l'astronomie de position — également appelée astrométrie). Au II^e siècle av. J.-C., Ptolémée fait la synthèse de tous ces travaux, en présentant un modèle géocentrique du cosmos (la Terre étant selon lui située au centre du Système solaire) encore appelé aujourd'hui système de Ptolémée : cette représentation de l'Univers reste en vigueur jusqu'à la Renaissance.

I.1.2. Découvertes scientifiques

Au III^e siècle av. J.-C., l'astronome Aristarque de Samos affirme que la Terre tourne sur elle-même et se déplace autour du Soleil. Mais il faut attendre près de 1 700 ans pour que l'astronome polonais Nicolas Copernic présente l'Univers sous forme d'un système héliocentrique, où les planètes décrivent des orbites autour du Soleil (*voir* système de Copernic) : en publiant *De revolutionibus orbium coelestium*, ouvrage fondamental en astronomie, juste avant sa mort en 1543, il marque le début d'une conception moderne de l'Univers, faisant même avancer l'ensemble des idées scientifiques — à tel point que l'on parle encore aujourd'hui de révolution copernicienne. Plus tard, les observations de

l'astronome danois Tycho Brahé permettent à son disciple allemand Johannes Kepler d'établir les trois lois régissant le mouvement des planètes autour du Soleil. D'autres illustres astronomes, tels Galilée (1564-1642), Edmund Halley, sir William Herschel et sir James Hopwood Jeans, apportent une contribution majeure à l'astronomie moderne, fondatrice de l'aéronautique.

Les physiciens et les mathématiciens contribuent également à édifier les bases de l'aéronautique. En 1654, le physicien allemand Otto von Guericke réfute la vieille théorie selon laquelle « la nature a horreur du vide ». En 1687, Newton formule les lois de la gravitation universelle : les trois principes fondamentaux qui régissent la mécanique newtonienne sont toujours utilisés, notamment pour établir les calculs relatifs à la propulsion et aux trajectoires des engins spatiaux modernes.

Malgré ces avancées théoriques, les voyages spatiaux demeurent impossibles avant que les progrès techniques réalisés au XX^e siècle ne fournissent des solutions pratiques pour la propulsion par fusée, le guidage et le contrôle des véhicules spatiaux.

I.1.3. Premiers satellites artificiels [19]

L'ère spatiale commence lors du lancement du premier satellite artificiel : Spoutnik 1 est placé en orbite terrestre par l'URSS le 4 octobre 1957 (Spoutnik signifiant « compagnon »).

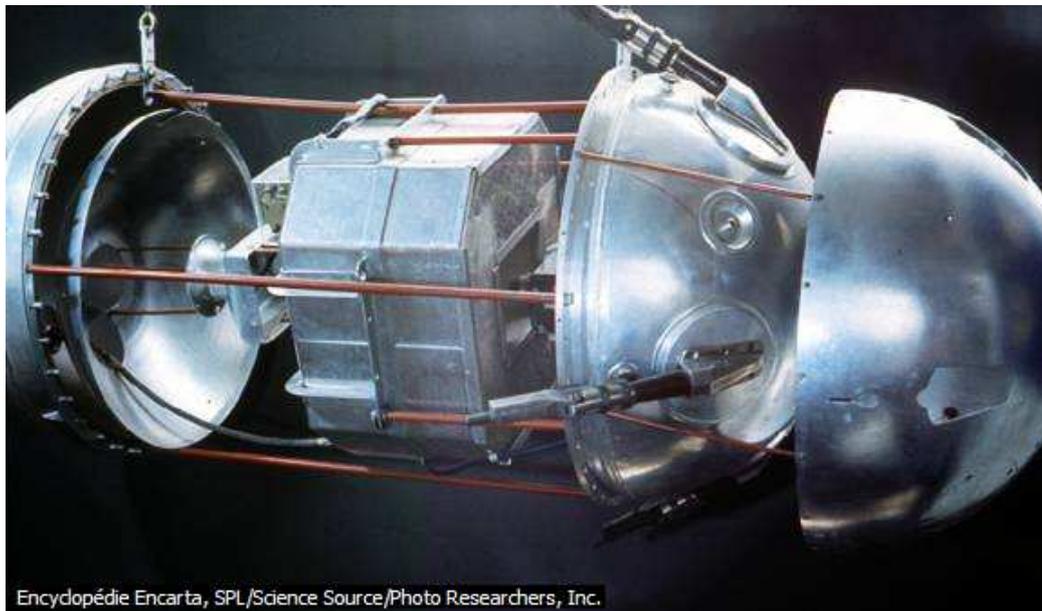


Figure I.1 : Représentation du satellite Spoutnik1 [19]

Spoutnik 1 est une sphère d'aluminium de 58 cm de diamètre et pèse 83 kg. Il tourne autour de la Terre en un peu plus de 96 minutes, évoluant sur une orbite elliptique de 947 km d'apogée et 228 km de périégée. Il se désintègre le 4 janvier 1958 en rentrant dans les couches denses de l'atmosphère.

Spoutnik 1 est suivi le 3 novembre 1957 par Spoutnik 2, un engin de 508 kg embarquant à son bord le premier être vivant lancé dans l'espace : la chienne Laïka, qui survit une semaine. Spoutnik 2 retombe le 14 avril 1958.

Alors que Spoutnik 2 est encore en orbite, les États-Unis lancent leur premier satellite, Explorer 1, depuis cap Canaveral, en Floride, le 31 janvier 1958. Objet cylindrique de 15 cm de diamètre et de 203 cm de longueur, pesant 14 kg, Explorer 1 transmet pendant 112 jours des mesures sur les rayons cosmiques et les micrométéorites, qui conduisent notamment à la découverte des ceintures de radiations (ceintures de Van Allen).

Le 17 mars 1958, les États-Unis lancent leur deuxième satellite, Vanguard 1, un petit satellite de 16 cm de diamètre et 1,5 kg seulement (il est surnommé « Pamplemousse » en raison de sa taille) : l'étude précise des variations de son orbite met en évidence les irrégularités de la forme du globe terrestre. Premier satellite équipé de panneaux solaires, il peut fonctionner grâce à cette énergie pendant plus de 6 ans.

I.2. GENERALITEES SUR LES MICROSATELLITES [1], [19], [9]

I.2.1. Types de satellites

Les Microsatellites 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.

On distingue donc différents types de satellites, souvent nés de la recherche militaire et des objectifs qui lui sont liés (connaître les positions de l'ennemi, communiqué avec l'ensemble des troupes, etc.).

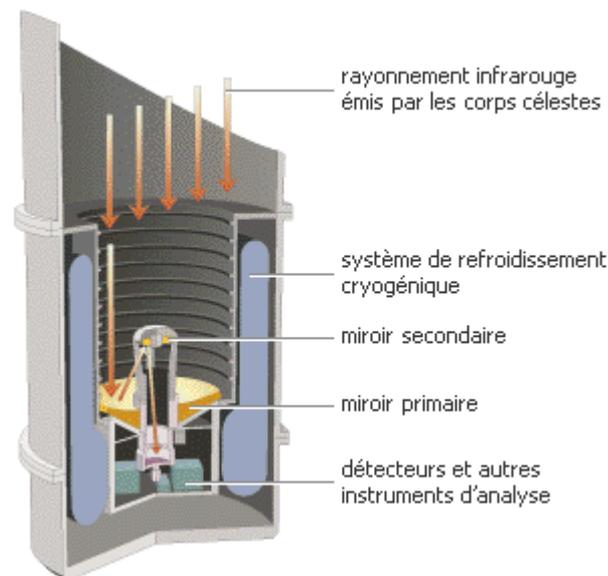
I.2.1.1. Satellites d'astronomie

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. En 1983, avec le satellite IRAS d'astronomie infrarouge, on a pu observer en détail le centre de notre Galaxie.

Fonctionnement d'un télescope à infrarouge

Les télescopes à infrarouge détectent des rayonnements dont la longueur d'onde est supérieure à celle de la lumière visible. Le rayonnement infrarouge capté par le télescope subit une première réflexion sur un large miroir (miroir primaire) situé à la base de ce dernier, puis une seconde réflexion sur un miroir plus petit (miroir secondaire) situé au foyer du miroir primaire. Le rayonnement infrarouge est ainsi acheminé vers les détecteurs (thermiques ou

quantiques) et autres instruments d'analyse (spectromètres, photomètres, polarimètres...) situés sous les miroirs, qui permettent aux astronomes d'étudier les corps célestes (planètes, étoiles, galaxies...) émettant des rayonnements infrarouges. Il est important de noter que les télescopes à infrarouge doivent être maintenus à très basses températures (températures cryogéniques) pour éviter que leur propre chaleur ne produise un rayonnement infrarouge susceptible d'interférer avec les rayonnements observés.



Encyclopédie Encarta, © Microsoft Corporation. Tous droits réservés.

Figure I.2 : télescope à infrarouge [19]

I.2.1.2. 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 autres 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.

I.2.1.3. 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.



Figure I.3 : Satellite météorologique GOES-C [19]

I.2.1.4. Satellites de télécommunications

Ils sont utilisés pour les communications téléphoniques et la transmission de données numériques et d'images de télévision. Voir Télécommunications, satellite de.



Figure I.4 : Satellite Syncom 4 [19]

I.2.1.5. 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*.

I.2.2. Applications des satellites

I.2.2.1. Satellites scientifiques

La technologie spatiale devenant de plus en plus fiable, une large variété de satellites est construite. Les scientifiques sont très motivés à l'idée d'obtenir des informations précises sur la Terre, le Soleil, les étoiles et l'espace en général, informations qu'ils ne peuvent recueillir depuis le sol, en raison de l'atmosphère terrestre (hormis, d'une façon limitée, par l'utilisation de Dans les années 1960-1970, de nombreux satellites astronomiques sont lancés par les Américains : les observatoires solaires orbitaux OSO (*Orbiting Solar Observatories*) étudient le rayonnement ultraviolet et les rayons X et gamma du Soleil ; les satellites Pioneer étudient les rayons cosmiques, le vent solaire et les caractéristiques électromagnétiques de l'espace ; les observatoires astronomiques orbitaux OAO (*Orbiting Astronomical Observatories*) observent le rayonnement des étoiles, et les observatoires géophysiques orbitaux OGO (*Orbiting Geophysical Observatories*) étudient les relations entre le Soleil, la Terre et leur environnement spatial. Le satellite d'astronomie infrarouge IRAS (*Infrared Astronomy Satellite*), projet anglo-américain, lancé en 1983, explore les étendues cachées de notre galaxie. Le télescope spatial Hubble (*Hubble Space Telescope*) est lancé par la navette spatiale Discovery (« Découverte ») en 1990. Malgré le défaut de courbure du miroir principal du télescope (aberration de sphéricité pour 2 microns seulement), le télescope retransmet dès les premiers jours des images jusqu'ici impossibles à obtenir depuis la Terre. Hubble est réparé en décembre 1993 par un équipage de la navette Endeavour, qui interpose un dispositif correcteur appelé COSTAR.

I.2.2.1.a. Sonde spatiale Pioneer

La série des sondes spatiales américaines Pioneer était équipée de caméras et d'instruments pour détecter des particules subatomiques, des météorites et des champs électriques et magnétiques à l'intérieur du système solaire et dans l'espace interstellaire.

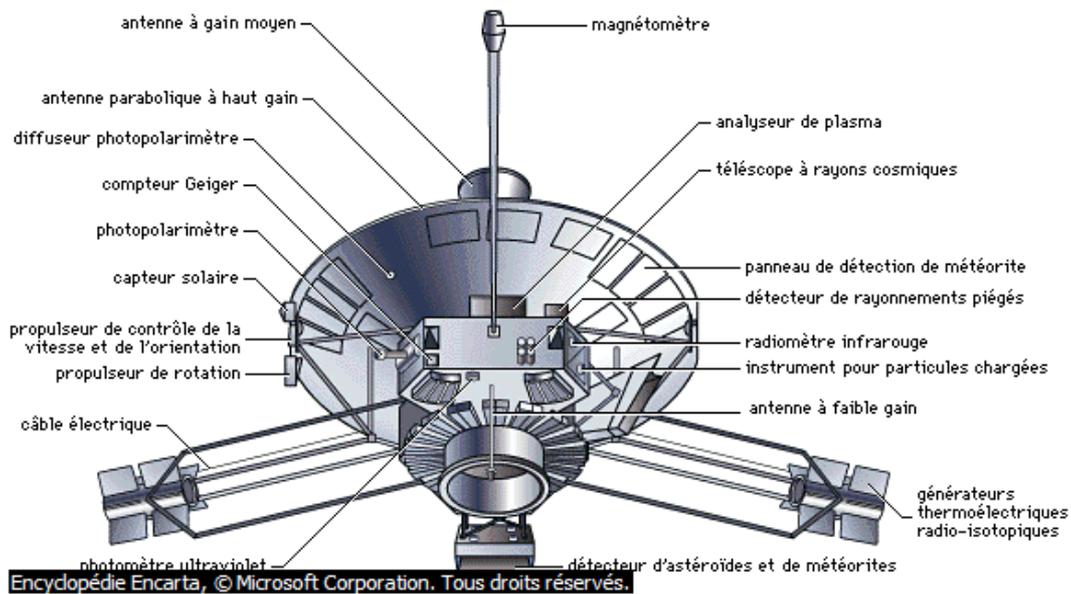


Figure I.5 : Sonde spatiale Pioneer [19]

I.2.2.1.b. Satellite Solar Maximum Mission (SMM)

Lancé en février 1980 par la NASA, le satellite américain Solar Maximum Mission (SMM) a pour mission d'étudier le rayonnement solaire dans une large bande spectrale (ultraviolet, rayons X, rayons gamma). Victime d'une défaillance technique au cours de sa première année d'exploitation, il devient le premier satellite à être réparé dans l'espace en avril 1984 ; récupéré à l'aide du bras télémanipulateur de la navette Challenger, il est réparé dans la soute de l'orbiteur puis replacé en orbite. En 1989, ses instruments sont endommagés par une éruption solaire et il se désintègre dans l'atmosphère terrestre, après avoir recueilli une multitude d'informations sur l'activité du Soleil.



Figure I.6 : Satellite Solar Maximum Mission (SMM) [19]

I.2.3. Constitution d'un véhicule spatial : le micro satellite [1],[9]

Un satellite est un objet qui doit remplir des fonctions spécifiques dans un environnement spatial. Son architecture résulte des objectifs définis par la mission et des contraintes particulières liées à son évolution dans l'Espace. 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.

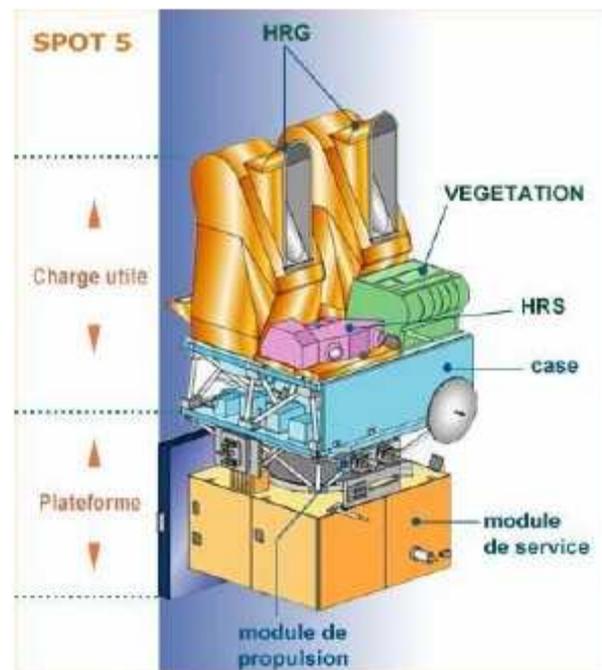


Figure I.7 : Exemple de constitution d'un satellite Spot 5

I.2.3.1. 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 :

- o la structure porteuse et les mécanismes,
- o le contrôle thermique des éléments,
- o la propulsion,
- o la génération, le stockage et la distribution de l'énergie,
- o le contrôle d'attitude et d'orbite,
- o la télémétrie, la télécommande et la localisation,
- o 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'interface 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 : 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 de bord constitue le nœud des informations transitants 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).

I.2.3.2. 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 des 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.

I.3. Introduction au système de commande d'attitude et d'orbite (SCAO) [18]

L'étude d'un satellite englobe plusieurs aspects, en ce qui nous concerne, ce 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 en cours de mission. Il en est de même en cas de passage en mode de survie où l'attitude de consigne est souvent différente de l'attitude nominale.
- 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 (diodes, Diogène) utilisant les systèmes de navigation (DORIS, GPS, GLONASS). 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 [36]. 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 :

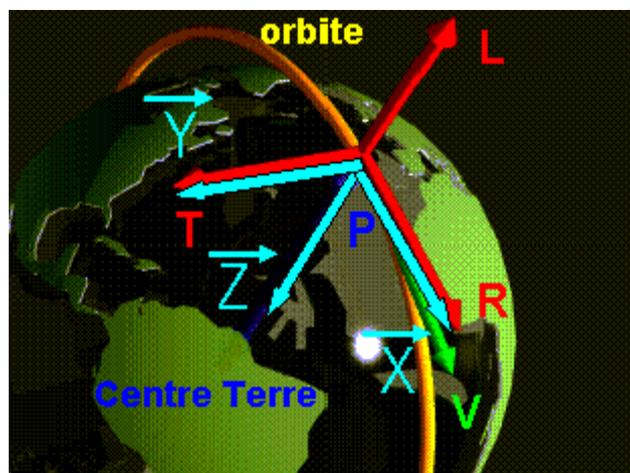


Figure I.8 : lacet, tangage et roulis [18]

- o l'axe de lacet, perpendiculaire à la face portant les antennes,
- o l'axe de tangage, parallèle à l'axe de rotation des panneaux,
- o 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'Equateur) 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:

-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 SCAO

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.

On distingue à l'intérieur de la boucle :

I.3.1.1. 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.

I.3.1.2. 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.

I.3.1.3. La sous fonction commande

La commande établit 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.3.1.4. Fonctions assurées

Le SCAO est imposé à la fois par les spécifications propres à la mission et par les perturbations agissant sur le satellite et modifiant en continu sa dynamique.

Parmi les plus importantes citons pour la maîtrise de l'orbite:

- La navigation autonome réalisée à bord
- La localisation et restitution d'attitude assurée le plus souvent au sol
- Le guidage autonome à bord, notamment pour les lanceurs
- Le contrôle du vecteur poussé, dans des phases de manœuvre, contrôle assuré à bord du véhicule.
- Le calcul au sol des manœuvres importantes ou de maintenance.

Et pour le contrôle de l'attitude :

- La mesure de l'attitude, assurée par des senseurs embarqués, et le filtrage des mesures par des algorithmes du genre filtrage de Kalman.
- L'élaboration de lois de contrôle utilisées à bord.
- La mise en œuvre de la commande, par une logique informatique et de l'automatique qui pilote des actionneurs

I.3.1.4.1. Des détecteurs [3],[4],[18]

Permettant notamment de restituer les vitesses angulaires et les angles définissant l'attitude.

Détecteurs optiques

- Senseurs Terre infra rouge (fin ou grands angles)
- Senseurs Soleil (fin ou grands angles)
- Senseur stellaires.
- Photomultiplicateurs
- Bolomètres
- Barrettes à semi-conducteurs et transfert de charge
- Senseur d'élévation Terre - Soleil

Détecteurs inertiels à gyroscopes inertiels ou laser

- Gyromètres
- Accéléromètres
- Magnétomètres

Etc.... Nous conseillons au lecteur de s'adresser aux excellents ouvrages du CNES, toujours naturellement à la pointe de l'actualité et des dernières innovations.

I.3.1.4.2. Electronique et informatique de bord

Pour le traitement des informations capteurs, élaboration d'ordres, surveillances de pannes, reconfigurations et élaboration et contrôle de commandes

- Logique câblée
- Logiciels embarqués éventuellement adaptables
- Gestion des télécommandes et de la télémessure
- Centrale d'ordres

I.3.1.4.3. Actuateurs ou actionneurs

Organes de commande, autorisant une acquisition d'attitude et une réduction des vitesses angulaires, permettant de maintenir une attitude ou d'en amortir les petites oscillations, de changer un pointage, d'assurer un balayage, de stabiliser une phase propulsée etc...

Propulseurs à éjection de masse

- Gaz chauds
- Gaz froids
- Electrique
- Ionique

Inertiels

- Roue cinétique
- Roues de réaction
- A gyroscopes

Magnétiques

- Magnéto coupleurs
- Utilisation de la dérivée du champ magnétique terrestre

Par vrillage de panneaux solaires et interaction avec la pression de radiation photonique due à la lumière solaire et frappant les générateurs solaires.

I.3.1.5. Maitrise de l'attitude

A partir de la phase d'injection assurée par le SCAO du lanceur (appelé SCAR pour Ariane) le SCAO doit assurer en particulier :

- Une manœuvre de "despin" si nécessaire (réduction de la rotation axiale)
- La réduction des vitesses angulaires transverses (réduction de la nutation)
- Les acquisitions roulis - tangage et lacet par l'intermédiaire des acquisitions Terre et Soleil en particulier.
- Eventuellement la manœuvre de retournement si le satellite est pointé à 180° de son pointage nominal

Le SCAO contrôle également

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

Le SCAO participe à la stabilisation du véhicule notamment dans les manœuvres utilisant des moteurs, en assurant l'orientation du vecteur poussée dans les séquences de maintien à poste, de désaturation éventuelle des roues cinétiques ou à réaction

Le SCAO participe à la gestion du contrôle thermique du véhicule et à la mise en œuvre correcte des équipements (Pointage d'antennes en TM-TC)

Ses performances en précision affectent la qualité des prises de vue pour les missions d'observations de la Terre ou d'astronomie spatiale.

De même les expériences en micro gravité demandent un contrôle très strict des vitesses angulaires, surveillance assurée par le SCAO d'autant plus difficile que certains équipements mobiles, sur ou dans la plate-forme, induisent des vibrations parasites (Moteurs des enregistreurs, des caméras, des panneaux solaires, des éléments inertiels etc..)

I.4. ACTIONNEURS [1],[3],[4],[5]

I.4.1. 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 .

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 alimenter la chambre de combustion.

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 (Isp, 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.

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.4.1.1. Modes à tuyères chimiques

Pour réaliser le contrôle, on utilise la capacité des tuyères à recevoir des trains d'impulsions. Ainsi, au lieu de commander aux tuyères la stricte durée d'ouverture correspondant au, on applique un « motif » (off-modulation) sur ces durées. Le choix du motif découle directement des différents bras de levier associés aux tuyères et des fréquences générées par ce mode pulsé.

I.4.1.2. Mode à tuyères ioniques

Le principe d'off-modulation ne s'applique pas aux tuyères ioniques. C'est pourquoi le choix d'un actionneur supplémentaire est nécessaire. L'actionneur retenu est alors soit les roues qui pilotent le satellite soit un mécanisme de réorientation de la poussée par rapport au centre de masse du satellite afin de minimiser les couples perturbateurs. La première solution simplifie l'architecture du sous système en limitant le nombre d'actionneurs. Cependant la désaturation des roues devra intervenir fréquemment ce qui impactera à la fois sur la consommation donc la durée de vie et sur le contrôle d'orbite.

La seconde solution plus optimale d'un point de vue consommation, nécessite cependant l'utilisation d'un mécanisme qualifié pour des durées de vie qui peuvent être importantes.

I.4.2. Dispositifs d'échange du moment cinétique

I.4.2.1. Actionneurs gyroscopique

Ces dispositifs contiennent des roues à réaction. L'orientation ou la variation de rotation de la roue peut être changée. Le principe est que le moment cinétique du satellite comprenant ces dispositifs ne change pas en absence des couples externes. Si des couples externes de perturbation agissent sur le vaisseau, le moment cinétique de système satellite

change et les roues peuvent être employées pour compenser ces couples en produisant des couples internes sur le reste du satellite et en stockant le changement du moment cinétique provoqué par les couples externes de perturbation.

I.4.2.2. Magnétocoupleurs

Les magnétocoupleurs 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 [18], 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 magnétique des magnétocoupleurs (perpendiculairement au champ magnétique terrestre).

I.5. METHODES DE COMMANDE D'ATTITUDE [18]

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).

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.5.1. Méthodes passives

I.5.1.1. La 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.

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. Une fois déployé, il existe deux positions d'équilibre stable :

L'une avec le mat pointé vers la terre, l'autre avec le mat pointé anti-terre.

La résolution du mouvement du satellite soumis uniquement au couple de gradient de gravité donne des solutions oscillatoires pures. Toute excitation dynamique du satellite, en particulier due aux autres perturbations, produira un mouvement de petites oscillations appelées *libration*, qui persistera à moins qu'une dissipation d'énergie à bord amortisse progressivement cette libration. Cet amortissement peut être produit de façon passive, en utilisant des barreaux magnétiques qui en se déplaçant dans le champ magnétique terrestre, induisent une dissipation d'énergie. Des dispositifs actifs sont aussi envisageables à partir de magnéto coupleurs et de mesure magnétométrique.

Les couples de rappel dû 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.

I.5.1.2. La stabilisation par gyration (ou par spin)

La stabilisation par gyration 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 ».

Si un satellite est spinné autour de son axe de plus petite inertie, les inévitables dissipations d'énergie le feront diverger avec une augmentation de la nutation, et l'axe de spin ira converger vers l'axe de plus grande inertie (c'est le phénomène de flat spin) . En effet, tout phénomène de dissipation d'énergie à bord du satellite a un effet sur le mouvement de nutation. Si le satellite est spinné au voisinage de son axe d'inertie maximale, la dissipation d'énergie fera diminuer la nutation et on aura une convergence vers l'axe d'inertie maximale (stabilisée) ; si le satellite est spinné au voisinage de son axe d'inertie minimale, on aura une divergence de la nutation (instabilité) . La stabilité du mouvement d'un satellite gyré requiert le plus souvent un contrôle actif, par coups de tuyères ou magnéto coupleurs, de façon à pouvoir corriger périodiquement l'attitude qui dérive et la vitesse de spin qui varie, sous l'effet des couples perturbateurs. Ces dispositifs d'amortissement actif utilisent généralement des accéléromètres pour mesurer la nutation et des tuyères pour la contrôler.

I.5.1.2.1. Comportement gyroscopique

Nous dirons qu'un corps a un comportement gyroscopique lorsque sa rotation axiale est très grande devant sa rotation transversale. C'est le cas des satellites stabilisés par spin, puisque la stabilisation est destinée à maintenir les rotations transverses nulles ou très petites.

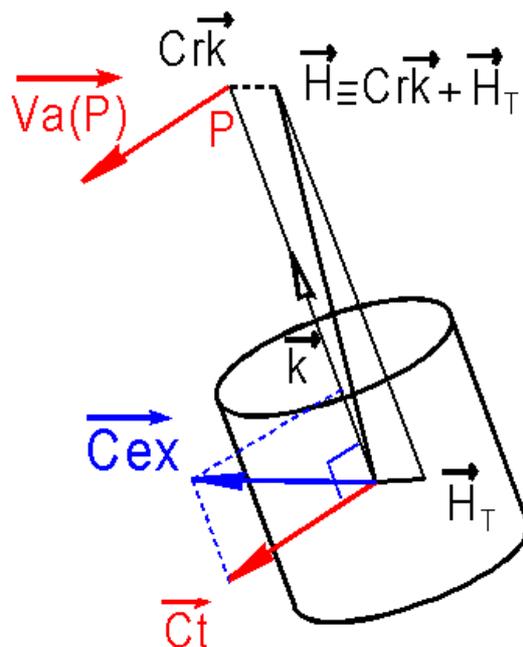


Figure I.9. Illustration du comportement gyroscopique [18]

I.5.2. Méthodes de commande 3-axes (active)

Les satellites stabilisés 3-axes sont aujourd'hui beaucoup plus courants que ceux stabilisés par spin ou par gradient de gravité. Ils possèdent une capacité de commande sur les 3-axes de l'attitude, dont la performance en couple dépend des actionneurs et dont la performance en précision dépend des capteurs utilisés.

En général, on distingue deux catégories de techniques de contrôle 3-axes :

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 désaturer les roues quand elles atteignent leur vitesse maximale.

Les systèmes 3-axes sont ceux qui offrent le meilleur potentiel de performances, en permettant toutes les options de pointage (géocentrique ou inertiel) avec une bonne précision qui dépend des senseurs de détermination d'attitude, et en donnant également des possibilités de manœuvrabilité d'attitude si la mission le requiert.

I.5.2.1. Systèmes 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 désaturée quand elle atteint sa vitesse limite.

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.

I.5.2.2. Systèmes 3-axes actifs à roues

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 magnétos coupleurs pour lesquels on notera qu'ils ne peuvent désaturer une roue dont l'axe est parallèle au champ magnétique local).

I.5.2.3. Système 3-axes actifs à 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

$$\vec{C} = \vec{\Omega} \wedge \vec{H} \text{ Perpendiculaire au moment cinétique de l'AG}$$

I.5.2.4. Systèmes 3-axes actifs à tuyères

Adapté à des actions de contrôle court terme quand des couples importants sont requis, tels que les désaturations de roues ou le contrôle d'attitude pendant les manœuvres d'orbite.

I.6. LES REPERES D'ATTITUDE [1], [9],[18]

I.6.1. Principaux repères de la modélisation de l'attitude

On peut définir deux classes de repères

I.6.1.1. Les repères liés au corps

Satellite, générateur solaire, charge utile ou instrument de mesure d'attitude, dont on cherche à caractériser l'orientation dans l'espace : ce sont les « repères instruments » et les « repères satellite ». Le premier repère est aligné suivant les directions caractéristiques de l'instrument

(axe optique d'un instrument de visée, axe radio fréquence d'une antenne, axe de mesure d'un gyromètre), quand au second repère, il est lié à l'architecture mécanique du satellite.

I.6.1.2. Les repères de référence

Par rapport auxquels est caractérisée l'orientation du corps considéré : selon le but recherché, qui est soit lié à la mission du satellite ou la vocation de l'instrument, soit au domaine étudié (thermique, énergétique, liaison radio- fréquences,...), on se référera à un repère inertiel, c'est-à-dire de direction fixe par rapport aux étoiles (missions astronomiques), ou à un repère orbital local (missions terrestres d'observation ou de télécommunication), ou encore à un repère solaire (repère lié à la direction terre-soleil, pour les études thermiques ou énergétiques).

Le repère de consigne est un repère intermédiaire entre les deux classes, il définit l'attitude commandée d'un repère satellite ou instrument par rapport au repère de référence par matrice de rotation, angles d'Euler ou de Cardan, ou quaternion. La matrice de rotation permettant de passer du repère de consigne au repère satellite, ou les angles de Cardan associés, caractérise l'erreur d'attitude. Les axes du repère de consigne peuvent être parallèles à ceux du repère de référence (pointage géocentrique avec commande de lacet nul) ou en être distinct (satellites manœuvrant). Le repère de consigne est un repère purement vectoriel, dans la mesure où il ne concerne pas la position du satellite, qui relève du contrôle d'orbite, mais uniquement de son attitude.

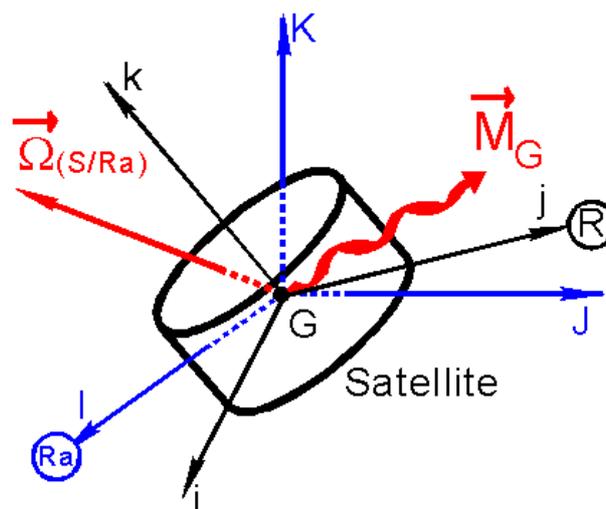


Figure I.10 : Repère de consigne

I.6.2. Les directions de référence

On établit aisément le schéma général du pilotage d'un véhicule spatial, des repères (le soleil, des étoiles, la terre) permettent de reconstituer la position du trièdre fixe pour remplir une mission donnée.

Passons en revue les détections habituellement utilisées :

I.6.2.1. Le soleil

Une simple chambre noire équipée d'une cellule photoélectrique divisée en quatre secteurs donne une indication souvent suffisante. Ce matériel est des plus simples et indique les positions Haut Droit, Haut Gauche/Bas Droit, Bas Gauche. Des matériels de ce type sont

nombreux mais les détections précises ne peuvent ignorer le diamètre du soleil et les matériels correspondants doivent déterminer le centre de l'astre. On utilise alors les détecteurs à balayage dont les types sont très divers.

I.6.2.2. Les étoiles

Dans la voûte céleste, les étoiles constituent des objets lumineux nombreux, ponctuels et stables, pratiquement inertiels. Leurs différentes caractéristiques : positions (ascension droite, déclinaison), mouvements propres et leurs propriétés lumineuses (magnitude, classe spectrale), sont répertoriées avec une grande précision dans de nombreux catalogues et fichiers. Si les étoiles sont des références précises, l'énergie reçue est faible, l'éclairement est $\leq 10^{-12} \text{ W/cm}^2$ pour les étoiles les plus brillantes, les senseurs doivent particulièrement être protégés de la perturbation des flux de lumière parasite provenant du soleil, de l'albédo Terrestre ou de la lune. D'autre part la multitude d'étoiles peu brillantes, qui recouvrent le ciel, constitue un fond polluant à la résolution des calculs de magnitude et de position.

Le choix de l'étoile à viser est délicat. Dans un satellite en étude, les experts de la NASA ont choisi 'Canopus' et 'Dragon'. La disposition de ces étoiles éloignées de constellations trop lumineuses, permet un « accrochage » du détecteur, en principe, aisé. Le système de détection utilise des couches très sensibles, l'énergie rayonnée étant réduite.

I.6.2.3. La terre

C'est une référence bien commode lorsque l'attitude du satellite est recherchée directement par rapport à la terre, car elle permet la connaissance de la verticale pour les satellites habités ou les satellites météo. Hélas la détection de l'horizon vu de 300km d'altitude n'est pas cette ligne nette de la mer que l'on observe sur une plage, et les actionneurs infrarouges utilisés sur Mercury ont déterminé des horizons peu compatibles avec une navigation correcte : les nuages sont tantôt chauds tantôt froids et la ligne d'horizon caractérisée par un gradient thermique ne coïncide avec l'horizon géographique que si l'on opère à des longueurs d'ondes grandes (supérieures à 10 microns) correspondant à des températures inférieures à 20°C.

La direction terre/espace apparaît aux altitudes voisines de 30km. En orbite géostationnaire le géoïde est approximativement sphérique, mais aux orbites inférieures à 1000km, c'est un ellipsoïde aplati aux pôles. Un terme de correction est à introduire pour tenir compte des fluctuations de luminance fonction des saisons, particulièrement en orbite basse.

I.6.2.4. Le champ magnétique terrestre [2]

Qui est une référence utilisée comme l'horizon terrestre et pour les mêmes missions. Néanmoins les références obtenues sont peu précises et leur précision croît lorsque l'orbite se rapproche de l'équateur, ceci est dû à la possibilité d'assimiler le champ magnétique terrestre en premières approximations pour les orbites basses à celui d'un dipôle incliné de $11^{\circ}7'$ et excentré par rapport à l'axe géographique terrestre. En orbite géostationnaire ce modèle est imprécis, car les perturbations du champ magnétique terrestre par le vent solaire et les orages magnétiques aux hautes altitudes ne permettent plus l'utilisation de cette référence externe.

I.7. Rappels succincts sur les perturbations [9],[5],[7],[18]

Vu de la Terre l'espace situé au dessus de 200 km du sol terrestre paraît être le paradis de la perfection mécanique, malheureusement c'est loin d'être le cas.

Les perturbations agissant sur un satellite donnent lieu à des couples ou forces extrêmement faibles mais comme rien n'entrave les rotations, les résultats sont rapidement significatifs et demandent la mise en œuvre de toutes les ressources en astuces mécaniques, informatiques et techniques des automatismes possibles.

Dressons le bilan des perturbations, certaines affectant l'orbite d'autres l'attitude et enfin quelquefois les deux. Seule est envisagée ici la liste de ces perturbations, laissant le soin au lecteur de l'étude détaillée et précise de chacune.

I.7.1. Perturbations externes

Gravitationnelles, affectant l'orbite par une dérive des 2 paramètres orbitaux ω (argument nodal du périhélie) et Ω (Longitude vernale de la ligne des nœuds) et le mouvement autour du centre d'inertie par le couple du au gradient de gravité.

- Non homogénéité de la Terre
- Non sphéricité (Terme J_2 du potentiel terrestre)
- Attraction luni-solaire qui joue sur notamment l'inclinaison orbitale
- Freinage atmosphérique résiduel qui se fait notamment sentir sur les orbites basses en dégradant l'énergie mécanique ce qui conduit à une diminution du grand axe de l'orbite par effet de traînée.
- Pression de radiation solaire qui agit sur les surfaces du véhicule, perturbant l'orbite et générant, en particulier par l'intermédiaire des panneaux solaires, des couples perturbateurs de l'attitude. Quelquefois ces couples sont exploités grâce à des volets ou un vrillage des panneaux pour contrer d'autres perturbations du même ordre de grandeur.
- Pression de radiation due à la lumière rediffusée par la Terre (albédo) ayant un effet analogue au précédent mais d'un ordre de grandeur inférieur.
- Interaction entre le champ magnétique terrestre et le moment magnétique résiduel du satellite, quelquefois les couples magnétiques sont volontairement créés par des magnéto-coupleurs pour lutter contre d'autres couples. Ceci n'affecte que l'attitude.

I.7.2 Perturbations internes

L'origine de ces perturbations est variée et la liste pourrait être longue. Citons les principales:

- Mouvements d'appendices souples comme les GS (générateurs solaires) par exemple ou des mâts porteurs d'instruments etc...
- Couples et vibrations créés par des éléments moteurs mobiles dans la plate-forme: enregistreurs

- Moteurs des panneaux
- Moteurs de caméras
- Moteurs des enregistreurs
- Gyroscopes
- Couples parasites des moteurs de commande des éléments inertiels comme les roues cinétiques dans le cas de moment cinétique.
- Fuites de gaz du système gaz froid.
- Ballonnement de liquides dans les réservoirs.

I.8 Les capteurs [1],[2],[6],[9],[18] :

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.

Caractérisation d'un capteur d'attitude :

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

- la mission en termes d'orbite et de mode de pointage,
- les sources de références disponibles,

Références externes (les étoiles, le soleil, la terre, la lune, le champ magnétique terrestre)
Référence inertielle absolue, au sens de la dynamique des corps solides (phénomènes d'inertie par conservation des énergies).

-les exigences fonctionnelles et de performances :

- les performances de pointage et de stabilité,
- les propriétés du signal de sortie (nature, profil, fréquence..),
- la gamme de mesure,
- l'interface avec le véhicule : encombrement, masse, consommation, implantation, exploitation du signal, champ de vue, protection des lumières parasites pour les capteurs optiques.

I.8.1 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.

I.8.2 Les capteurs stellaires

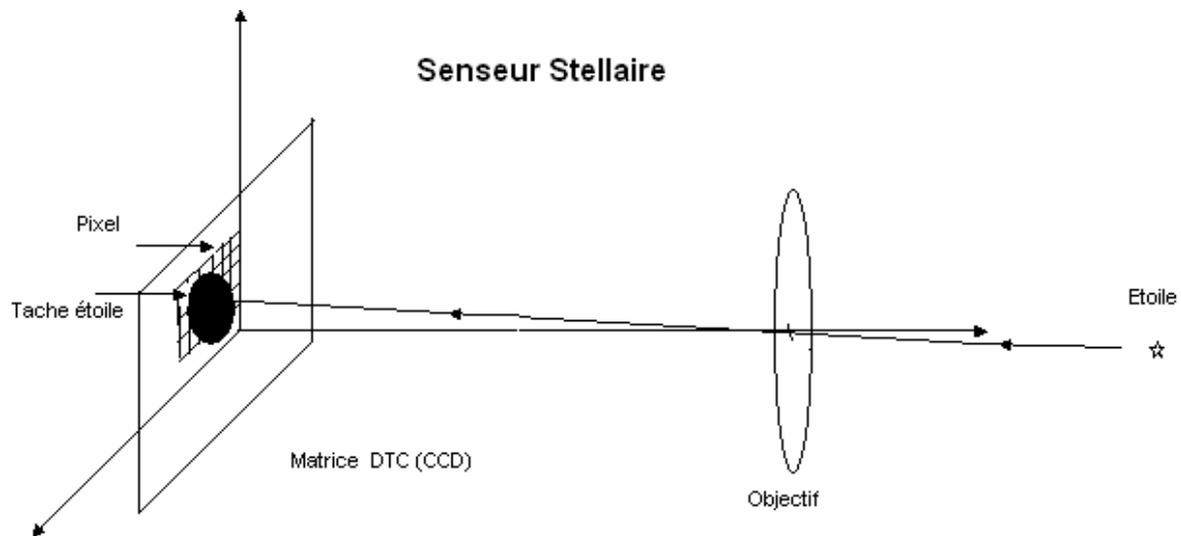


Figure I.11 : senseur stellaire [18]

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, en anglais CCD Charged Coupled Device). 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 viseurs stellaires peuvent permettre d'atteindre des mesures d'attitude très précises. Le flux lumineux est très faible et nécessite une optique d'ouverture suffisante pour obtenir un rapport signal/bruit correct. Cela se fait au détriment de la masse de la tête optique et un compromis mass/performance doit être fait.

I.8.3. 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.

I.8.3.a. Capteurs solaires analogiques :

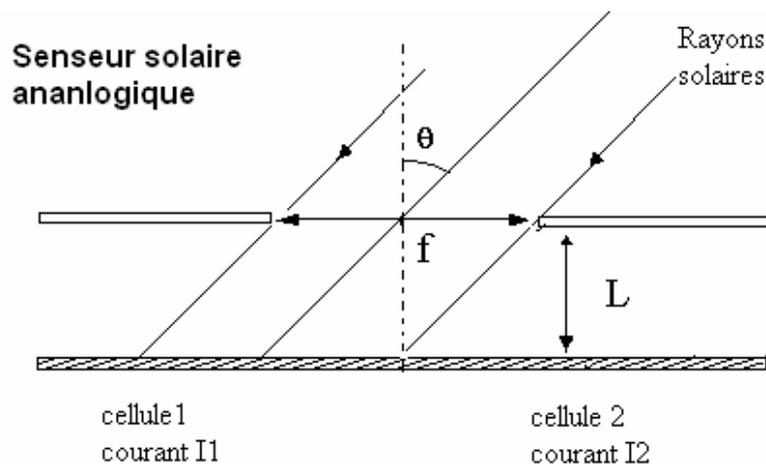


Figure I.12.a : Senseur solaire analogique

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 θ du soleil par rapport à sa normale à partir du courant de sortie I .

Les différents types : senseur solaire à fente ; senseur solaire à fenêtre; senseur solaire à pyramide.

I.8.3.b. Capteurs solaires digitaux :

-Capteurs solaires à barrette DTC

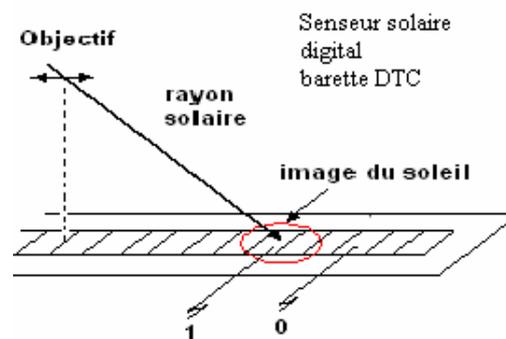


Figure I.12.b : Senseur solaire à barrettes DTC

Une barrette de photodétecteurs, du type DTC 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, la direction héliocentrique moyenne est la demi-somme des pixels de bord.

-Capteurs solaires à matrice DTC

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.

I.8.4. 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.

I.8.5. Les capteurs magnétiques

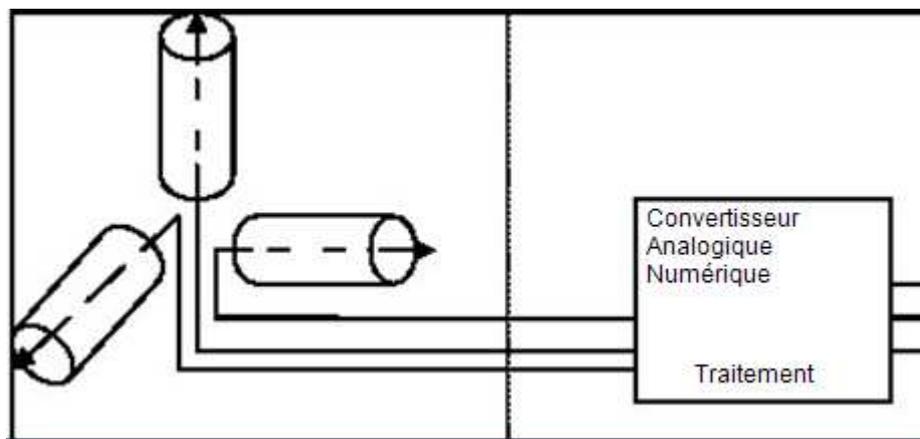


Figure I.13 : Capteur magnétique

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. À ce titre ce sont donc des capteurs très faibles, consommants peu et peu encombrants.

Il existe deux types principaux de magnétomètres, 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.

Ces capteurs sont donc monoactiaux. 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.

Leur utilisation dans une boucle SCAO peut être de deux ordres :

-soit pour mesurer le champ magnétique instantané afin de mieux calibrer les couples à générer par des magnétocoupleurs.

-soit en vue d'un traitement de façon à restituer l'attitude, la précision obtenue est alors de l'ordre de 1 à 2°, du fait des erreurs de modélisation du champ, des erreurs d'orbitographie dans la restitution de la position et des erreurs propres au capteur. Mais l'exploitation de trois mesures orthonormées ne permet de restituer que deux angles d'attitude, l'orientation autour du champ magnétique n'étant pas observable.

I.8.6. Les capteurs inertiels :

Les capteurs utilisés en mesure d'attitude détectent le mouvement de leur boîtier par rapport à l'espace inertielle. 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.

I.8.6. a. 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 :

Ils sont fondés sur l'utilisation d'une toupie gyroscopique. Celle-ci animée d'une vitesse de rotation élevée, possède une rigidité inertielle qui la maintient selon une direction fixe. Si l'on applique un couple sur l'axe de rotation de la toupie, celle-ci s'écarte de la direction initiale avec une vitesse beaucoup plus faible que si elle n'était pas animée d'un mouvement de rotation élevée. La direction de l'axe de rotation de la toupie représente en fait une direction de référence aisément matérialisable et le principe consiste à estimer les mouvements du véhicule par rapport à cette direction de référence.

-Les gyromètres optiques :

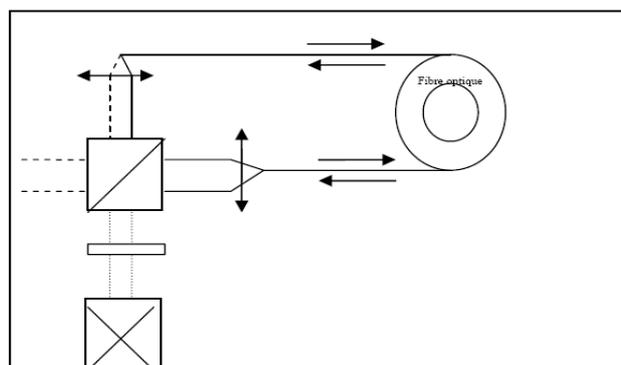


Figure I.14.a : Gyromètres optiques

Ils sont constitués de deux familles de gyromètres, les gyromètres laser et les gyromètres à fibre optique.

Le gyromètre laser fonctionne selon le principe du laser à cavité résonnante. Il est constitué d'une cavité triangulaire ou carrée plane comportant 3 ou 4 miroirs. Deux faisceaux laser contrarotatifs oscillent dans cette cavité.

Le gyromètre à fibre optique est à la base constitué d'une fibre optique enroulée de grande

longueur et d'une source laser. Le faisceau laser est divisé en deux par une lame séparatrice et les deux ondes ainsi créées suivent en sens opposé le même chemin optique fermé, la cavité de la fibre optique. Lorsqu'on fait tourner la fibre optique, il y a modification du chemin optique vu par chacune des ondes, et modification du déphasage entre celles-ci. C'est en mesurant ce déphasage que l'on estime la vitesse de rotation appliquée au gyromètre.

-Les gyromètres vibrants

Bien qu'assimilables à la famille des gyromètres mécaniques, la sous famille de technologie vibrante s'en distingue de façon fondamentale puisque aucune pièce n'est plus ici en mouvement. On ne parle plus de toupie mais de résonateur statique en tant qu'élément sensible de ce type de capteur inertielle.

La détection consiste soit à évaluer la rotation de la direction privilégiée de cette onde vibratoire pour un résonateur axisymétrique, soit à mesurer l'amplitude de la vibration d'un mode couplé sur un résonateur de sortie.

I.8.6.b. 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 microvibrations 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.

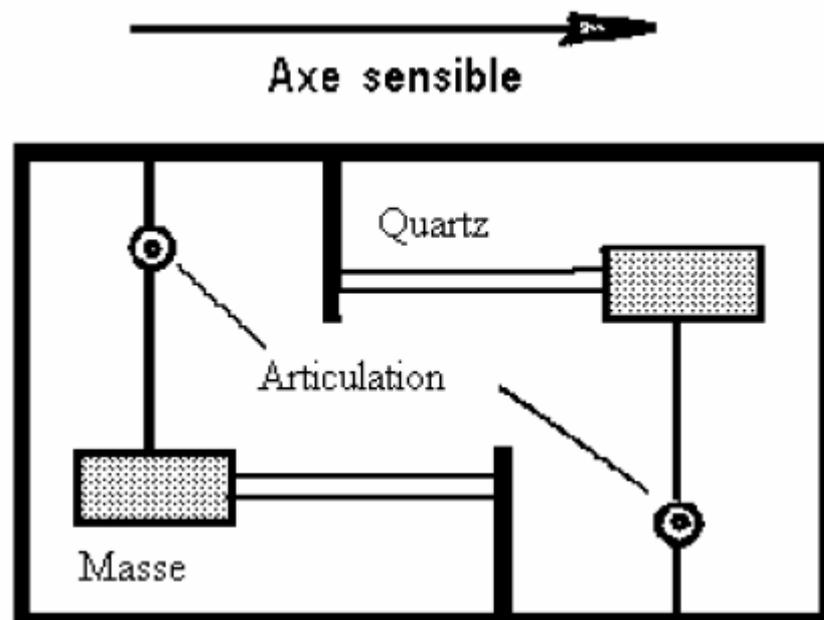


Figure I.14.b : Accéléromètres à quartz [1]

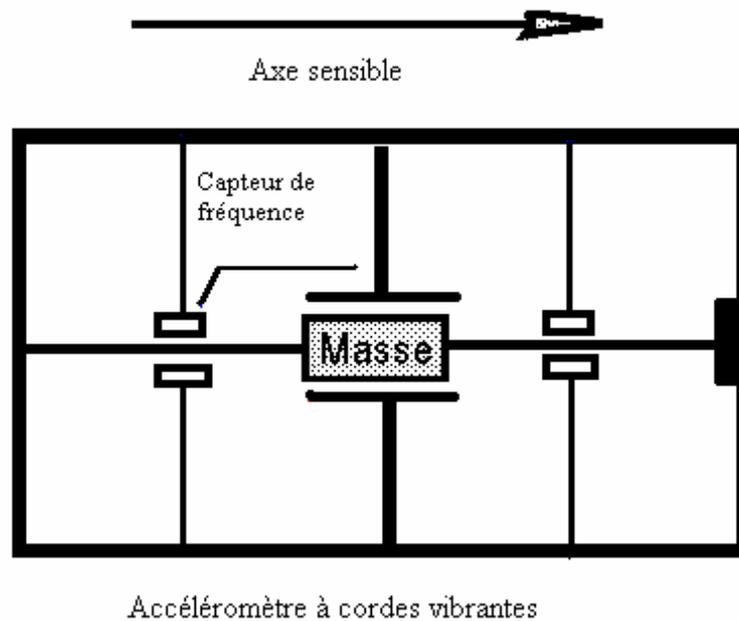


Figure I.14.c: Accéléromètres à cordes vibrantes [1]

I.8.7. Mesure d'attitude par 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 [9] [18]. 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 topocentriques 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,.....

Chapitre II

Modélisation dynamique du micro satellite

INTRODUCTION

Dans ce chapitre, on choisira une méthode pour la modélisation dynamique du micro satellite, c'est la méthode du quaternion, qui s'avère utile, simple et facilement implémentée dans les calculateurs numériques.

II.1.POSITION DU PROBLEME

Ce chapitre a pour but de déterminer les équations du mouvement du micro satellite et de montrer comment sur le plan informatique, on peut intégrer au mieux les équations du mouvement d'un solide autour de son centre d'inertie (satellite en particulier). C'est ce qu'on appelle les équations d'attitude, qui sont particulièrement utiles dans la mise en place d'un S C A O (Système de Contrôle d'Attitude et d'Orbite) notamment dans le cas où l'orientation peut être quelconque.

On est certainement familiarisé avec le repérage de l'attitude d'un corps dans l'espace, à l'aide des angles soit:

- d'Euler \implies précession ψ , nutation θ , rotation propre φ
- de Cardan \implies lacet Ψ et tangage Ξ et roulis Φ

Ces deux repérages possèdent des indéterminations ou des non définitions d'angles dans certaines configurations. De plus la mise sous forme canonique des équations du mouvement s'avèrent très difficile voire impossible. Il se pose donc un problème sérieux, sur le plan numérique, dans l'étude d'un mouvement général, car le calculateur pourra diverger dans le cas d'indétermination.

Généralement les angles d'Euler ou équivalents sont utilisés dans des équations aux petites variations linéarisés, autour de positions d'équilibre où les angles sont toujours parfaitement définis (ce n'est pas le cas de $\theta = 0$ en particulier, pour les angles d'Euler, car sa représente une indétermination).

Les développements qui suivent présentent une théorie mathématique qui permet de s'affranchir des configurations angulaires singulières.

L'attitude d'un satellite, c'est à dire son orientation, est équivalente à la connaissance de la position d'un repère R qui lui est lié, rapportée à un repère de référence R_0 inertiel ou pas.

Or il existe toujours une rotation qui permet de transformer R_0 en R . Cette rotation peut être caractérisée de nombreuses manières :

- 3 scalaires, des angles par exemple de Cardan ou d'Euler, avec des singularités de définitions dans certaines configurations.
- Une matrice de rotation P ou de passage avec 9 scalaires reliés par 6 relations (3 vecteurs colonnes unitaires et 3 vecteurs lignes unitaires, de plus ${}^tP = P^{-1}$)

- La caractérisation géométrique de la rotation par un axe unitaire et un angle, soit 4 scalaires reliés par une relation (axe unitaire)
- Un être nouveau que nous allons définir par 4 scalaires avec une relation de norme 1 imposée, le quaternion, objet de cette étude.

Dans tous les cas il y a 3 inconnues.

II.2.INTRODUCTION DES QUATERNIONS [15],[18]

II.2.1. Rappels sur la rotation instantanée

La figure ci-dessous montre :

- La base $X Y Z$ de référence qui est en général inertielle, mais ce peut être aussi le repère orbital.
- La base mobile $x y z$ en général liée au solide S en mouvement.
- Le vecteur rotation instantanée Ω du solide par rapport au repère inertielle. Dans le cas où la base mobile est liée au corps, c'est la rotation de cette base par rapport à la base absolue.

On note classiquement $\Omega = (p, q, r)$ la matrice des composantes de Ω (S/Ra) sur la base mobile $x y z$.

$$\vec{\Omega} = p\vec{X} + q\vec{Y} + r\vec{Z} \quad (II.1)$$

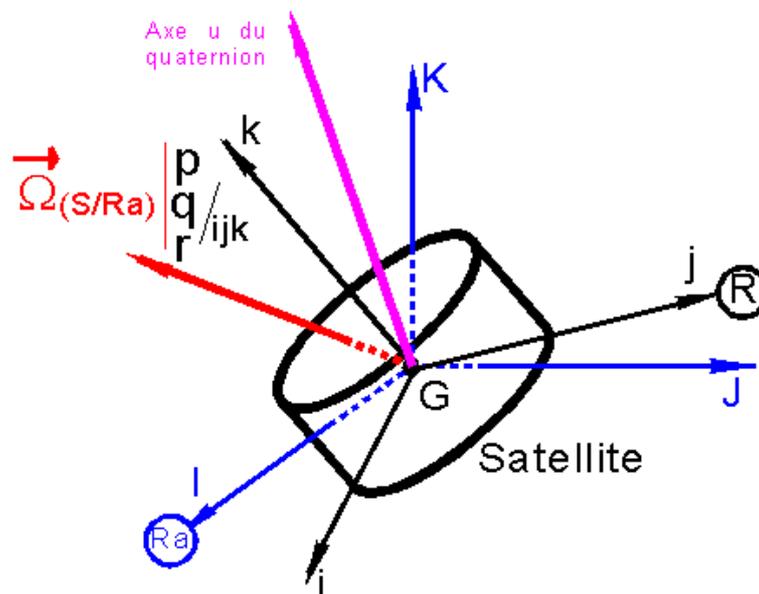


Figure II.1 : Repère de consigne et axe du quaternion [18].

II.2.2. Rotation et quaternion élémentaire

Géométriquement il est clair que, quelle que soit la configuration des bases $X Y Z$ et $x y z$, il existe deux rotations (au sens géométrique du terme) qui permettent de passer de la base XYZ à la base $x y z$.

- Rotation d'axe le vecteur $u = (\alpha, \beta, \gamma)$ et d'angle noté θ ($0 < \theta < 2\pi$)
- Rotation d'axe le vecteur $-u = -(\alpha, \beta, \gamma)$ et d'angle $2\theta - \pi$ ($0 < 2\theta - \pi < 2\pi$)

L'idée a donc été de créer un être mathématique nouveau, à quatre composantes Q , appelé quaternion, représentant cette transformation géométrique, à ne pas confondre avec la rotation au sens de la mécanique qui est un vecteur matérialisant la vitesse angulaire et l'axe de la rotation.

$$Q = \left(\cos \frac{\theta}{2}, u * \sin \frac{\theta}{2} \right) = \left(\cos \frac{\theta}{2}, \alpha * \sin \frac{\theta}{2}, \beta * \sin \frac{\theta}{2}, \gamma * \sin \frac{\theta}{2} \right) \quad (II.2)$$

où $u = (\alpha, \beta, \gamma)$ est l'unitaire de l'axe de la rotation et θ l'angle de la rotation.

II.2.3. Définition de l'algèbre des quaternions [15]

L'algèbre des quaternions est le sous-espace vectoriel H de l'ensemble des matrices carrées d'ordre 4, engendré par la base $\{e, i, j, k\}$

$$e = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad i = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \quad j = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad k = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

On peut encore noter ces quatre éléments particuliers:

$$e = (1\ 0\ 0\ 0) \quad i = (0\ 1\ 0\ 0) \quad j = (0\ 0\ 1\ 0) \quad k = (0\ 0\ 0\ 1)$$

Un quaternion est donc noté sous forme complexe, dans la base canonique e, i, j, k

$$Q = q_0 e + q_1 i + q_2 j + q_3 k \quad (II.3)$$

Où les composantes de Q sont réelles, e est l'élément neutre de la multiplication.

La première composante $q_0 e$ est appelée partie réelle

La deuxième composante $q_1 i + q_2 j + q_3 k$ à trois termes est appelée partie imaginaire ou partie pure.

- Une partie imaginaire est assimilable à un vecteur.

- Un quaternion pur a une partie réelle nulle.

L'ensemble P des quaternions purs est un sous espace vectoriel de dimension 3. Tout quaternion se décompose de manière unique en sa partie réelle et sa partie pure.

II.2.4. Opérations dans l'algèbre des quaternions [18]

II.2.4. 1. Conjugaison

Le conjugué de Q est noté \bar{Q} barre

$$Q = q_0e + q_1i + q_2j + q_3k \Rightarrow \bar{Q} = q_0e - q_1i - q_2j - q_3k \quad (II.4)$$

II.2.4. 2. Relations remarquables

$$\text{Conjugué}(Q.Q') = \text{Conjugué}(Q').\text{Conjugué}(Q)$$

$$Q \text{ quaternion pur} \Leftrightarrow \bar{Q} = -Q$$

II.2.4. 3. Structure d'algèbre

On définit sur l'ensemble H des quaternions des opérations classiques

- Une multiplication par un scalaire de définition classique.
- Une opération d'addition associative et commutative de définition évidente
- Une multiplication associative mais non commutative en générale, distributive par rapport à l'addition et satisfaisant aux règles de calcul suivantes, fournies par la table:

$$\begin{aligned} i^2 = j^2 = k^2 = -e \quad e^2 = e \\ e * i = i * e = i \quad e * k = k * e = k \quad e * j = j * e = j \\ i * j = -j * i = k \\ j * k = -k * j = i \\ k * i = -i * k = j \end{aligned}$$

On notera sur les trois dernières relations l'analogie avec le produit vectoriel dans \mathbb{R}^3 .

Un produit scalaire et une norme, un inverses sur $H - \{0\}$

$$\begin{aligned}\vec{Q} \cdot \vec{Q}' &= \text{Re}(Q \bar{Q}') \\ \text{NORME}(Q) = |Q| &= \sqrt{\text{Re}(Q \bar{Q})} \quad |QQ'| = |Q||Q'| \\ \text{si } Q \neq 0 \quad Q^{-1} &= \frac{\bar{Q}}{|Q|^2}\end{aligned}$$

NB : Le produit (multiplication dans l'algèbre) de deux quaternions purs (c'est à dire éléments de P) s'explique aussi à l'aide du produit scalaire (écriture à l'aide des vecteurs) des quaternions et du produit vectoriel par analogie avec celui \mathbb{R}^3 .

$$Q \cdot Q' = -(\vec{Q} \cdot \vec{Q}')e + \vec{Q} \wedge \vec{Q}'$$

Les opérations entre vecteurs sont celles classiques de \mathbb{R}^3

II.2.5. Ensembles des quaternions de norme 1

Ce sont ces quaternions qui nous intéressent plus particulièrement pour représenter les rotations en tant qu'isométries.

On appelle S le sous groupe de H des quaternions de norme 1.

$$Q \in S \Leftrightarrow \text{Norme}(Q) = |Q| = \text{Re} \sqrt{Q \bar{Q}} = \sqrt{q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2} = 1 \quad (II.5)$$

Soit Q un élément de S, posons :

$$p \in P \Rightarrow f(p) \Rightarrow Qp\bar{Q}$$

On montre alors que l'application f est un endomorphisme orthogonal de P qui se décompose de manière unique sous la forme

$$Q = \cos \frac{\alpha}{2} + \vec{u} \sin \frac{\alpha}{2} \quad (II.6)$$

Où \mathbf{u} est un élément de S ou encore un unitaire.

Ci-dessous la rotation d'angle α et d'axe \mathbf{k} qui transforme V en V' , nous aurons en termes de quaternions :

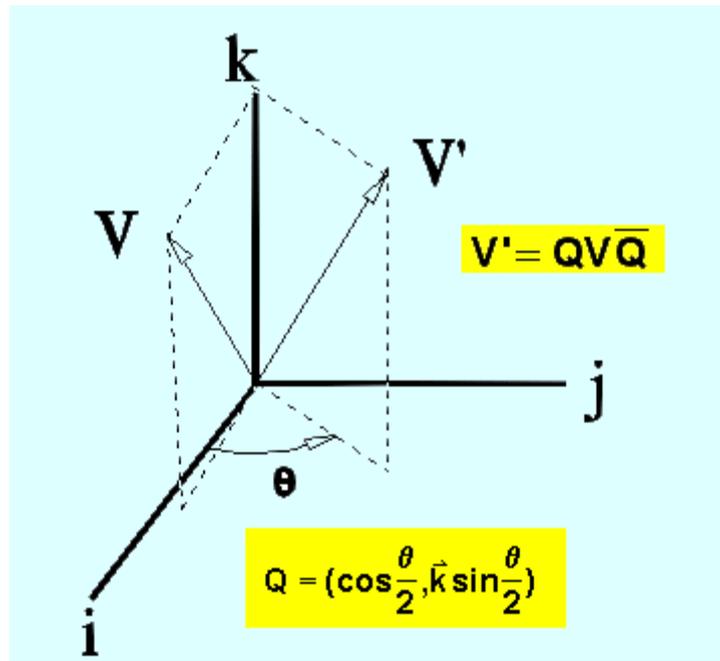


Figure II.2 : Représentation du quaternion [15]

On établit donc une analogie simple (bijection) entre les éléments de S et les rotations de l'espace R^3 d'axe u et d'angle θ .

En termes plus rigoureux il y a homomorphie de groupe entre S et le groupe des rotations de R^3 . Autant dire à toute rotation géométrique on peut associer un quaternion Q et donc l'application linéaire R_Q qui la représente.

II.2.6. Composition des quaternions ou des rotations

Imaginons par exemple une application à la mécanique, avec un repérage par les angles d'Euler précession ψ , nutation θ , rotation propre φ , ce qui donne lieu à 3 rotations successives dans l'ordre indiqué d'abord ψ puis θ puis φ , autour d'axes différents, rotations dont nous notons $Q_1(\psi)$, $Q_2(\theta)$, $Q_3(\varphi)$ les quaternions associés et $P_1(\psi)$, $P_2(\theta)$, $P_3(\varphi)$ les matrices de passage associées:

On admet aisément que:

- que la rotation totale R résultant de la composition (symbole \circ) des 3 rotations successives est :

$$R = R(\varphi) \circ R(\theta) \circ R(\psi)$$

- que la matrice de la rotation globale résultant des 3 rotations dans l'ordre ψ puis θ puis φ , est la matrice de passage

$$P = P_1(\psi) \cdot P_2(\theta) \cdot P_3(\varphi)$$

- que le quaternion Q associé est le produit (on aura remarqué l'ordre inverse du produit des matrices de passage):

$$Q = Q_3 * Q_2 * Q_1 = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3] \quad (II.7)$$

En effet Si V est un vecteur initial, V_1 son image par la rotation ψ , V_2 l'image de V_1 par celle en θ et V_3 l'image de V_2 par celle en φ , alors :

$$\begin{cases} V_3 = Q_3 V_2 \bar{Q}_3 \\ V_2 = Q_2 V_1 \bar{Q}_2 \\ V_1 = Q_1 V \bar{Q}_1 \end{cases} \Rightarrow V_3 = Q_3 Q_2 Q_1 V \bar{Q}_1 \bar{Q}_2 \bar{Q}_3 = QV\bar{Q} \quad (II.8)$$

La comparaison avec la figure précédente et la relation ci-dessous :

$$Q = \cos \frac{\alpha}{2} + \vec{\Delta} \sin \frac{\alpha}{2}$$

donnera immédiatement et l'axe de la rotation et son angle α , par:

$$\vec{\Delta} = \frac{1}{\sqrt{q_1^2 + q_2^2 + q_3^2}} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \text{ et } \begin{bmatrix} \cos \frac{\alpha}{2} = q_0 \\ \sin \frac{\alpha}{2} = \sqrt{q_1^2 + q_2^2 + q_3^2} \end{bmatrix} \quad (II.8)$$

II.2.7. Calcul du transformé d'un vecteur

Pour nous, avec nos conventions, si le vecteur V est l'image du vecteur U par une rotation de quaternion Q alors V se calcule par :

$$\begin{aligned} Q &= [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3] \\ \vec{A} &= q_1 \vec{X} + q_2 \vec{Y} + q_3 \vec{Z} \\ \vec{V} &= (2q_0^2 - 1)\vec{U} + 2q_0 \vec{A} \wedge \vec{U} + 2(\vec{A} \cdot \vec{U})\vec{A} \end{aligned}$$

Naturellement, on peut toujours utiliser la matrice de passage P pour obtenir les nouvelles coordonnées, en prenant la précaution de prendre la matrice inverse ou encore sa transposée, soit $V = {}^tP U$.

II.3. DERIVATION ET ROTATION INSTANTANEE Ω .

Nous désignerons par I, J, K les quaternions de base de l'espace de référence absolu et ceux i, j, k d'une base R mobile. Nous rappelons que la rotation instantanée ne concerne que le mouvement de R par rapport à Ra .

Le quaternion Q représente une rotation axiale, par exemple en mécanique classique, la rotation géométrique permettant de passer à l'instant t de la base I, J, K absolue à la base relative i, j, k . Si la base relative est mobile, la rotation est évolutive, tant par son angle que par son axe de rotation.

Ce quaternion, variable à priori, est donc fonction du temps t .

II.3.1. La dérivation temporelle d'un quaternion $Q(t)$

Cette dérivation est définie comme pour les vecteurs, par la relation :

$$\frac{dQ}{dt} = \dot{Q} = \dot{q}_0 e + \dot{q}_1 i + \dot{q}_2 j + \dot{q}_3 k \quad (II.9)$$

En pratique la dérivée d'un quaternion, tout comme le quaternion lui-même n'a pas de lien avec la base, puisqu'elle caractérise l'évolution d'une transformation géométrique intrinsèque. C'est une notion intrinsèque. On veillera à ne pas confondre avec la dérivée d'un vecteur qui, elle est associée à une base de référence, tout comme la vitesse.

On a $2\dot{Q}\bar{Q}$ est un quaternion pur en utilisant les règles opératoires sur les quaternions.

II.3.2. Introduction de la rotation instantanée Ω

Nous allons montrer sur un exemple simple, puis de manière générale que le quaternion

$$2\dot{Q}\bar{Q} = -2\bar{Q}\dot{Q} = \Omega \quad (II.10)$$

purement imaginaire ou pure représente le vecteur rotation instantanée du repère R (ou du solide si

la base i, j, k est attachée à ce solide), exprimé dans la base d'écriture du quaternion

II.3.2.1. Sur un exemple

Soit le quaternion représentant la rotation géométrique d'angle θ autour de l'axe fixe K

$$Q = \left(\cos \frac{\theta}{2}, \vec{K} \cdot \sin \frac{\theta}{2} \right) = \left\{ \cos \left(\frac{\theta}{2} \right) \right\} \cdot e + 0 \cdot I + 0 \cdot J + \left\{ \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \right\} \cdot K \quad (II.11)$$

et son dérivé, défini comme plus haut :

$$\frac{dQ}{dt} = \frac{\dot{\theta}}{2} \left(- \left\{ \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \right\} e + 0 \cdot I + 0 \cdot J + \left\{ \cos \left(\frac{\theta}{2} \right) \right\} K \right) \quad (II.12)$$

On trouve alors que le vecteur rotation instantanée du mouvement absolu, exprimé dans la base I, J, K est :

$$\Omega = 2\dot{Q} \cdot \bar{Q} = \dot{\theta} \cdot K \quad (II.13)$$

II.3.2.2. Généralisation [18]

En utilisant les quaternions $Q(t)$ et son conjugué, représentant la rotation R_Q et son inverse, rotations variables de R^3 , donc fonction du temps t .

$[i(t), j(t), k(t)]$ est la base mobile déduite de la base canonique de R^3 $[I, J, K]$ inertielle, par la rotation géométrique associée à $Q(t)$. Nous notons Ω_S (représentation en axes relatifs) et Ω_I (représentation en axes inertiels) les quaternions représentant la rotation géométrique Ω dans chaque base.

Ainsi en exprimant i comme image de I , puis en le dérivant, naturellement dans la base inertielle, il vient:

$$i(t) = QI\bar{Q}$$

$$\frac{di}{dt} = \dot{Q}I\bar{Q} + QI\dot{\bar{Q}} \text{ posons } m = \dot{Q}I\bar{Q} \text{ alors } \frac{di}{dt} = m - \bar{m} \text{ car } I = -\bar{I}$$

mais $2\dot{Q} \cdot \bar{Q}$ est pur, donc posant :

$$Pu[2\dot{Q} \cdot \bar{Q}] = 2\dot{Q} \cdot \bar{Q} = \Omega \in \mathbb{P}$$

Nous obtenons ainsi la dérivée absolue de i par :

$$\frac{di}{dt} = \dot{Q}\bar{Q}i + iQ\dot{\bar{Q}} = \dot{Q}\bar{Q}i - \bar{i}Q\dot{\bar{Q}}$$

$$\frac{di}{dt} = Pu[2\dot{Q} \cdot \bar{Q}i] = Pu[2\dot{Q} \cdot \bar{Q}] \wedge \vec{i} = \vec{\Omega} \wedge \vec{i}$$

Nous retrouvons la définition classique du vecteur rotation de la mécanique et découvrons que ce vecteur est donné en axes absolus par:

$$\Omega_1 = 2\dot{Q} \cdot \bar{Q} = p_I I + q_J J + r_K K \Rightarrow \vec{\Omega} = p_I \vec{X} + q_J \vec{Y} + r_K \vec{Z}$$

En utilisant les propriétés du quaternion inverse, il vient une relation importante :

$$\dot{Q} = \frac{1}{2}\Omega_1 Q \text{ en axes inertiels}$$

où le vecteur rotation (au sens mécanique de vitesse angulaire) est exprimé, en tant que quaternion de S , dans la base de référence absolue $I J K$ des quaternions de S et ensuite comme vecteur sur la base absolue X, Y, Z de \mathbb{R}^3 .

II.3.2.3. Quaternion inverse la rotation instantanée Ω

Comprenons bien que dans l'espace affine R^3 , le vecteur rotation est une notion intrinsèque. Donc si le quaternion Q transforme la base des quaternions $I J K$ (ou des vecteurs $X Y Z$) en la base des quaternions $i j k$ (ou des vecteurs $x y z$), alors le vecteur Ω considéré comme lié à $I J K$, devient Ω' et n'a donc pas changé de coordonnées

Ainsi pour retrouver le vecteur Ω intrinsèque, il faut effectuer la rotation inverse de quaternion conjugué de Q .

Donc exprimé dans la base mobile, le vecteur rotation instantanée, en tant que quaternion, a un quaternion Ω_S qui se déduit de Ω_I par la rotation inverse de Q donc par la rotation de quaternion

conjugué de Q .

$$\Omega_S = R_{\bar{Q}}(\Omega_I) = \bar{Q}[2\dot{Q} \cdot \bar{Q}]Q = 2 \cdot \bar{Q}\dot{Q}$$

$$\Omega_S = pi + qj + rk \Rightarrow \vec{\Omega}_S = p\vec{x} + q\vec{y} + r\vec{z}$$

où le vecteur rotation est exprimé, en tant que quaternion, dans la base de référence relative i, j, k des quaternions de S et ensuite comme vecteur sur la base relative x, y, z de \mathbb{R}^3 .

Donc comme plus haut, mais dans la base relative on a :

$$\Omega_S = 2 \cdot \bar{Q}\dot{Q} = pi + qj + rk \Rightarrow \vec{\Omega}_S = p\vec{i} + q\vec{j} + r\vec{k} \quad (II.14)$$

En utilisant les propriétés du quaternion inverse, il vient une relation importante symétrique de celle obtenue plus haut:

$$\dot{Q} = \frac{1}{2} Q \Omega_S \text{ en axes satellite}$$

Remarque : Le même vecteur rotation s'exprime dans chaque base comme ci-dessous :

- Rotation absolue exprimée en axes inertiels I, J, K ou X, Y, Z

$$\Omega_I = 2\dot{Q} \cdot \bar{Q} = \begin{bmatrix} p_I \\ q_I \\ r_I \end{bmatrix}_{IJK}$$

- Rotation absolue exprimée en axes mobiles i, j, k ou x, y, z liés au satellite

$$\Omega_s = 2 \cdot \bar{Q} \dot{Q} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}_{ijk}$$

II.4. CALCUL DE LA MATRICE DE PASSAGE [15],[18]

Appelons P ($XYZ \rightarrow x y z$) la matrice de passage de la base de référence absolue à la base mobile relative, liée au satellite. P est aussi appelée matrice de l'opérateur ou matrice de la rotation qui transforme XYZ en xyz .

ATTENTION : Nous savons que les anciennes composantes s'expriment à l'aide de P et des nouvelles composantes. Soit

$$\begin{bmatrix} \vec{V} = \begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_3 \end{bmatrix}_{/\bar{X}\bar{Y}\bar{Z}} \\ \vec{V} = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{bmatrix}_{/\vec{x}\vec{y}\vec{z}} \end{bmatrix} \Rightarrow \begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_3 \end{bmatrix} = P \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{bmatrix}$$

Soit Q un quaternion unité élément de S , donc associé à une rotation R_Q

$$(\vec{X}, \vec{Y}, \vec{Z}) \rightarrow [\vec{x} = R_Q(\vec{X}), \vec{y} = R_Q(\vec{Y}), \vec{z} = R_Q(\vec{Z})]$$

où traduit en quaternions, appliqué à V $R_Q(\vec{V}) = QV\bar{Q}$

Pour calculer la matrice de changement de base on écrit:

$$x = R_Q(X) = p_{11}X + p_{21}Y + p_{31}Z$$

$$y = R_Q(Y) = p_{12}X + p_{22}Y + p_{32}Z$$

$$z = R_Q(Z) = p_{13}X + p_{23}Y + p_{33}Z$$

Faisons le calcul pour la première relation, à partir du transformé vectoriel de X qui donne le vecteur x

$$x = R_Q(X) = p_{11}X + p_{21}Y + p_{31}Z = QX\bar{Q}$$

$$\begin{aligned}
&= (q_0E + q_1I + q_2J + q_3K) \cdot I \cdot (q_0E - q_1I - q_2J - q_3K) \\
&= [(2(q_0^2 + q_1^2) - 1)X + 2(q_1q_2 - q_0q_3)Y + 2(q_1q_3 + q_0q_2)Z]
\end{aligned}$$

donc tous calculs terminés, dans la base absolue :

$$P = \begin{bmatrix} 2(q_0^2 + q_1^2) - 1 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_0^2 + q_2^2) - 1 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & 2(q_0^2 + q_3^2) - 1 \end{bmatrix} \quad (II.15)$$

Les éléments de P sont notés P_{ij} et a_{ij} ceux de P^{-1} avec $P^{-1} = P^t$

NB : Vous pourrez vérifier que l'écriture de P est la même que ce soit avec Q exprimé dans $I J K$ ou Q exprimé dans $i j k$.

II.5. MODELISATION DYNAMIQUE DU MICRO SATELLITE [8],[9],[18]

II.5.1. Equation de comportement du quaternion en axes satellite

A l'expérience, les équations en axes satellite sont les plus importantes dans les applications pratiques, puisqu'en mécanique, il apparaît clairement que les axes satellites sont évidemment mieux placés par rapport au corps que ceux du référentiel fixe...

L'évolution temporelle du quaternion est donnée par l'équation :

$$\Omega_S = 2 \cdot \bar{Q} \dot{Q} = pi + qj + rk$$

$$\dot{Q} = \frac{1}{2} Q \Omega_S \text{ en axes satellite (multiplication des quaternions)}$$

$$\dot{Q} = \frac{1}{2} (q_0e + q_1i + q_2j + q_3k)(pi + qj + rk) = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -pq_1 - qq_2 - rq_3 \\ pq_0 - qq_3 + rq_2 \\ qq_0 - rq_1 + pq_3 \\ rq_0 - pq_2 + qq_1 \end{bmatrix} \quad (II.16)$$

Donnant ainsi une relation fondamentale matricielle d'évolution du quaternion exprimé en axe satellite avec une matrice M_S qui se calcule avec les composantes de Ω_S :

$$\dot{Q} = \frac{dQ}{dt} = \frac{1}{2} M_S \cdot Q = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (II.17)$$

avec une matrice M_S qui vaut :

$$M_S = \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix}$$

On obtient alors :

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (II.18)$$

II.5.2. Equations du mouvement d'un satellite autour de son centre d'inertie

La résolution du problème de l'attitude d'un corps dans l'espace consiste donc à résoudre en parallèle 7 équations totalement couplées :

- Une équation vectorielle équivalente à 3 équations différentielles scalaires, résultant du théorème du moment cinétique appliqué au centre d'inertie du solide et fournissant p , q , r , donc la rotation instantanée absolue.
- Une équation vérifiée par le quaternion Q , équivalente à 4 équations différentielles scalaires, traduisant les équations d'évolution du quaternion d'attitude, nécessitant la connaissance de p , q , r calculée en parallèle. Son intégration fournit donc le quaternion donnant l'attitude du satellite.

$\frac{d}{dt} I \vec{\Omega} + \vec{\Omega} \wedge I \vec{\Omega} = \vec{M}_G$ $\vec{\Omega}_S = p\vec{i} + q\vec{j} + r\vec{k}$	<p>Théorème du moment cinétique, donnant p, q, r grâce aux conditions initiales sur W.</p> <p>CONDITIONS: repère x, y, z lié au satellite et moment des forces en G, connu sur les axes satellite</p>
$\vec{\Omega}(t = t_0) = \vec{\Omega}_0$	
$\dot{Q} = \frac{dQ}{dt} = \frac{1}{2} M_S \cdot Q$ $M_S = \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix}$	<p>Equation d'évolution du quaternion d'attitude Q et conditions initiales permettant le calcul de Q.</p> <p>La connaissance de Q permet le calcul de la matrice de passage de la base fixe à celle du satellite.</p>
$Q(t = t_0) = Q_0$	
$q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$	<p>Equation de redondance, permettant la vérification du bon fonctionnement de l'algorithme de calcul</p>

Tableau II.1 : équations fondamentales pour la modélisation du mouvement autour du centre d'inertie

La dernière relation est une équation redondante à vérifier et surtout destinée à rappeler qu'il faut veiller à normer le quaternion d'attitude tout au long du calcul.

II.5.3. Quaternion et gradient de gravité sur le micro satellite

La gravité, à ne pas confondre avec la pesanteur au sens terrestre du terme, ne s'applique pas, en général, au centre d'inertie d'un satellite, contrairement à ce que l'on pense. La ligne d'action est certes décalée d'une quantité infime par rapport à ce point privilégié, mais cela suffit à créer sur tout corps non inertiellement sphérique, un couple appelé COUPLE DU GRADIENT DE GRAVITE

II.5.3.1. Introduction au gradient de gravité [1]

II.5.3.1.1. La face cachée de la lune

Vue de la terre, la lune nous présente toujours la même face, la face visible. Ce phénomène est assez fréquent dans le système solaire, puisqu'il existe aussi pour des satellites de Jupiter, Saturne et Uranus entre autres. La face cachée de la lune est restée invisible à l'Homme jusqu'en octobre 1959, révélée alors par la sonde soviétique Lunik III. L'existence d'une face visible et d'une face cachée est due à la synchronisation parfaite entre la rotation de la Lune sur elle-même et sa rotation autour de la terre, les 2 phénomènes durant chacun 27 jours 7 heures 43 minutes exactement. Quand la lune se déplace d'un certain angle sur son orbite autour de la terre, elle tourne en même temps du même angle autour de son axe, semblant

compenser ainsi la rotation orbitale. Vue de la terre, la lune pointe donc toujours le même hémisphère dans notre direction, comme reliée à notre planète par un fil.

Ce phénomène de stabilisation s'explique de manière physique par le phénomène de *stabilisation par gradient gravité*. Quand un objet en orbite autour de la terre présente une dissymétrie de répartition des masses, *alors le bilan de la force de gravitation due à la terre et de la force centrifuge due au mouvement orbital fait que l'objet oriente son côté le plus lourd vers la terre de façon permanente*. Pour la lune, il existe également une dissymétrie de répartition des masses, due à une plus forte concentration de débris lourds de météorites du côté visible que du côté caché, ces concentrations de masses anormales appelées mascons. C'est pourquoi la face visible est constamment orientée vers la terre.



Face cachée de la lune

Face visible de la lune

Figure II.3: La face cachée et face visible de la lune [1]

II.5.3.1.2. Stabilisation d'un satellite par gradient de gravité

Tout point du satellite est soumis à l'attraction gravitationnelle, dont l'intensité varie en fonction de la distance r au centre de la terre. Le centre de gravité (barycentre des forces de gravité) du satellite ne coïncide pas forcément avec son centre de masse (ou d'inertie, barycentre des masses élémentaires), ce qui provoque l'apparition d'un couple dont l'expression dépend au bout du compte des moments d'inertie du satellite.

Historiquement, le principe de stabilisation par gradient de gravité a été dégagé au 17^{ème} siècle par LAGRANGE pour expliquer le fait que notre satellite, la lune, présentait toujours la même face vers la terre comme il a été expliqué ci-dessus, à des petits mouvements d'oscillations

près (les librations), dus à l'excentricité de l'orbite lunaire et aux perturbations de cette orbite [36].

L'analyse du mouvement de rotation de la lune aboutit à la conclusion que l'axe de plus grande inertie est normal au plan de son orbite, c'est-à-dire selon l'axe tangage du repère orbital local [36]. De la même façon, on démontre que 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.

Ce couple de rappel est d'autant plus important que les différences entre les inerties principales du satellite soient 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. Une fois déployé, il existe deux positions d'équilibre stable :

L'une avec le mat pointé vers la terre, l'autre avec le mat pointé anti-terre.
On peut voir cela à travers un l'exemple ci dessous :

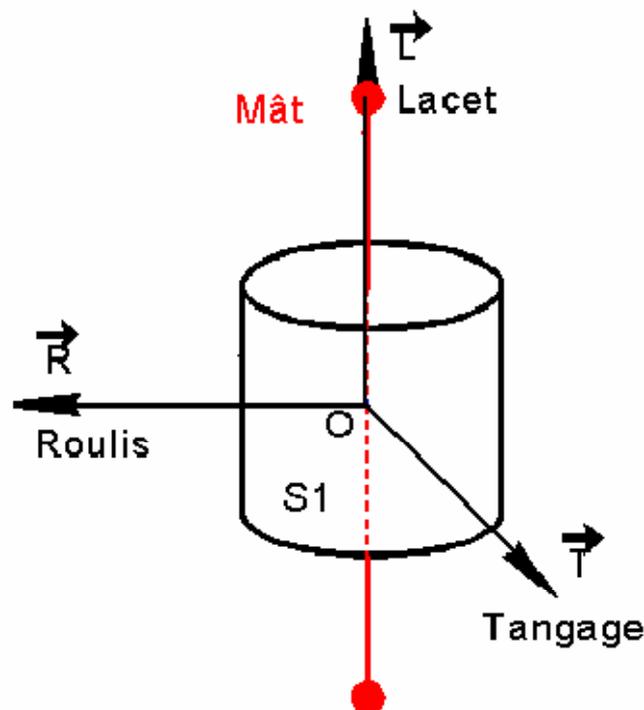


Figure II.4: Augmentation de la différence d'inerties en rajoutant un mat

La résolution du mouvement du satellite soumis uniquement au couple de gradient de gravité donne des solutions oscillatoires pures. Toute excitation dynamique du satellite, en particulier due aux autres perturbations, produira un mouvement de petites oscillations appelées *libration*, qui persistera à moins qu'une dissipation d'énergie à bord n'amortisse progressivement cette libration. Cet amortissement peut être produit de façon passive, en

utilisant des barreaux magnétiques qui en se déplaçant dans le champ magnétique terrestre, induisent une dissipation d'énergie. Des dispositifs actifs sont aussi envisageables à partir de magnétocoupleurs et de mesures magnétométriques.

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 [36].

Le mouvement du satellite est soumis à différentes contraintes. Dû aux limitations d'utilisation du combustible, chaque satellite en mouvement, doit résider près d'une orbite naturelle tel que le combustible est consacré seulement pour corriger l'inexactitude du déploiement initial et vaincre les effets des perturbations qui ont tendance à éloigner le satellite de la position souhaitée. Parmi ces perturbations, la plus considérable est celle due au gradient de gravité, surtout en orbite basse, mais dans notre cas, nous allons considérer ce couple perturbateur comme un stabilisateur naturel en se basant sur son couple de rappel (en s'inspirant de l'étude du mouvement naturel de la lune mis en évidence précédemment).

II.5.3.2. Mise en œuvre de l'étude

La simulation et l'étude du mouvement ne sont pas faciles avec le quaternion d'attitude. Pour l'interprétation, il faut donc revenir à la représentation initiale avec les angles classiques, via la matrice de passage P ou son inverse A .

II.5.3.2.1. Repères - Notations

Nous intéressons par exemple, au problème de la stabilisation d'un satellite d'imagerie spatiale, qui doit rester dans une position invariable par rapport au sol survolé.

O Xa Ya Za est un repère galiléen, qu'il n'est pas utile de préciser outre mesure.

Le satellite S est en orbite, supposée circulaire, de rayon r_o . On appelle REPERE ORBITAL Ro le repère d'origine S et d'axes $X Y Z$, avec :

- X axe dit de roulis, unitaire de la vitesse orbitale, tangent à l'orbite.
- Y axe de tangage, unitaire du moment cinétique, normal à la trajectoire.
- Z axe de lacet, suivant la géocentrique.

On désigne par $S(x y z)$ le repère R , principal d'inertie pour le satellite, avec I_R , I_T , I_L les moments principaux d'inertie.

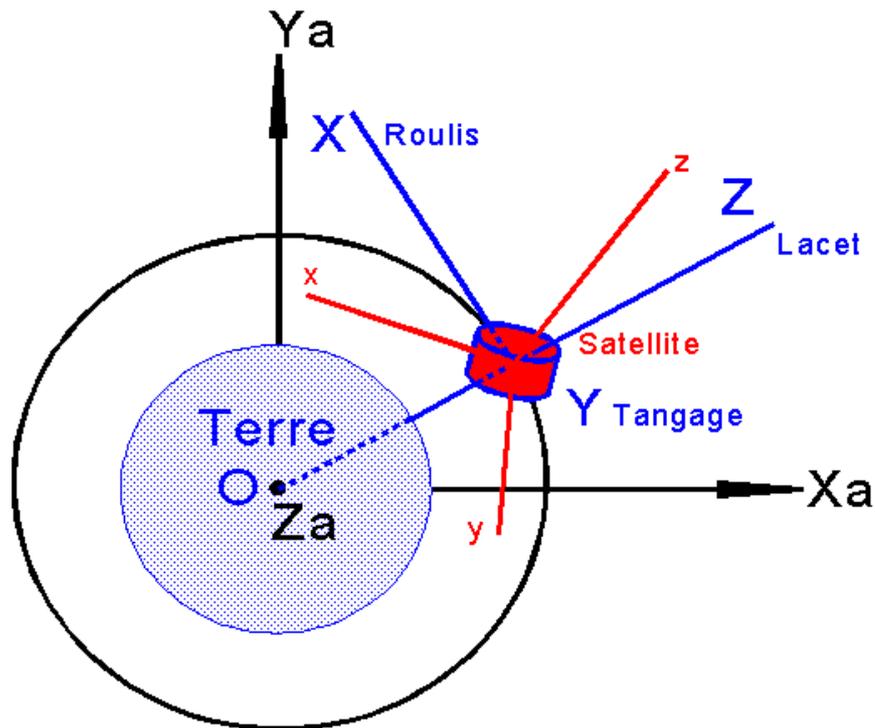


Figure II.5 : repère du micro satellite

Comme un satellite d'imagerie doit garder ses axes fixes par rapport à ce repère orbital R_o , nous sommes amenés à définir des angles particuliers, qui pour le cas d'espèce resteront voisins de 0, tout au long de la vie du satellite, tant que l'asservissement de stabilisation fonctionne.

Les repères sont définis comme suit, après avoir indiqué que l'axe a est la projection sur le plan horizontal X, Y de l'axe x . La succession de repères est :

$$XYZ \text{ --- } \Psi \text{ --> } \alpha\beta Z \text{ -- } \theta \text{ ---> } x\beta\gamma \text{ --- } \phi \text{ --> } xyz$$

Nous avons ainsi défini les angles conventionnels :

- Lacet Ψ mesuré autour de Z
- Tangage θ mesuré autour de β (voisin de Y lorsque les angles sont petits)
- Roulis ϕ mesuré autour de x (voisin de X lorsque les angles sont petits)

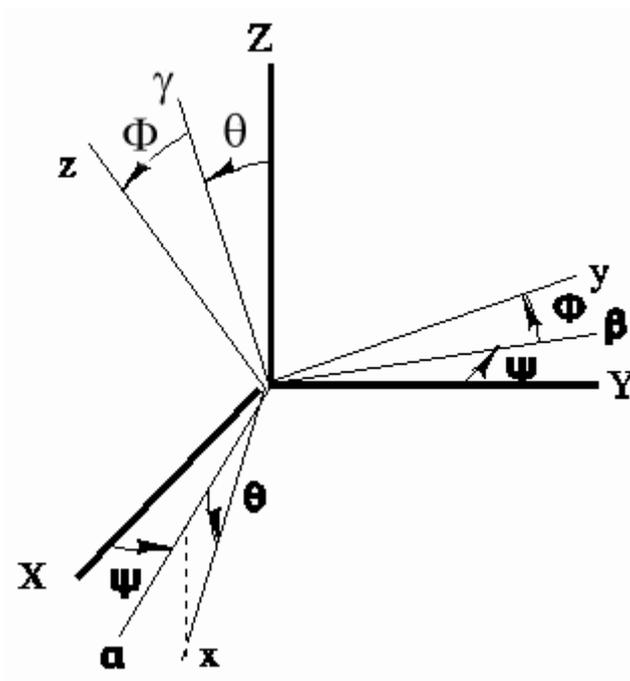


Figure II.6 : Orientation du repère lié au satellite

La matrice P de passage de XYZ à xyz s'explique classiquement :

$$P = (XYZ \rightarrow xyz) \begin{bmatrix} \cos\Psi \cos\theta & -\sin\Psi \cos\theta + \sin\theta \cos\Psi \sin\varphi & \sin\theta \cos\Psi \cos\varphi + \sin\Psi \sin\varphi \\ \sin\Psi \cos\theta & \cos\Psi \cos\theta + \sin\theta \sin\Psi \sin\varphi & \sin\theta \sin\Psi \cos\varphi - \sin\varphi \cos\Psi \\ \sin\theta & \cos\theta \sin\varphi & \cos\theta \cos\varphi \end{bmatrix} \quad (II.19)$$

à comparer à son expression déduite du quaternion $Q=(q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3)$ qui représente la rotation globale composée des 3 rotations élémentaires définies plus haut:

$$P (XYZ \rightarrow xyz) = \begin{bmatrix} 2(q_0^2 + q_1^2) - 1 & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & 2(q_0^2 + q_2^2) - 1 & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) & 2(q_0^2 + q_3^2) - 1 \end{bmatrix} \quad (II.20)$$

Ce qui permet d'une certaine façon d'exploiter les résultats pour évaluer les conditions initiales ou les angles en fonction du quaternion.

On pourra écrire alors :

$$\sin\theta = 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \quad (II.21)$$

$$\operatorname{tg}\varphi = \frac{2(q_2 q_3 + q_0 q_1)}{2(q_0^2 + q_3^2) - 1} \quad (II.22)$$

$$\operatorname{tg}\Psi = \frac{2(q_1 q_2 + q_0 q_3)}{2(q_0^2 + q_1^2) - 1} \quad (II.23)$$

Et on utilisant la relation de redondance :

$$q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1 \quad (II.24)$$

On pourra facilement faire le passage des coordonnées (θ, φ, Ψ) vers (q_0, q_1, q_2, q_3)

Exprimé dans les axes satellites le *vecteur rotation instantanée absolue* a pour composantes [18] :

$$p = -\dot{\Psi} * \sin\theta + \dot{\varphi} + \omega_0 * \sin\Psi * \cos\theta \quad (II.25)$$

$$q = \dot{\Psi} * \cos\theta * \sin\varphi + \dot{\theta} * \cos\varphi + \omega_0(\cos\Psi * \cos\varphi + \sin\theta * \sin\Psi * \sin\varphi) \quad (II.26)$$

$$r = \dot{\Psi} * \cos\theta * \cos\varphi - \dot{\theta} * \sin\varphi + \omega_0(-\cos\Psi * \sin\varphi + \sin\theta * \sin\Psi * \cos\varphi) \quad (II.27)$$

où

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r_0^3}} \text{ est la vitesse angulaire orbitale}$$

Vous noterez qu'il s'agit de la rotation galiléenne mais que la rotation à annuler quand on souhaite obtenir un pointage Terre parfait est la rotation relative au repère orbital de composantes en roulis, tangage et lacet.

$$p_0 = -\dot{\Psi} * \sin\theta + \dot{\varphi} \quad (II.28)$$

$$q_0 = \dot{\Psi} * \cos\theta * \sin\varphi + \dot{\theta} * \cos\varphi \quad (II.29)$$

$$r_0 = \dot{\Psi} * \cos\theta * \cos\varphi - \dot{\theta} \sin\varphi \quad (II.30)$$

C'est d'ailleurs cette rotation qu'il faut utiliser dans l'équation différentielle donnant le quaternion Q de l'attitude dans $X Y Z$.

II.5.3.2.2. Calcul du gradient de gravité en termes de quaternions

Le gradient de gravité a pour origine l'attraction différentielle qui s'exerce sur des masses situées à des distances différentes du centre de la Terre.

Naturellement nous supposons que le potentiel terrestre est newtonien.

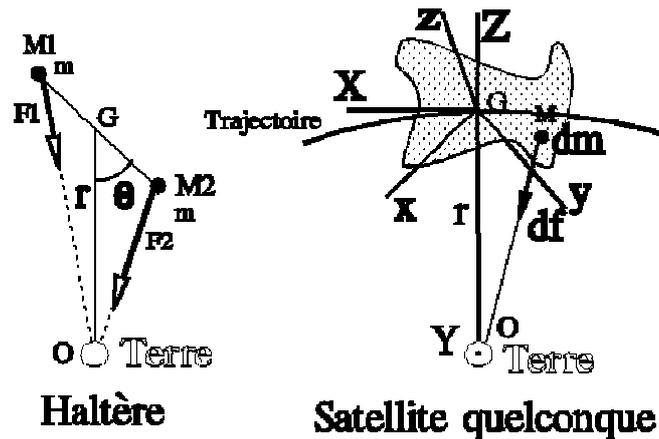


Figure II.7 : représentation du gradient de gravité.

La figure présente 2 cas: l'haltère simple et le satellite réel. On commence par le cas simple et adapte la méthode au cas général. Sur l'haltère constitué de 2 masses ponctuelles m reliées par une tige sans masse, on pourra :

a) Vérifier l'existence de 2 positions d'équilibre

b) Montrer que le couple de rappel en G vaut
$$c = -\frac{\partial U}{\partial \theta} \quad (II.31)$$

$I = 2 * m * l^2$ est le moment d'inertie transverse en G, $m = 39.86 \cdot 10^4 \text{ km}^3 \text{ s}^{-2}$ est la constante de gravitation terrestre. La gravitation permet donc de créer un rappel élastique comme un ressort. on calcule le potentiel $U(\theta)$ et on exprime que le couple :

$$c = -\frac{3\mu l}{r^3} \sin(2\theta) \quad (II.32)$$

Un développement limité judicieux fera apparaître le résultat [1].

c) Essayer d'évaluer l'ordre de grandeur pour une orbite basse

d) Calcul du couple de gradient de gravité sur un satellite quelconque

Données : M masse du satellite.

$$\bar{I} = \begin{bmatrix} I_R & 0 & 0 \\ 0 & I_T & 0 \\ 0 & 0 & I_L \end{bmatrix} \quad (II.33)$$

I matrice principale d'inertie en G du satellite, la pulsation orbitale ω_0 sur le cercle de rayon r , Z a matrice des cosinus directeurs de l'axe, géocentrique du repère orbital, exprimés sur les axes satellite $x y z$.

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{\mu_T}{r^3}} \quad \vec{r} = \overrightarrow{OG} = r\vec{Z} \quad \vec{Z} = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{bmatrix}$$

1- Poser $\vec{\rho} = \overrightarrow{GM} = r\vec{Z}$ de composantes x, y, z dans le repère satellite Rs .

2- Calculer la force élémentaire df .

3- Etablir le couple élémentaire $d\vec{\Gamma} = -\frac{\mu dm \overrightarrow{GM} \wedge \vec{r}}{OM^3}$

4- Effectuer un développement limité pour établir

$$\vec{\Gamma} = -\frac{\mu_T}{r^3} \int (1 + 3 * \frac{\rho \cos \chi}{r}) \overrightarrow{GM} \wedge \vec{r} dm \quad (II.34)$$

où c désigne l'angle OGM

5- on utilise les coordonnées $x y z$ exprimé en axe satellite:

$$\frac{\vec{\Gamma}}{\vec{x}\vec{y}\vec{z}} = \begin{bmatrix} 3\omega_0^2(I_L - I_T)\sin\phi\cos\phi\cos^2\theta \\ -3\omega_0^2(I_R - I_L)\sin\theta\cos\theta\cos\phi \\ -3\omega_0^2(I_T - I_R)\sin\phi\cos\theta\cos\theta \end{bmatrix} \quad (II.35)$$

Comme nous savons calculer les matrices de passage P ($XYZ \rightarrow xyz$) et $P^{-1} = {}^tP$ nous sommes en mesure d'écrire, la dernière ligne de P^{-1} donne:

$$\vec{Z} = \begin{pmatrix} a_{13} \\ a_{23} \\ a_{33} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \vec{Z} \cdot \vec{x} \\ \vec{Z} \cdot \vec{y} \\ \vec{Z} \cdot \vec{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_0^2 + q_3^2) - 1 \end{bmatrix} \quad (II.36)$$

et donc l'expression du couple exact dû au gradient de gravité :

$$\vec{\Gamma} / \vec{x}\vec{y}\vec{z} = 3\omega_0^2 \vec{Z} \wedge I \vec{Z} = \begin{bmatrix} 3\omega_0^2(I_L - I_T)a_{23}a_{33} \\ 3\omega_0^2(I_R - I_L)a_{33}a_{13} \\ 3\omega_0^2(I_T - I_R)a_{13}a_{23} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 3\omega_0^2(I_L - I_T)P_{32}P_{23} \\ 3\omega_0^2(I_R - I_L)P_{33}P_{31} \\ 3\omega_0^2(I_T - I_R)P_{31}P_{32} \end{bmatrix} \quad (II.37)$$

II.5.4. Equations du mouvement :

On note $\vec{C} = C_x \vec{x} + C_y \vec{y} + C_z \vec{z}$ Le couple de commande éventuel appliqué en contrôle d'attitude

Avec les notations présentées plus haut, on obtient les équations du théorème du moment cinétique.

$$I_R \frac{dp}{dt} + (I_L - I_T)qr = \Gamma_x + C_x = 6\omega_0^2(I_L - I_T)(q_2q_3 + q_0q_1)(2q_0^2 + 2q_3^2 - 1) + C_x \quad (II.38)$$

$$I_T \frac{dq}{dt} + (I_R - I_L)rp = \Gamma_y + C_y = 6\omega_0^2(I_R - I_L)(q_1q_3 - q_0q_2)(2q_0^2 + 2q_3^2 - 1) + C_y \quad (II.39)$$

$$I_L \frac{dr}{dt} + (I_T - I_R)pq = \Gamma_z + C_z = 12\omega_0^2(I_T - I_R)(q_2q_3 + q_0q_1)(q_1q_3 - q_0q_2) + C_z \quad (II.40)$$

II.5.5. Modèle d'état :

On propose :

- De prendre comme variable un vecteur d'état X à 7 coordonnées $X = [p \ q \ r \ q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]$
- D'écrire le système différentiel sous une forme canonique où F fonction vectorielle ne dépend que des inerties, de la pulsation orbitale et du vecteur d'état X , ce qui rendra l'adaptation plus facile pour d'autres applications:

$$\frac{dX}{dt} = F(X) + BU \quad (II.41)$$

- B ne dépend que des inerties et U est le vecteur d'entrée du système, dont les trois premières composantes sont les couples normalisés en axes satellite.

Avec $F(x)$:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{p} = \frac{1}{I_R} (6\omega_0^2 (I_L - I_T) (q_2 q_3 + q_0 q_1) (2q_0^2 + 2q_3^2 - 1) - (I_L - I_T) q r) \\ \dot{q} = \frac{1}{I_T} (6\omega_0^2 (I_R - I_L) (q_1 q_3 - q_0 q_2) (2q_0^2 + 2q_3^2 - 1) - (I_R - I_L) r p) \\ \dot{r} = \frac{1}{I_L} (12\omega_0^2 (I_T - I_R) (q_2 q_3 + q_0 q_1) (q_1 q_3 - q_0 q_2) - (I_T - I_R) p q) \\ \dot{q}_0 = 0.5(-p q_1 - q q_2 - r q_3) \\ \dot{q}_1 = 0.5(p q_0 + r q_2 - q q_3) \\ \dot{q}_2 = 0.5(q q_0 - r q_1 + p q_3) \\ \dot{q}_3 = 0.5(r q_0 + q q_1 - p q_2) \end{array} \right. \quad (II.42)$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_R} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_T} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_L} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad U = \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (II.43)$$

Puisqu'on s'intéresse aux angles en sorties, on pourra alors écrire :

$$y_1 = \text{atg} \left(\frac{2(q_2 q_3 + q_0 q_1)}{2(q_0^2 + q_3^2) - 1} \right) = \varphi$$

$$y_2 = \text{asin}(2(q_1 q_3 - q_0 q_2)) = \theta$$

$$y_3 = \text{atg} \left(\frac{2(q_1 q_2 + q_0 q_3)}{2(q_0^2 + q_1^2) - 1} \right) = \psi$$

II.6.Simulation en boucle ouverte

Dans cette partie du chapitre, on va faire les simulations du système non linéaire en boucle ouverte qui est sous forme d'état en utilisant l'outil MATLAB, la partie SIMULINK.

Les données pour un micro satellite sont comme suit :

La masse m : 100kg

La pulsation orbitale ω_0 : $\frac{2*\pi}{6000}$ rad/s

$I_R = 10$

$I_T = 14$

$I_L = 12$

Le système à simuler est représenté comme suit :

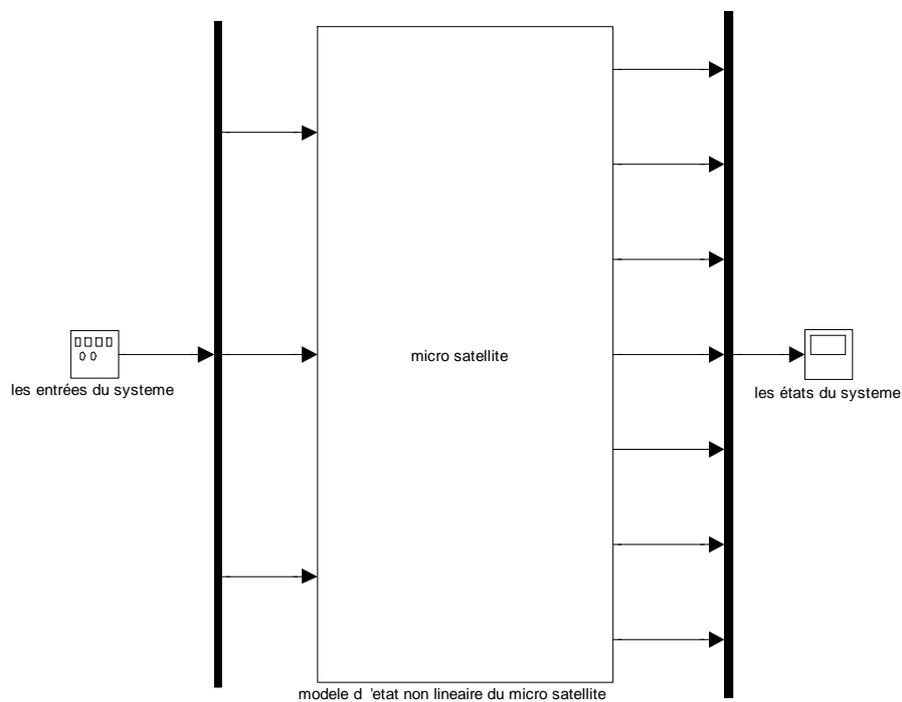


Figure II.8 : Représentation du système

II.6.1. Réponse libre du système

On choisira des entrées nulles, et on enregistre le comportement dynamique du modèle non linéaire du micro satellite.

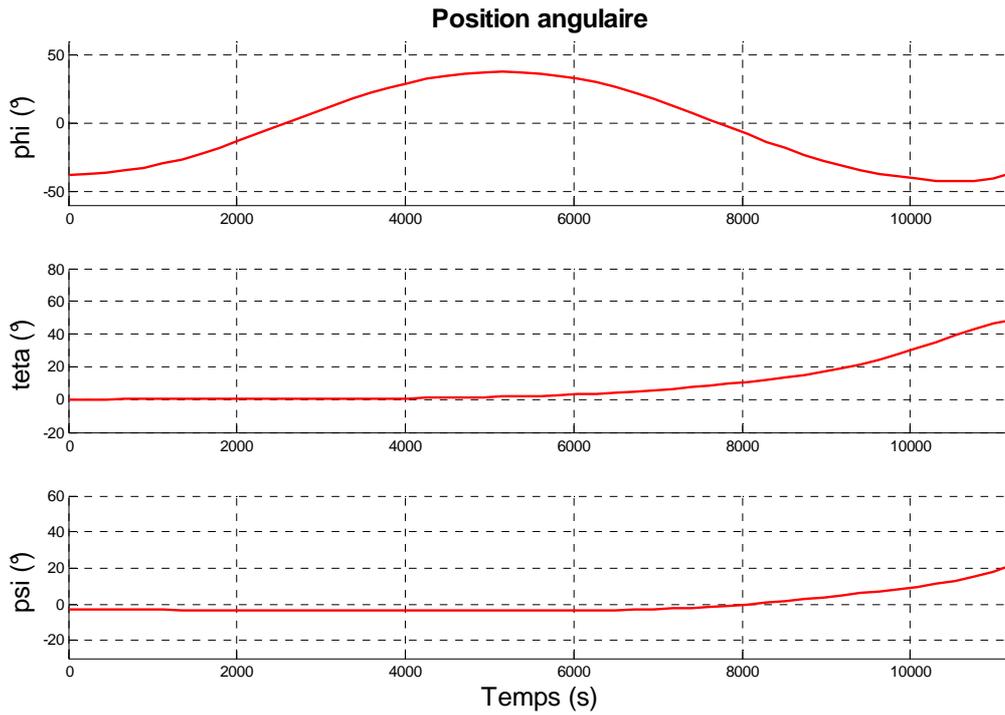


Figure II.9 : position angulaire de la réponse libre

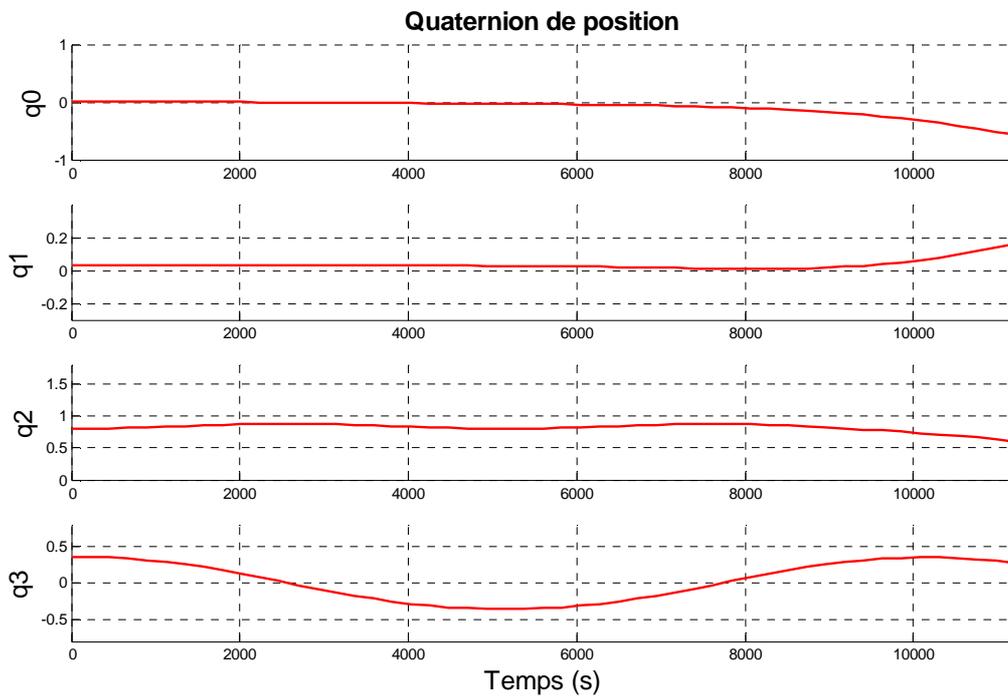


Figure II.10 : Quaternion de position de la réponse libre

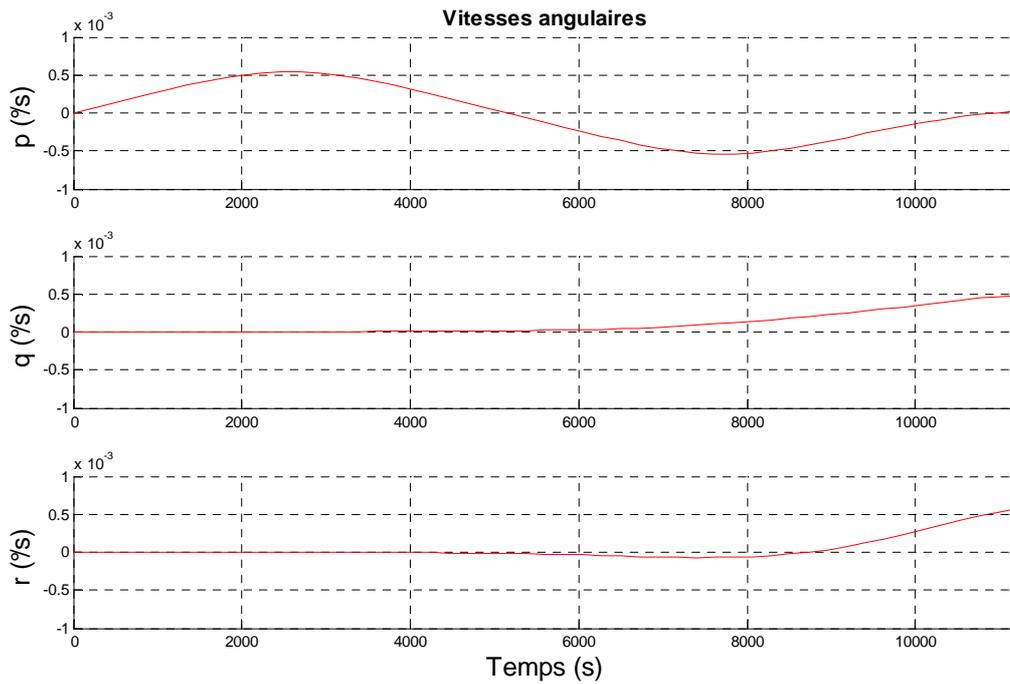


Figure II.11 : Vitesse angulaire de la réponse libre

Remarque :

On observe clairement que le système à une réponse aléatoire, mais borné dans la plus part des cas, et que les variations sont relativement lentes.

Vérification de l'équation de redondance

Il faut trouver

$$q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$$

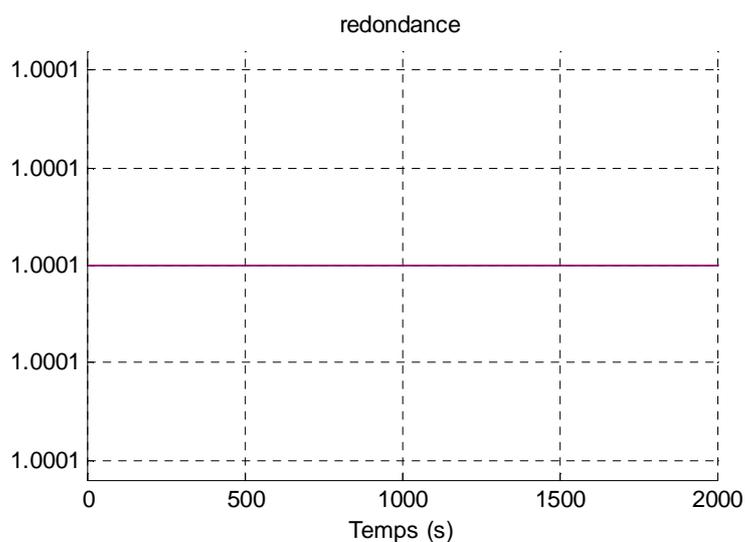


Figure II.12 : redondance

On remarque que la redondance est vérifiée sur à chaque instant t . alors puisque cette équation est vérifiée, on pourra déterminer q_3 à partir des autres composants du quaternion comme on va le vérifier par la suite.

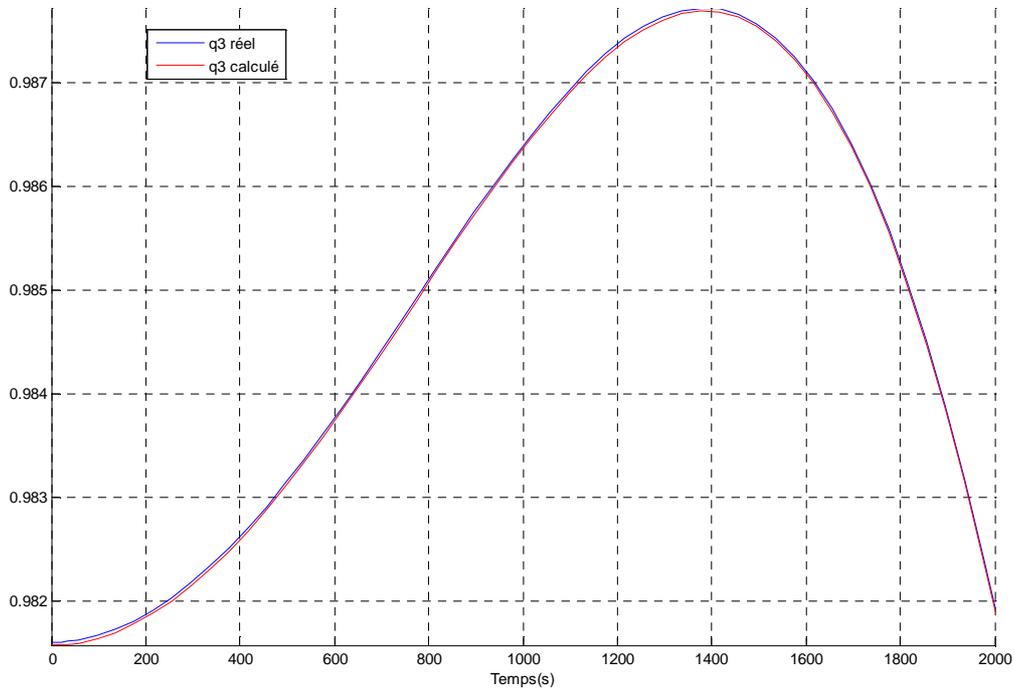


Figure II.13 : Valeur du composant quaternion q_3 de la réponse libre

On remarque que la valeur réel et celle calculée sont pratiquement les mêmes, on peut utiliser ce résultat lors du calcul de la commande, il suffit seulement de calculer la commande pour trois composants du quaternion et en déduire le quatrième.

Chapitre III

Commande du micro satellite

Introduction

Dans ce chapitre, on va commander l'attitude du micro satellite par trois types de commandes différent pour le système non linéaire : la commande par mode de glissement, la commande linéarisante par retour d'état et par mode de glissement, appliqué au micro satellite pour un pointage parfait.

III.1.Introduction à la commande par mode de glissement [1],[9],[10],[12]

Le problème posé par la commande pour certains systèmes n'admet pas de solution universelle en raison de leurs non linéarités. Cependant, il existe un certain nombre de méthodes modernes, souvent fondées sur des propriétés structurelles spécifiques qui ont montré leur aptitude à traiter une large variété d'applications d'intérêt pratique dans le domaine de l'ingénierie. Parmi ces méthodes, la commande par mode de glissement qui constitue une technique particulièrement intéressante en raison de sa robustesse. Elle est fondée sur le maintien des trajectoires d'état au voisinage immédiat d'une surface prédéfinie en fonction de la dynamique voulue. Cette surface est appelée surface de glissement.

III.1.1.Conception de la commande par mode de glissement

La commande par mode de glissement possède plusieurs avantages :

- robustesse vis-à-vis des variations paramétriques,
- simplicité de la mise en œuvre et d'adaptation, aussi bien aux processus linéaires qu'aux processus non linéaires.

Quant au phénomène de "Chattering" ou en français (Phénomène de broutement) qui lui est conceptuellement associé et qui, à l'origine, a limité son utilisation, il est actuellement bien maîtrisé et peut être éliminé par des procédés simples comme l'introduction de ce qu'on appelle la couche bornée. Ce type de commande peut être également utilisé d'une manière tout à fait analogue, non seulement en régulation, mais dans les problèmes de poursuite de trajectoires ou de poursuite de modèle. La conception des commandes par mode de glissement prend en compte les problèmes de stabilité et des bonnes performances.

La conception de cette commande peut être divisée en trois étapes principales :

1. le choix des surfaces,
2. l'établissement des conditions d'existence et de convergence,
3. la détermination de la loi de commande.

III.1.2.Choix de la surface de glissement

En général, pour ce qui concerne la forme de la surface, deux possibilités se présentent : soit dans le plan de phase ou dans l'espace d'état. Dans ce dernier cas, on trouve la méthode connue par loi de commutation par contre réaction d'état. Celle-ci utilise les concepts du réglage par contre réaction d'état pour synthétiser la loi de commutation.

Dans le cas du traitement dans l'espace de phase, la fonction de commutation est une fonction

scalaire, telle que la variable à régler glisse sur cette surface pour atteindre l'origine du plan de phase. Ainsi la surface $S(x)$ représente le comportement dynamique désiré du système. J.J.Stoline [75] nous propose une forme d'équation générale pour déterminer la surface de glissement qui assure la convergence d'une variable x à sa valeur de consigne.

$$S(x) = \left(\frac{\partial}{\partial t} + \lambda \right)^{r-1} e(x) \quad (\text{III.1})$$

x : variable à réguler.

$e(x)$: l'écart de la variable à réguler $e(x) = \dot{x} - x$

λ : une constante positive qui interprétera la bande passante du contrôle désiré.

r : degré relatif (égal au nombre de fois qu'il faut dériver la sortie pour faire apparaître la commande).

On aura donc :

$$\text{Pour } r=1 \quad S(x) = e(x) \quad (\text{III.2})$$

$$\text{Pour } r=2 \quad S(x) = \lambda * e(x) + \dot{e}(x) \quad (\text{III.3})$$

$$\text{Pour } r=3 \quad S(x) = \lambda^2 * e(x) + 2 * \lambda * \dot{e}(x) + \ddot{e}(x) \quad (\text{III.4})$$

$S(x)=0$ est une équation différentielle linéaire dont l'unique solution est $e(x)=0$ pour un choix convenable du gain λ . En d'autre terme, la difficulté revient à un problème de poursuite de trajectoire, ce problème est équivalent à celui du problème qui consiste à amener les points représentatifs du système à rester sur la surface de glissement définie par l'équation $S(x)=0$, ceci est équivalent à une linéarisation exacte de l'écart tout en respectant une condition de convergence.

La linéarisation exacte de l'écart Figure III.1 consiste à forcer la dynamique de l'écart d'être une dynamique d'un système linéaire autonome d'ordre r .

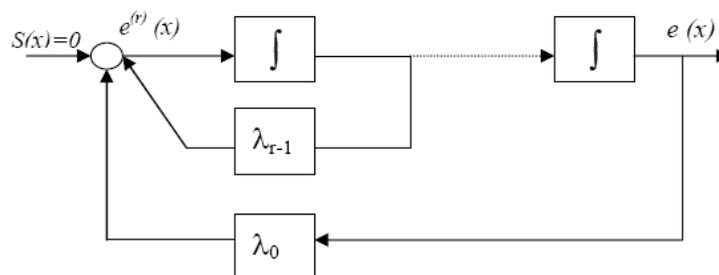


Figure III.1 : linéarisation de l'écart pour la commande par glissement.

III.1.3. Calcul de la commande :

Une fois la surface de glissement choisie, ainsi que le critère de convergence, il reste à déterminer la commande nécessaire pour attirer la variable à régler vers la surface, ensuite vers son point d'équilibre (origine du plan de phase) en maintenant la condition d'existence du mode glissant. Lorsqu'il y a un régime glissant, la dynamique du système est indépendante de la loi de commande, c'est pourquoi la surface de glissement a pu être déterminée indépendamment de la commande, sur la base du système et des performances désirées. De ce fait, on peut introduire une partie continue pour diminuer l'amplitude de la discontinuité, on aura donc :

$$U = U_{eq} + U_s \quad (III.5)$$

U_{eq} correspond à la commande équivalente proposée par Filipov et Utkin. On peut la considérer comme la valeur moyenne continue que prend la commande lors d'une commutation rapide entre deux valeurs U_{max} et U_{min} (Figure III.2) ; U_s correspond à la commande qui garanti l'attractivité de la variable à contrôler vers la surface et satisfaire la condition :

$$S(x) \dot{S}(x) < 0$$

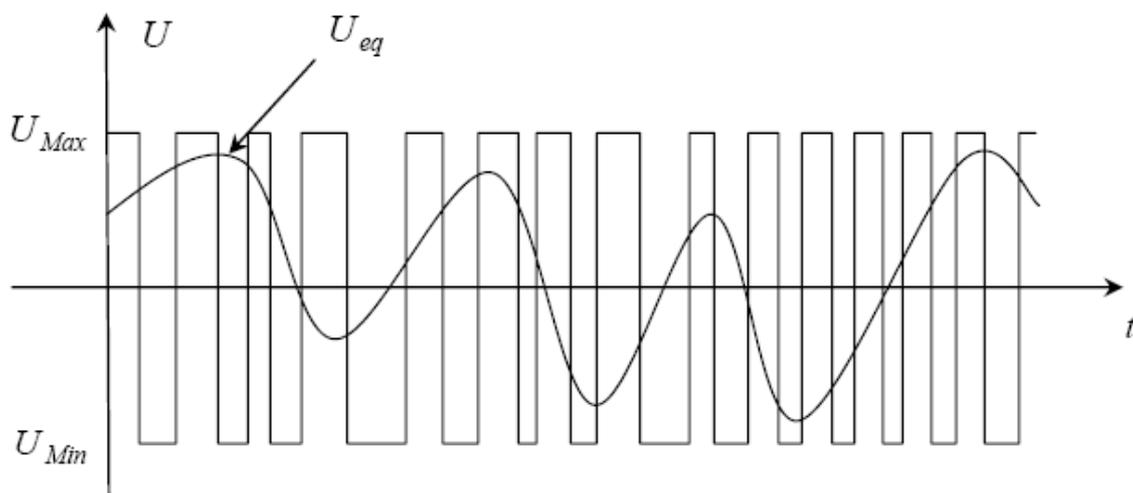


Figure III .2. La valeur continue U_{eq} prise par la commande lors de la commutation Entre U_{max} et U_{min}

III.1.4.Expression analytique de la commande

Nous nous intéressons au calcul de la commande équivalente du système défini dans l'espace d'état par l'équation :

$$\dot{X} = f(x) + g(x)U \quad (\text{III.7})$$

Avec: $x \in \mathcal{R}^n$, $u \in \mathcal{R}^m$.

En régime de glissement idéal, l'expression des surfaces et de leurs dérivées sont nulles. Ceci se traduit par $U_s = 0$

Donc :

$$\dot{S} = \left(\frac{\partial S}{\partial x}\right)^T (f(x) + g(x)U) = 0 \quad (\text{III.8})$$

Avec $U = U_{eq}$

Ainsi, la commande équivalente est donnée :

$$U_{eq} = - \left(\left(\frac{\partial S}{\partial x}\right)^T g(x) \right)^{-1} \left\{ \left(\frac{\partial S}{\partial x}\right)^T f(x) \right\} \quad (\text{III.9})$$

Avec la condition de transversalité :

$$\det \left[\left(\frac{\partial S}{\partial x}\right)^T g(x) \right] \neq 0 \quad (\text{III.10})$$

Mais, le régime idéal n'est pratiquement jamais réalisable. On doit faire usage du deuxième terme de la commande pour ramener l'état du système vers la surface à chaque fois qu'il s'en écarte.

Ainsi, il convient de prendre :

$$U_s \equiv \dot{S}(x) = -K \text{sign}(S(x)) \quad (\text{III.11})$$

Où $K = \text{diag}(k_1, \dots, k_m)$

Ce qui fait que cette commande possède la forme d'un relais :

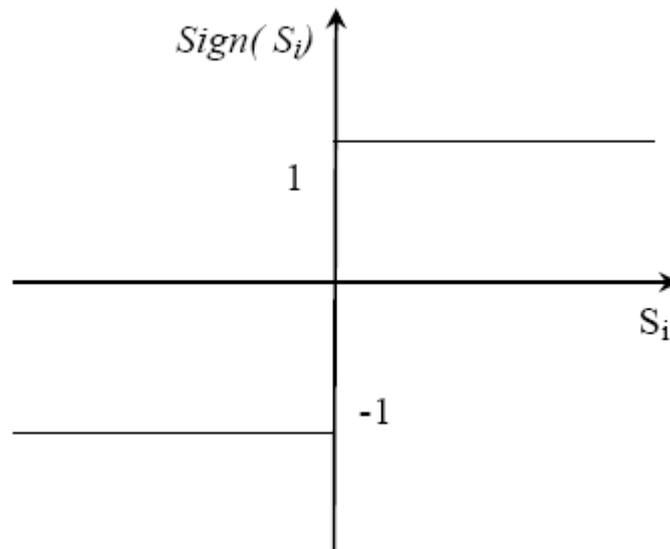


Figure III.3 : Représentation de la fonction sign

III.1.5.Élimination du phénomène du Chattering

L'un des principaux inconvénients du réglage par mode de glissement est le phénomène du Chattering, car il peut endommager les actionneurs par des sollicitations trop fréquentes et nuire au fonctionnement et aux performances du système. Dans le but de réduire ces oscillations plusieurs solutions ont été apportées, comme par exemple remplacer la fonction sign par une fonction de saturation caractérisée par un ou deux seuils (atténuation des amplitudes des ondulations)

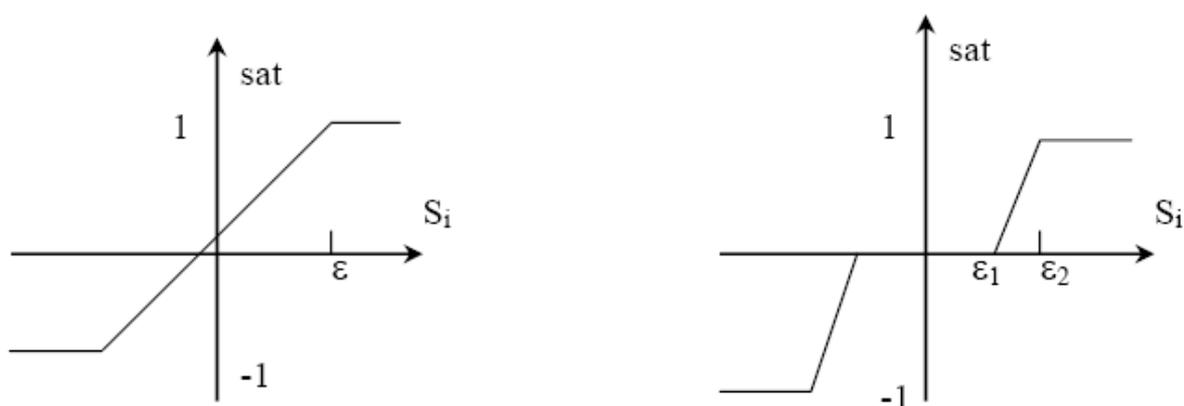


Figure III.4.a : Fonction SAT avec un seuil et deux seuils (zone morte)

Ces deux fonctions sont respectivement définies par :

$$\text{Sat}(s) = \begin{cases} -1 & \text{si } s < -\varepsilon \\ \frac{s}{\varepsilon} & \text{si } |s| < \varepsilon \\ 1 & \text{si } s > \varepsilon \end{cases} \quad (\text{III.12})$$

On peut aussi donner la fonction de Smooth :

$$\text{Smooth}(s) = \frac{s}{|s| + \mu}$$

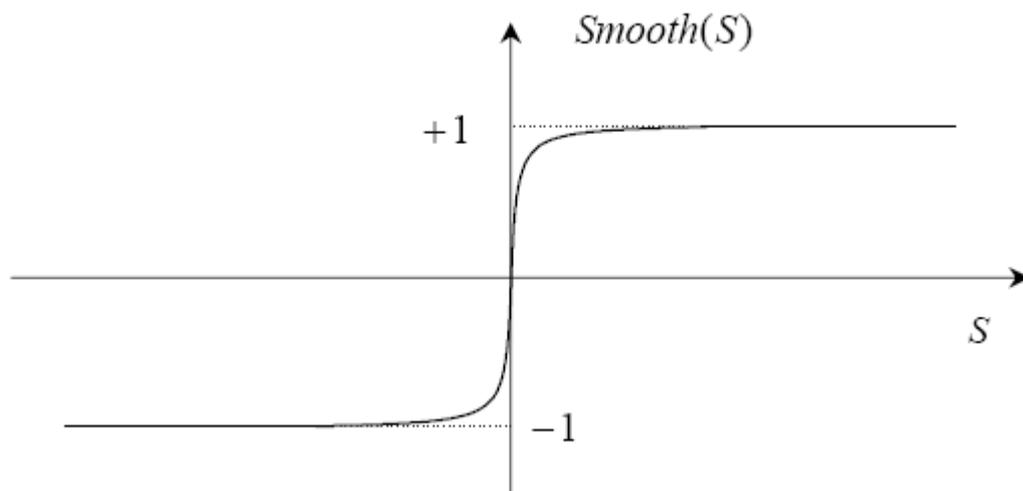


Figure III-4-b: fonction « Smooth »

III.2. synthèse de la commande par mode glissant

On se propose désormais de trouver une commande par mode de glissement comme étudié en cours. La surface de glissement choisie est celle de Slotine donc la formule est la suivante :

$$S = \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right) e \quad \text{Où } e : \text{erreur de régulation.}$$

Il faut désormais trouver la commande u assurant deux critères :

1. L'invariance : $S = 0 \Rightarrow \dot{S} = 0$
2. L'attractivité : $S \cdot \dot{S} < 0$

On choisit trois surfaces de glissements : S_4, S_5 et S_6 correspondants aux variables d'états : q_0, q_1 et q_2 .

Les trois commandes trouvées sont :

$$\vec{U} = \left(\frac{dS}{dx} \cdot g(x) \right)^{-1} \cdot \left[-\frac{dS}{dx} \cdot f - K \cdot \text{sign}(S) \right]$$

III.2.1. Simulation de la commande par mode de glissement

III.2.1.1. Simulation de la commande par mode de glissement en utilisant la fonction *sign*

On veut visualiser l'effet indésirable du Chattering, en gardant la fonction *sign*, qu'il faut éliminer plus tard, car il peut s'avérer destructeur pour le système, on va le voir dans les simulations qui suivent.

On suppose que le système initialement est dans la position définie par le quaternion :

$q = [0.18, 0.12, 0.36, 0.9075]$ soit par la position $[-40^\circ, 20^\circ, -15^\circ]$, et on se propose à étudier les grandes variations angulaire du système, c'est-à-dire les larges manœuvres [10],[16],[11].

On désire aller à la position $[32^\circ, -46^\circ, 6.7^\circ]$ équivalente en terme de quaternion à :

$q_d = [0.055, -0.39, 0.23, 0.8896]$.

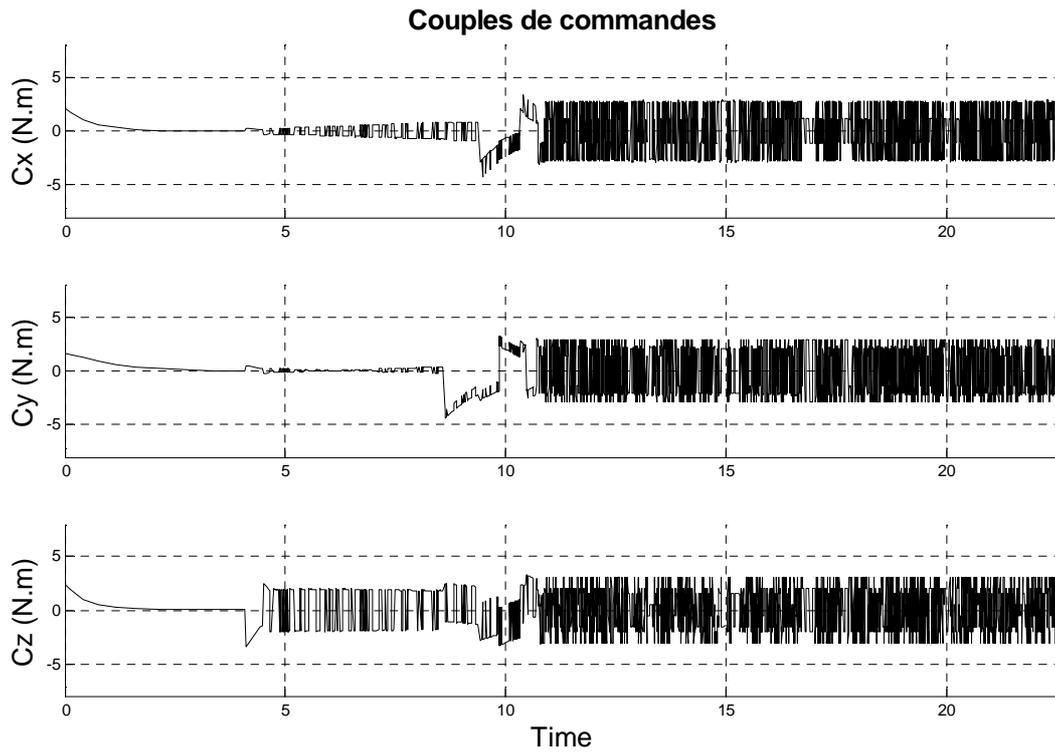


Figure III.5 : couple de commande par mode glissement en utilisant la fonction sign

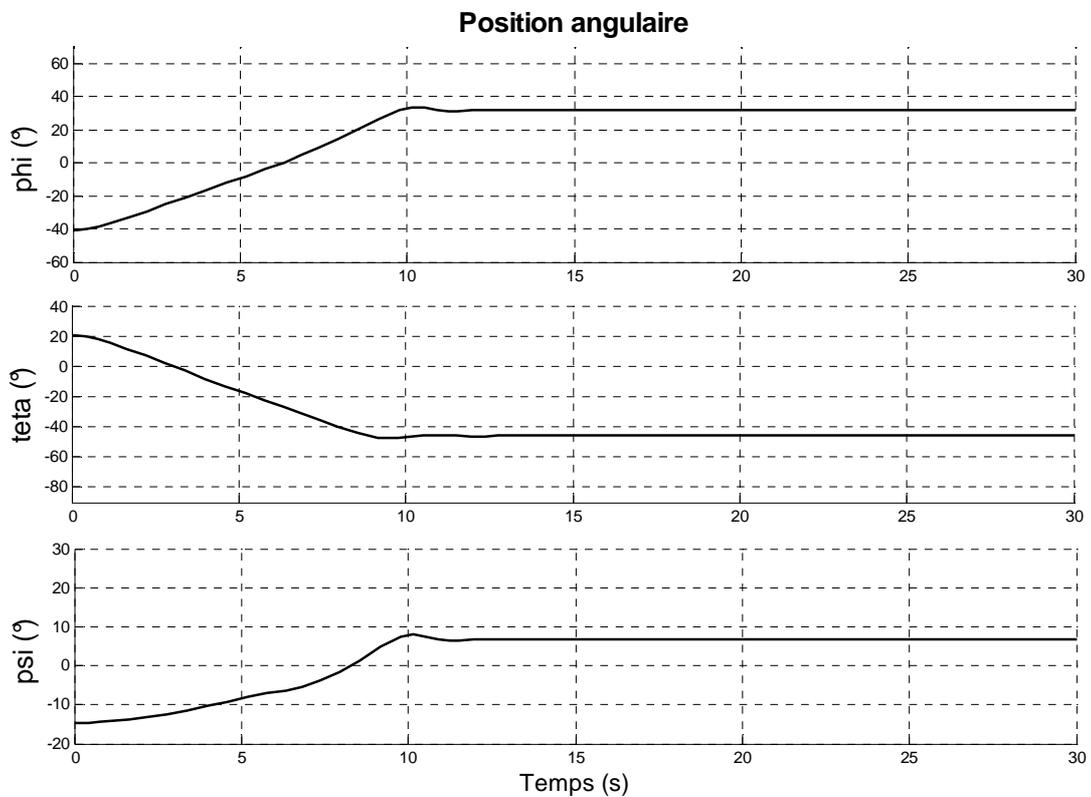


Figure III.6 : position angulaire par mode glissement en utilisant sign

On a la convergence des angles en un temps finie, mais l'effet du Chattering qu'on observe sur la commande n'est pas tolérable en automatique, pour les raison que les commutations sont nombreuse et à haute fréquence qui pourraient détruire les mécanisme de commutation, et même perturber le fonctionnement du système, comme on voit aussi que la commande est énergétique et ne s'annule pas au régime statique (permanant), qui n'est pas avantageux dans l'espace, la où on veut minimiser la consommation d'énergie pour l'augmentation de la durée de vie du micro satellite, on doit éliminer l'effet du Chattering comme on va le voir dans ce qui suit.

III.2.1.1. Simulation de la commande par mode de glissement en utilisant la fonction *Smooth*

Pour la simulation, on remplacera la fonction *sign* par la fonction *Smooth* dans toutes les simulations, pour ne pas engendrer des situations critiques lors du passage par des valeurs nulles.

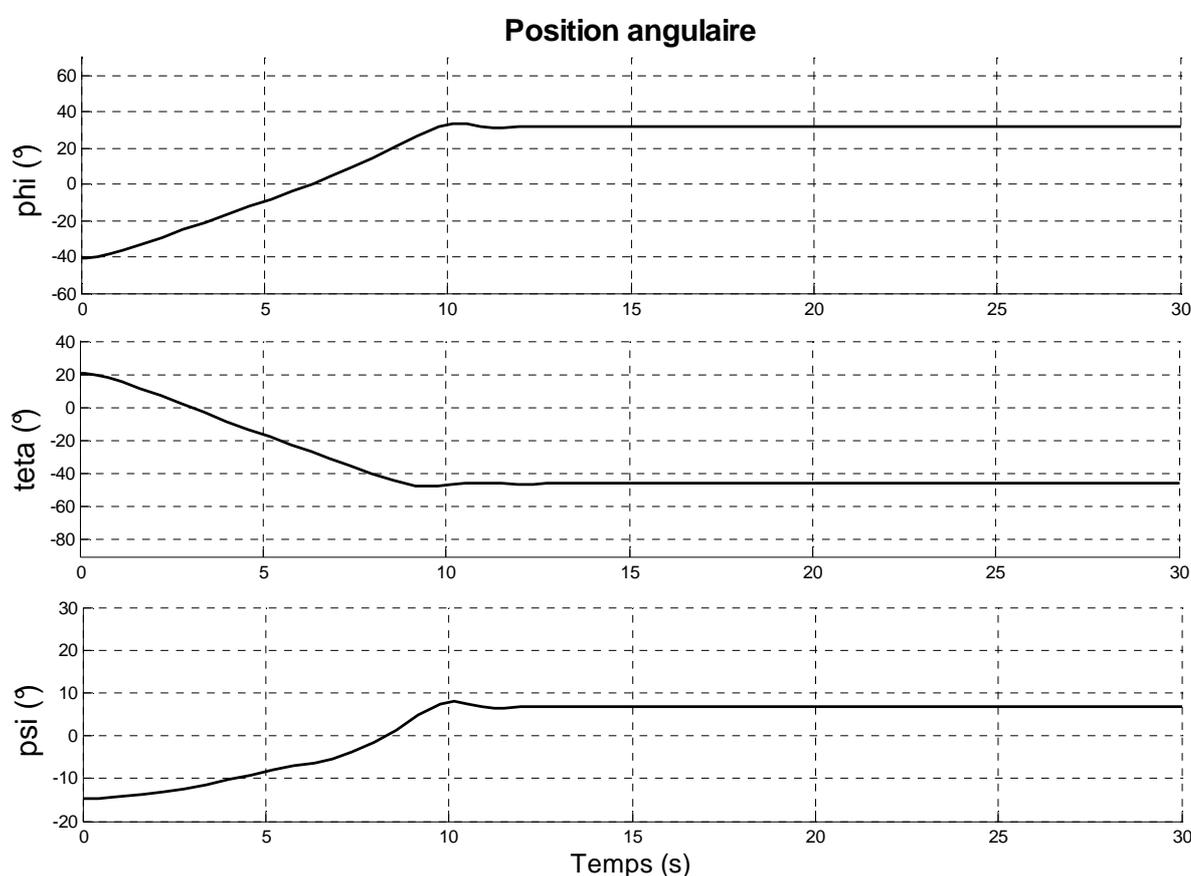


Figure III.7 : position angulaire par mode glissement en utilisant la fonction *Smooth*

Les angles convergent en un temps fini, sans oscillations remarquables, et on atteint la convergence (le régime statique) à $t = 12$ s, puis le system se stabilise dans la position désirée.

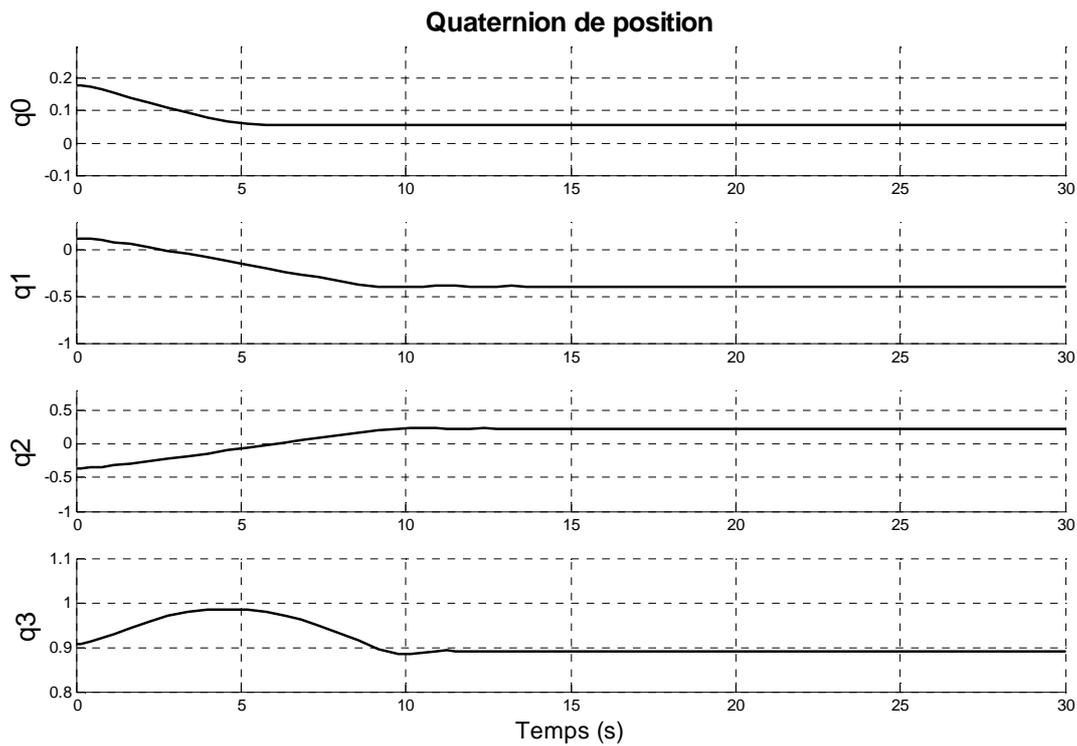


Figure III.8 : quaternion de position par mode glissement en utilisant la fonction Smooth

On remarque que les composants du quaternion converge vers l'état désiré aussi d'une manière vers $q_d = [0.055, -0.39, 0.23, 0.8896]$ à $t = 12s$.

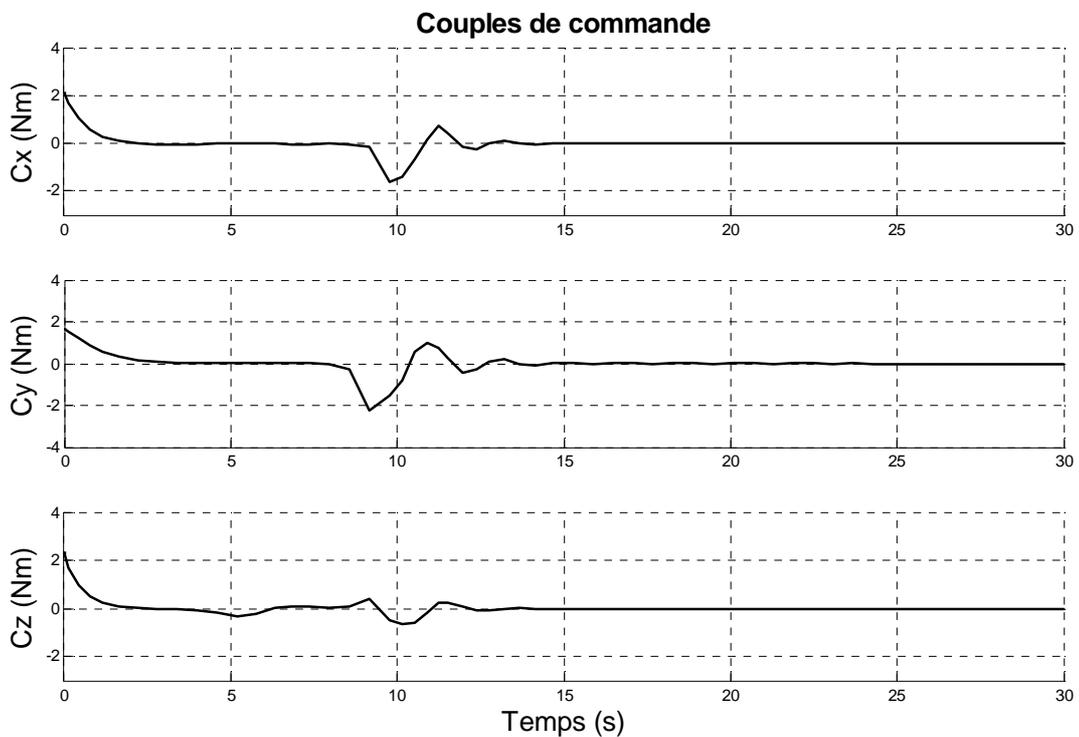


Figure III.9 : couples de commande par mode glissement en utilisant la fonction smooth

La valeur maximale des commandes ne dépasse pas les ± 2.5 Nm qui représente une valeur appartenant au domaine nominale [18], avec une dynamique relativement douce, avec l'absence visuel du l'effet de Chattering, grâce au remplacement du relai par la fonction Smooth, on constate clairement que dans le régime permanent les trois commandes s'annulent : ce qui est avantageux dans notre cas pour économiser le maximum d'énergie.

On remarque au départ, une excitation du système par la commande, dû initialement par le satellite, les variables d'états ne sont pas sur la surface de glissement, au départ les couples de commandes excitent le système, puis s'annulent, pour ramener les variables d'état vers la surfaces de glissement, une foi arrivé à ce dernier, comme on le voit clairement sur la figure, on remarque qu'il ya apparition des couples de commandes, pour maintenir les états du système dans la surfaces de glissement, d'où après la convergence dans le régime permanent. ce qui explique bien le fonctionnement de la commande par mode de glissement (convergence et attraction).

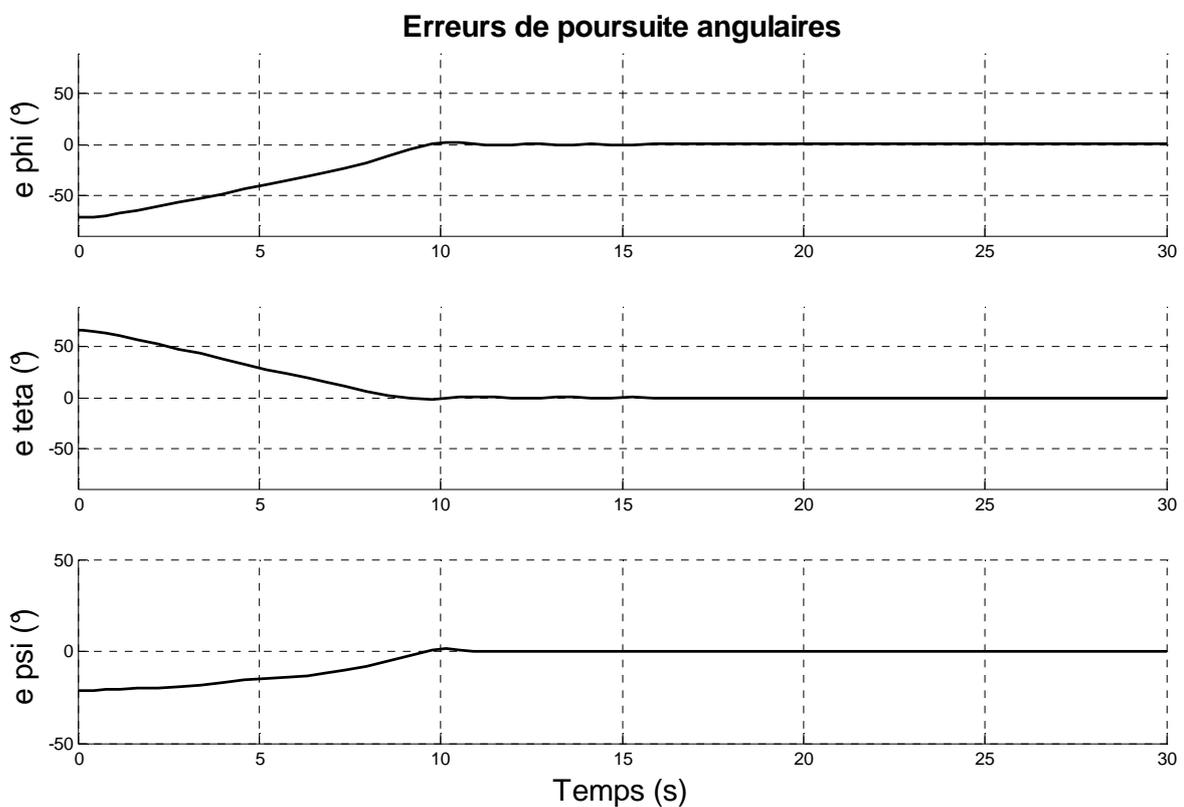


Figure III.10 : erreur de poursuite angulaire par mode glissement en utilisant Smooth

On remarque que dans le régime statique, l'erreur de poursuite s'annule complètement.

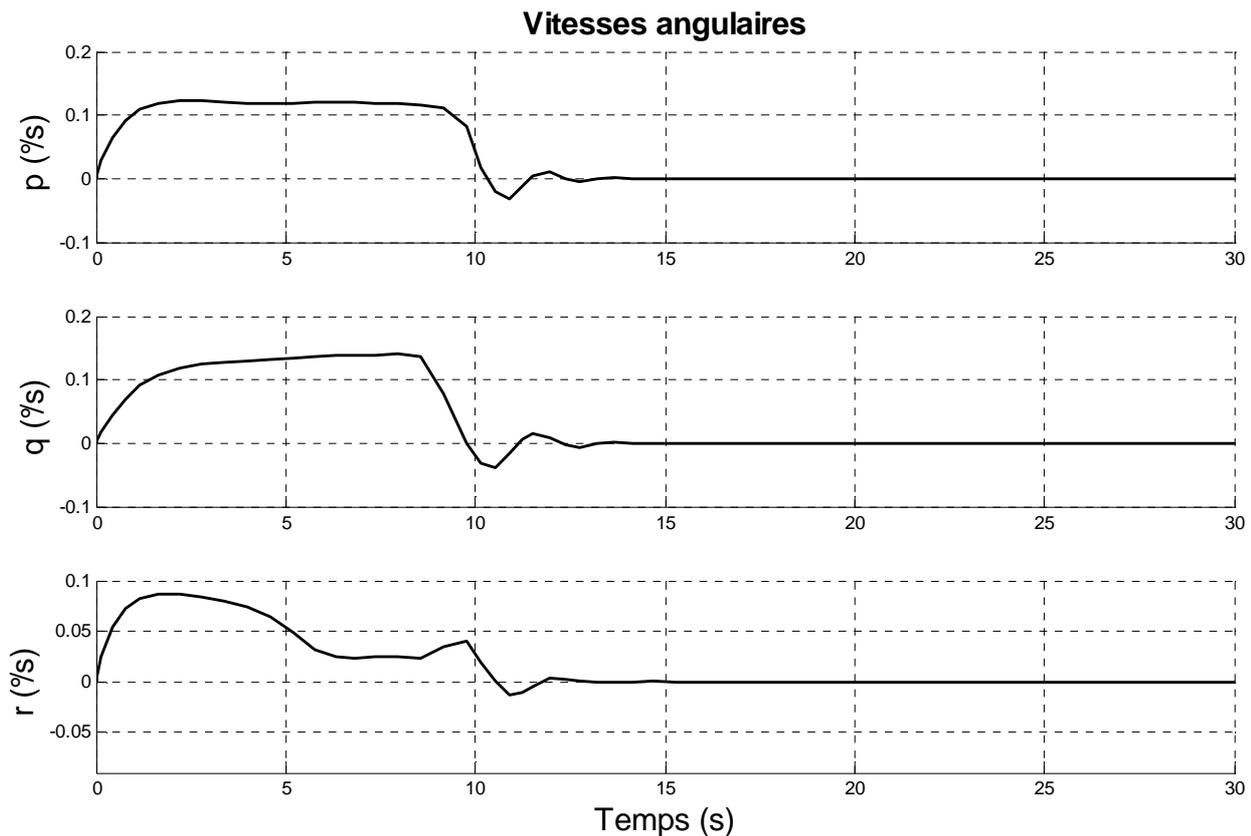


Figure III.11 : Vitesse angulaire par mode glissement en utilisant smooth

Les variations du microsatellite lors du régime transitoire sont relativement lentes, puis la stabilisation, qui se traduit par des vitesses angulaire nulle dans le régime permanent, i.e. le micro satellite converge vers la position désirée, puis il se stabilise dans cette dernière.

III.2.2. Simulation de la commande par mode de glissement avec perturbations

On suppose que le système initialement est dans la position défini par le quaternion :

$q = [0.18, 0.12, 0.36, 0.9075]$ soit par la position $[-40^\circ, 20^\circ, -15^\circ]$, et on se propose d'étudier les grandes variations angulaire du système, c'est-à-dire les larges manœuvres, en présence des perturbations à $t=25$ s.

On désire aller à la position $[32^\circ, -46^\circ, 6.7^\circ]$ équivalente en terme de quaternion à :

$[0.055, -0.39, 0.23, 0.8896]$.

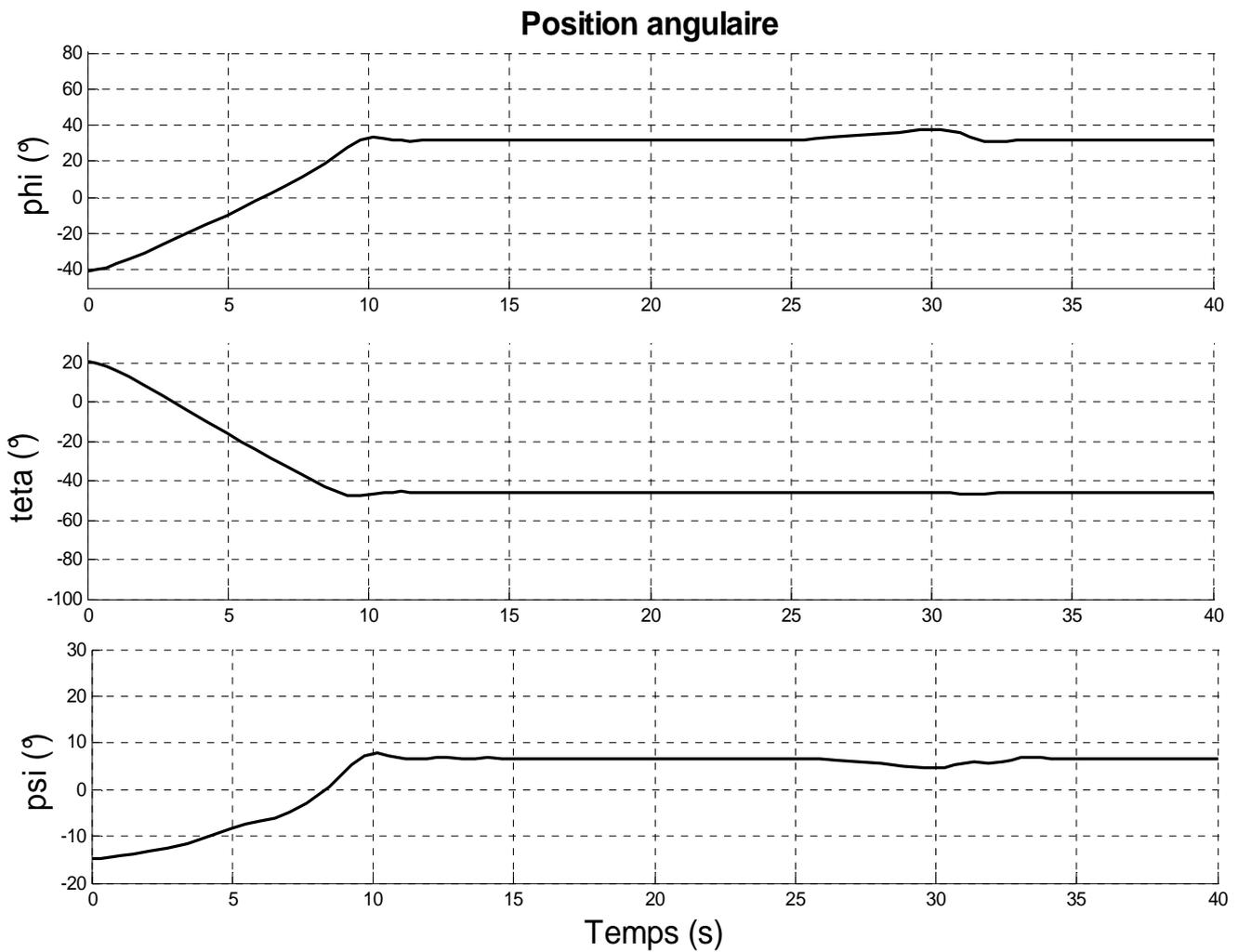


Figure III.12 : position angulaire par mode glissement avec perturbation

On remarque que la commande ramène les variables du système vers l'état de l'équilibre après avoir été écarté de la trajectoire désirée, avec des perturbations externes, on conclut que la commande par mode glissement appliquée au système non linéaire est performante, et on voit que le temps de rejet totale des perturbations est de l'ordre de 10 s : il est acceptable et tolérable.

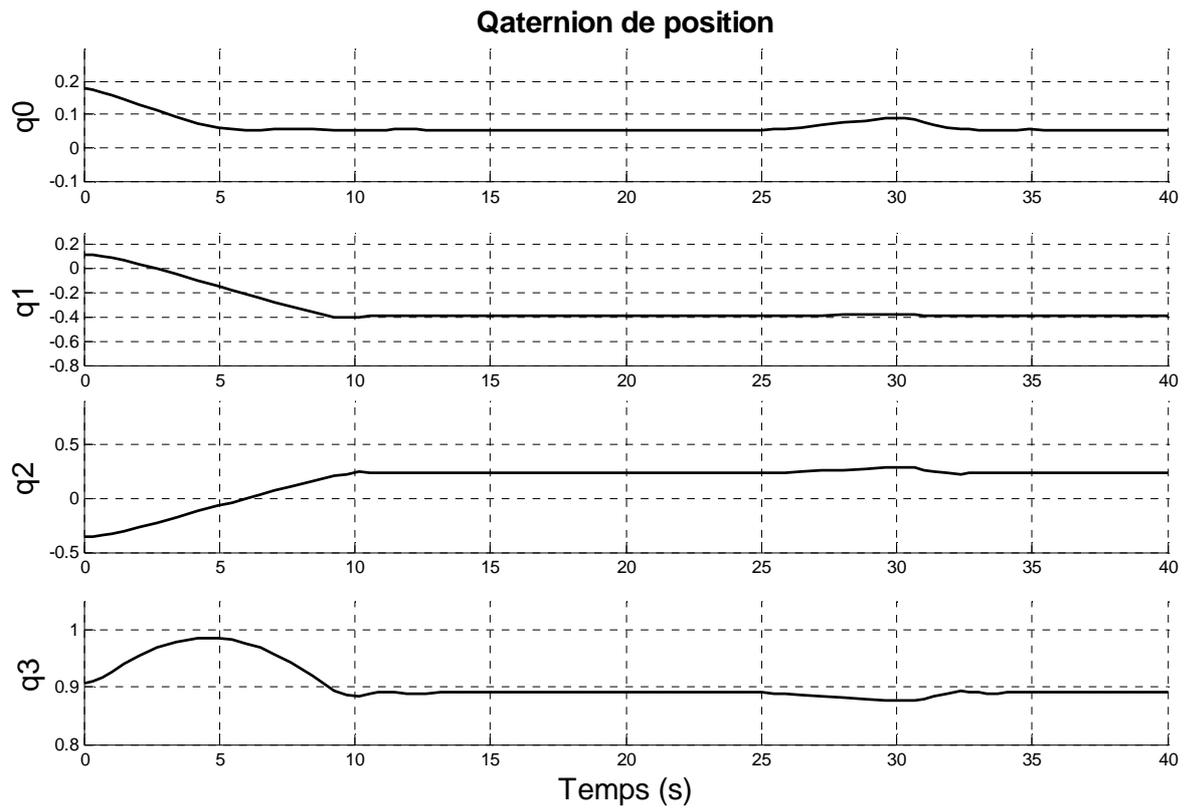


Figure III.13 : quaternion de position par mode glissement avec perturbation

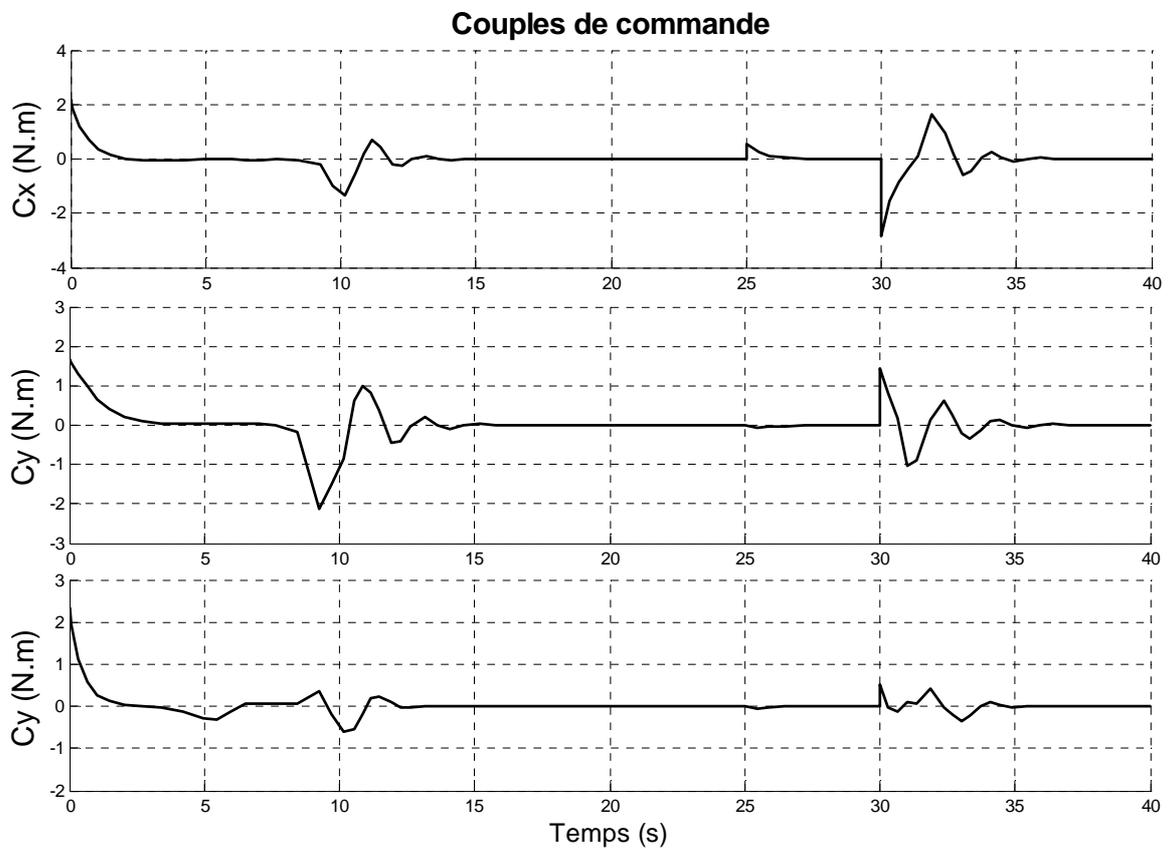


Figure III.14 : couples de commande par mode glissement avec perturbation

La commande réagit instantanément à la perturbation externes, et on voit les commutations actives pour maintenir le système dans sa position désiré, et rejette parfaitement les perturbations.

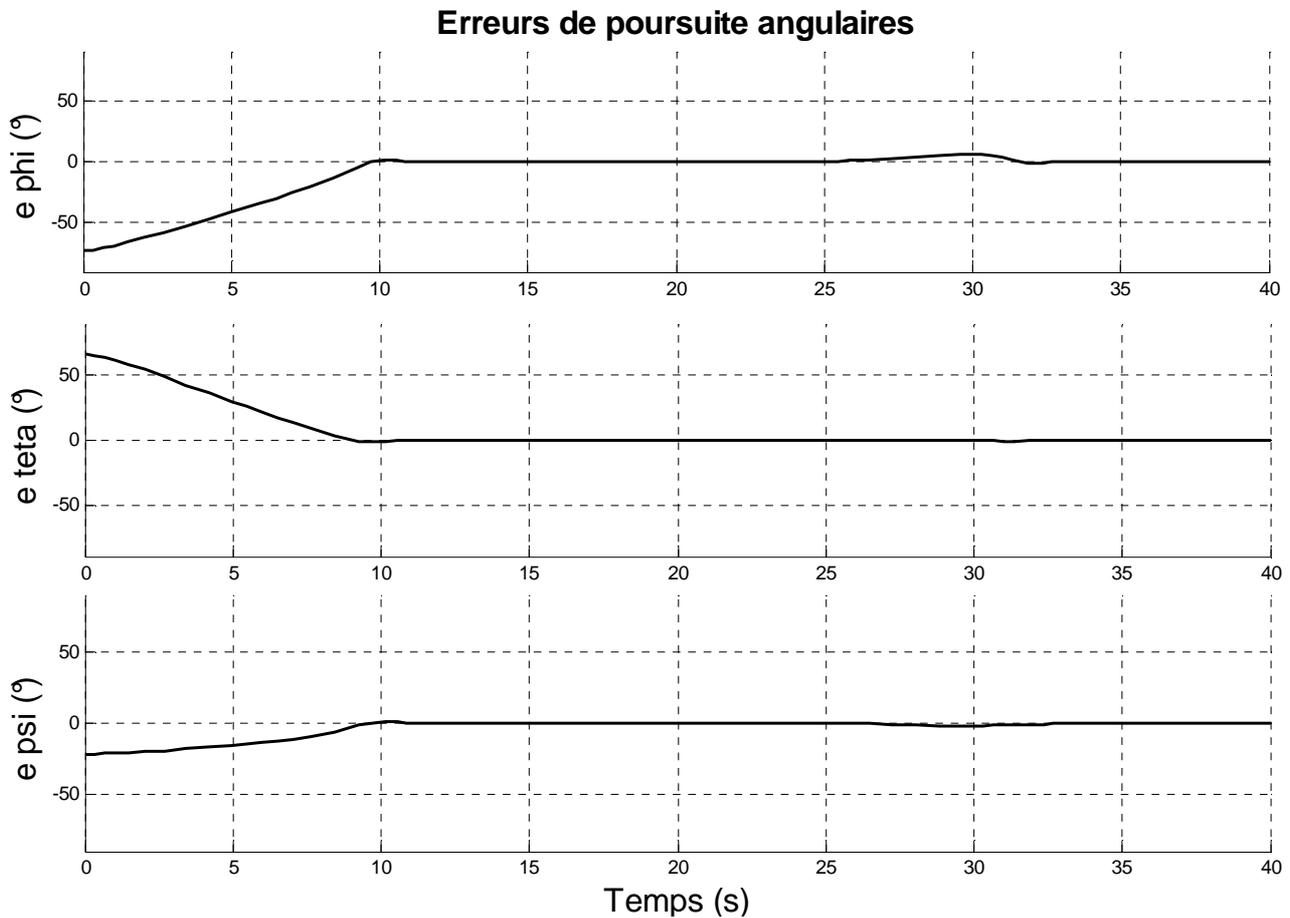


Figure III.15 : erreur de poursuite par mode glissement avec perturbation

On remarque que l'erreur de poursuite, lors de l'application d'une perturbation, diffère de zéro, mais après un temps fini, elle devient nulle, ce qui explique parfaitement le rejet des perturbations externes, et que la commande ramène le micro satellite vers sa position désirée après avoir été dévier à $t=25$ s.

Donc la commande par mode de glissement rejette efficacement les perturbations.

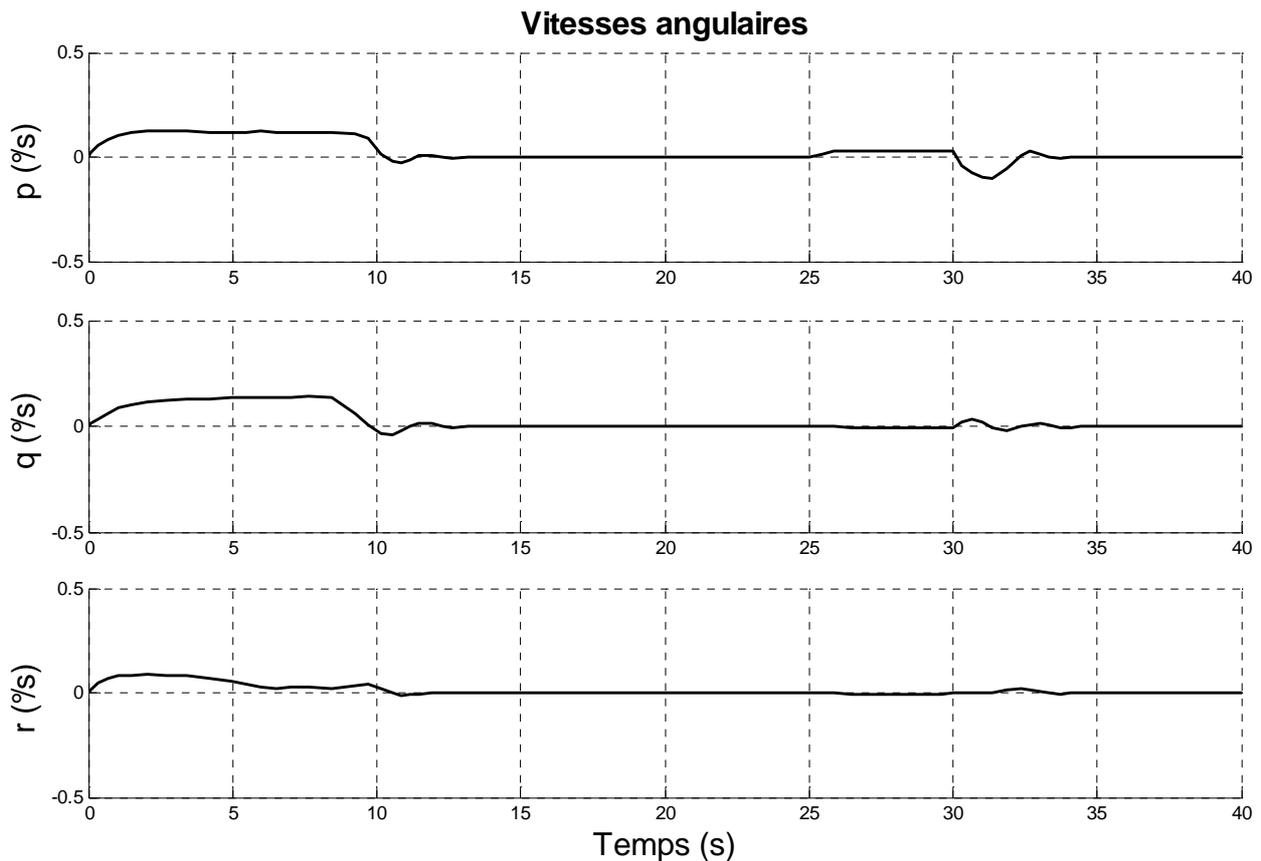


Figure III.16 : vitesse angulaire par mode glissement avec perturbation

Pour confirmer encore une fois la stabilité après avoir été perturbé, on voit que les vitesses angulaires s'annulent après avoir été stabilisé malgré les perturbations.

III.2.3. Simulation de la commande par mode de glissement avec des variations paramétrique (VP)

On suppose que le système initialement est dans la position définie par le quaternion :

$q = [0.18, 0.12, 0.36, 0.9075]$ soit par la position $[-40^\circ, 20^\circ, -15^\circ]$, et on se propose à étudier les grandes variations angulaire du système, c'est-à-dire les larges manœuvres.

On désire aller à la position $[32^\circ, -46^\circ, 6.7^\circ]$ équivalent en terme de quaternion à : $[0.055, -0.39, 0.23, 0.8896]$.

On modifie les inerties du micro satellite tq :

$$I_r = 6 \text{ kg.m}^2$$

$$I_t = 5 \text{ kg.m}^2$$

$$I_l = 7 \text{ kg.m}^2$$

Ainsi la distance orbitale de 30%

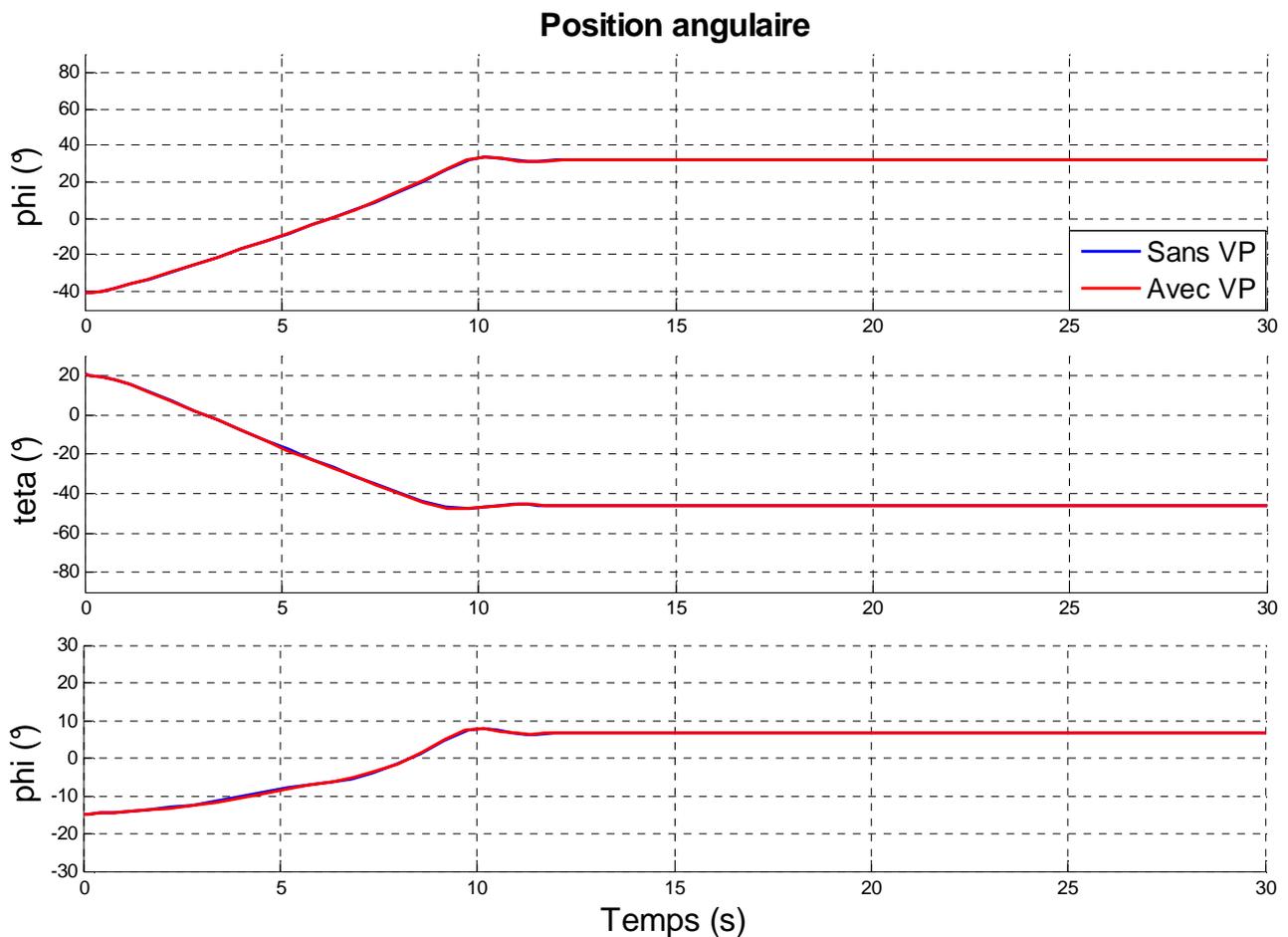


Figure III.17: position angulaire par mode de glissement avec des variations paramétrique

On remarque que la réponse du système lorsqu'il ya des variations paramétriques qu'on pourra les assimiler par exemple à la diminution du carburant, erreurs de modélisation ou bien même les variation de la distance terre-micro satellite :la réponse du système reste pratiquement inchangée par rapport à la réponse initiale, pour le régime permanent c'est la superposition des deux réponses, par contre un léger décalage apparent qui n'est pas important lors du régime transitoire (entre $t=0s$ et $t= 12s$)

Il est possible de conclure que le système ne réagit pas aux variations paramétriques, et que la commande par mode de glissement apparait vraisemblablement robuste vis-à-vis les variations paramétriques.

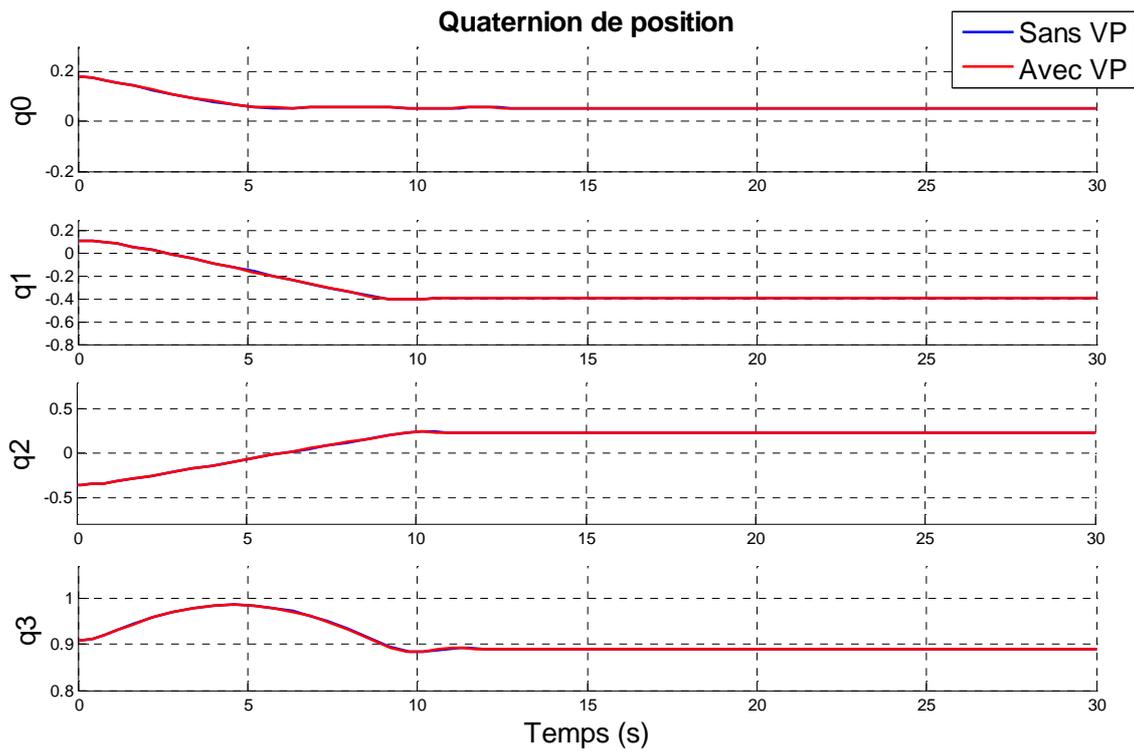


Figure III.18 : quaternion de position par mode de glissement avec des variations paramétrique

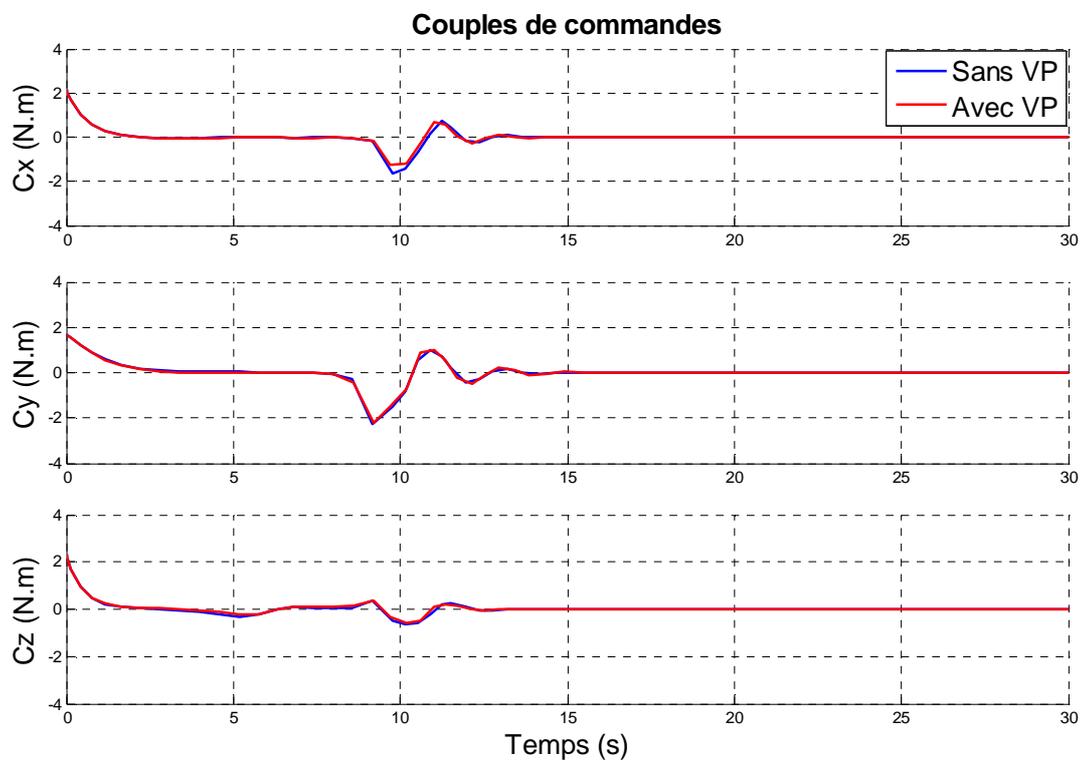


Figure III.19 : couples de commande par mode de glissement avec des variations paramétrique

La commande réagit face aux variations paramétriques, pour éliminer leurs effets, et maintenir la

convergence du système dans les meilleures conditions.

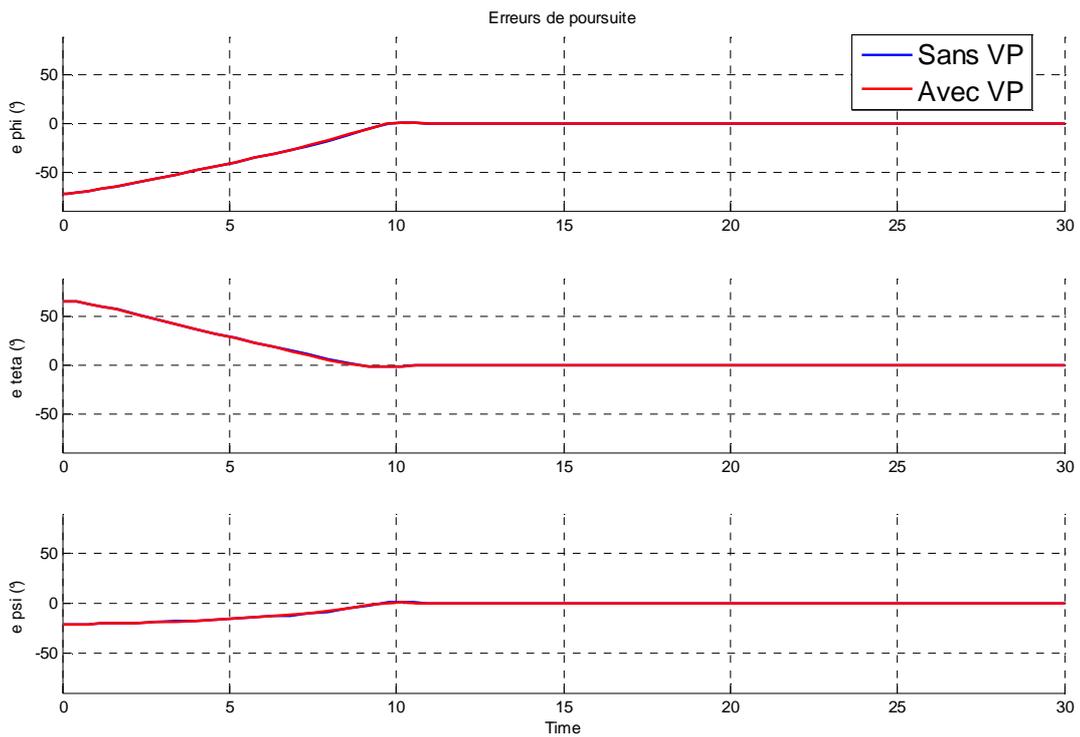


Figure III.20 : erreur de poursuite par mode de glissement avec des variations paramétrique

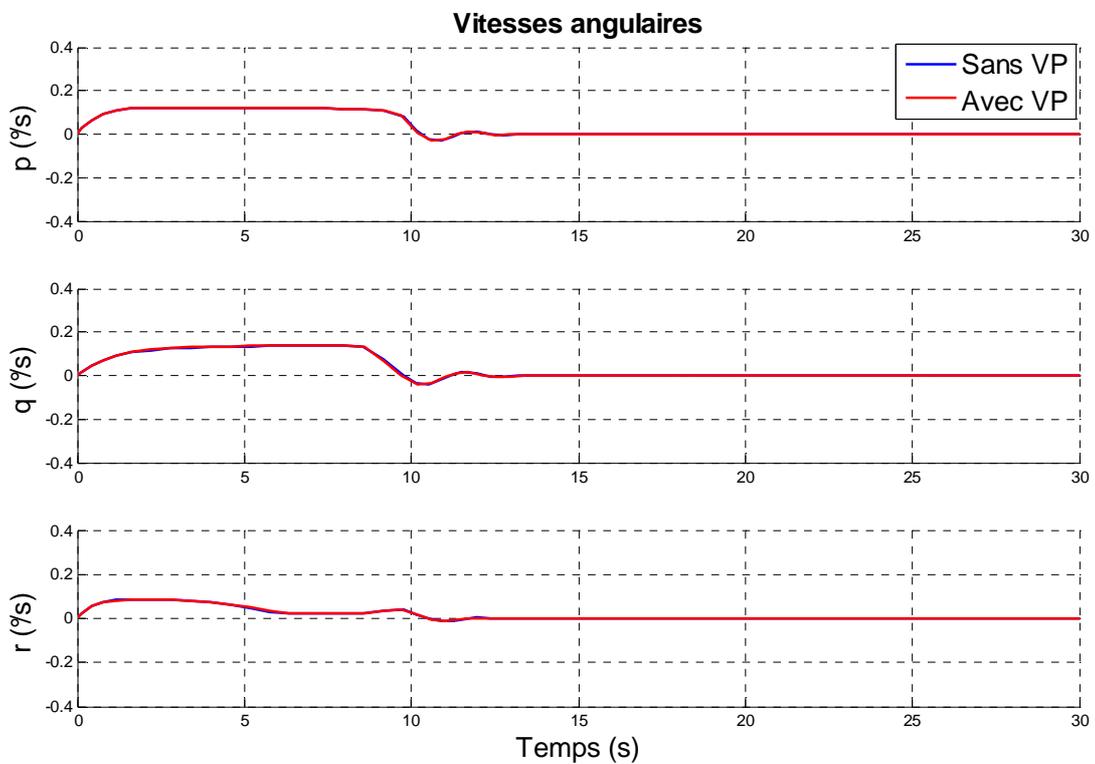


Figure III.21 : vitesse angulaire par mode de glissement avec des variations paramétrique

III.3. Synthèse de la commande linéarisante

II.3.1 Introduction

- On considère le système non linéaire dans la base (X, U) telle que :

$$\begin{cases} \dot{X} = f(X) + g(X) * U \\ Y = h(X) \end{cases}$$

-On s'intéresse à trouver une nouvelle base d'état $Z = \Phi(X)$, $Z \in \mathbb{R}^n$ ($U = \alpha_1(x) + \alpha_2(x) v$) est une nouvelle commande de v de telle sorte que les équations d'état du système ramener a la base (Z,v) sont complètement linéaire ,ainsi bien dn point de vue comportement entrée/état que entrée/sortie .

-La recherche de la transformation $\Phi(X)$, ainsi que les paramètres $\alpha_1(x)$ et $\alpha_2(x)$ passe a travers la géométrie différentielle, en particulier la dérivée de Lie ou le produit crochet de Lie.

II.3.1.a Définition de la dérivé de Lie [18] :

Considérons les fonctions scalaires $h(x) \in \mathbb{R}$ dérivables, et un champ de vecteur $f(x) =$

$$\begin{pmatrix} f_1(x) \\ \vdots \\ f_n(x) \end{pmatrix} \in \mathbb{R}^n$$

Alors la dérivée de lie de la fonction h selon le champ f noté

$$L_f h(X) = \frac{\partial h}{\partial x} * f$$

On peut itérer la dérivée de a l'ordre k pour obtenir :

$$\begin{cases} L_f^k h(x) = \frac{\partial}{\partial x} [L_f^{k-1} h(x)] \cdot f & k=1,2,\dots \\ L_f^0 h(x) = h(x) \end{cases}$$

II.3.1. Calcul du degré relatif :

Le degré relatif représente le nombre de fois qu'il faut dériver la sortie pour que la commande apparaisse dans l'expression de la dérivée, autrement dit il met en évidence le nombre d'intégrations qu'il y'a entre la sortie et l'entrée de commande. Pour les systèmes multivariables, on parle de degré relatif vectoriel, pour le satellite on a :

$$\tau = \begin{pmatrix} \tau_1 \\ \tau_2 \\ \tau_3 \end{pmatrix}, \text{ ce degré relatif vérifie : } \begin{cases} L_{g_i} L_f^i h_j(x) = 0 \text{ pour } : i = 0, 1, \dots, \tau_i - 2 \\ L_{g_i} L_f^i h_j(x) \neq 0 \text{ pour } , i = \tau_i - 1 \\ \text{avec } : j = \{1, 2\} \end{cases}$$

En plus il faut que la matrice F(x) de découplage soit inversible

$$\text{Avec } F(X) = \begin{bmatrix} L_{g_1} L_f^{\tau_1-1} h_1 \dots L_{g_p} L_f^{\tau_1-1} h_1 \\ L_{g_1} L_f^{\tau_2-1} h_2 \dots L_{g_p} L_f^{\tau_2-1} h_1 \\ \vdots \\ L_{g_1} L_f^{\tau_p-1} h_p \dots L_{g_p} L_f^{\tau_p-1} h_p \end{bmatrix}$$

$$\text{Le modèle satellite se met sous la forme : } \dot{X} = \begin{pmatrix} f_1(X) \\ f_2(X) \\ f_3(X) \\ f_4(x) \\ f_6(X) \\ f_7(X) \end{pmatrix} + B * \begin{pmatrix} U_1 \\ U_2 \end{pmatrix}$$

$$\text{Et } Y = \begin{pmatrix} h_1(X) \\ h_2(X) \\ h_3(X) \end{pmatrix} \text{ avec } \begin{cases} h_1=X_4 \\ h_2=X_5 \\ h_3=X_6 \end{cases}$$

On a trouvé pour le satellite : $\tau = \begin{pmatrix} 2 \\ 2 \\ 2 \end{pmatrix}$

Donc $\tau_1 + \tau_2 + \tau_3 = 6$ donc le modèle du satellite est d'ordre relatif incomplet

Et pour la matrice du découplage du satellite on trouve

$$F(X) = \begin{pmatrix} -1/20 * x_5 & -1/28 * x_6 & -1/24 * x_7 \\ 1/20 * x_4 & -1/28 * x_7 & 1/24 * x_6 \\ 1/20 * x_7 & 1/28 * x_4 & -1/24 * x_5 \end{pmatrix}$$

C'est une matrice régulière qu'on peut inverser car son déterminant est non nul

II.3.2. Calcul du difféomorphisme $Z = \Phi(X)$:

Le degré relatif du modèle du satellite est inférieur à $n(7)$ ($\tau_1 + \tau_2 + \tau_3 = 6$), on aura une dynamique des zéros est le difféomorphisme associé à ce modèle est de la forme :

$$Z = \Phi(X) = \begin{cases} Z_1 = h_4(X) = X_4 \\ Z_2 = L_f h_4(X) \\ Z_3 = h_5(X) = X_5 \\ Z_4 = L_f h_5(X) \\ Z_5 = h_6(X) = X_6 \\ Z_6 = L_f h_6(X) \end{cases}$$

Ainsi, la forme normale du micro satellite est : $\begin{cases} \dot{Z} = A_z * Z + B_z * V \\ Y = C_z * Z \end{cases}$

$$\dot{z} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} z + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} v$$

$$y = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} z$$

Avec $A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ $B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$ $C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$

$$Z = \begin{bmatrix} Z_1 \\ Z_2 \\ Z_3 \\ Z_4 \\ Z_5 \\ Z_6 \end{bmatrix} \quad v = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{bmatrix}$$

III.3.3. synthèse de la commande linéarisante avec retour d'état [13],[14],[17]

On a précédemment, le système linéaire équivalent est le suivant :

$$\dot{z} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} z + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} v$$

$$y = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} z$$

$$\text{Avec } A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$Z = \begin{bmatrix} Z_1 \\ Z_2 \\ Z_3 \\ Z_4 \\ Z_5 \\ Z_6 \end{bmatrix} \quad v = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{bmatrix}$$

Donc on se propose à calculer un retour d'état stabilisant, en ajoutant un intégrateur (PI).

On pose K le gain du retour d'état et G le gain d'intégration.

Le système alors augmenté devient :

$$A' = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B' = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

On désire le placement de pole suivant pour le système augmenté :

$$p = [-1 \quad -2 \quad -3 \quad -4 \quad -5 \quad -6 \quad -7 \quad -8 \quad -9 \quad]$$

Par suite, on obtient les matrices gain comme suit :

$$K = \begin{bmatrix} 70.6771 & 15.52 & -0.1722 & -0.022 & 11.74 & 1.24 \\ -3.28 & -0.28 & 55.61 & 13.7 & 24.85 & 2.5 \\ 5.7 & 0.77 & 22.33 & 2.25 & 76.58 & 15.77 \end{bmatrix}$$

$$G = \begin{bmatrix} 85.9 & -1.88 & 22.22 \\ 10.83 & 64.64 & 55.28 \\ 4.43 & 49.65 & 102 \end{bmatrix}$$

III.3.1.1. simulation de la commande linéarisante par retour d'état

On suppose que le système initialement est dans la position définie par le quaternion :

$q = [0.18, 0.12, 0.36, 0.9075]$ soit par la position $[-40^\circ, 20^\circ, -15^\circ]$, et on se propose à étudier les grandes variations angulaire du système, c'est-à-dire les larges manœuvres.

On désire aller à la position $[32^\circ, -46^\circ, 6.7^\circ]$ équivalent en terme de quaternion à : $[0.055, -0.39, 0.23, 0.8896]$.

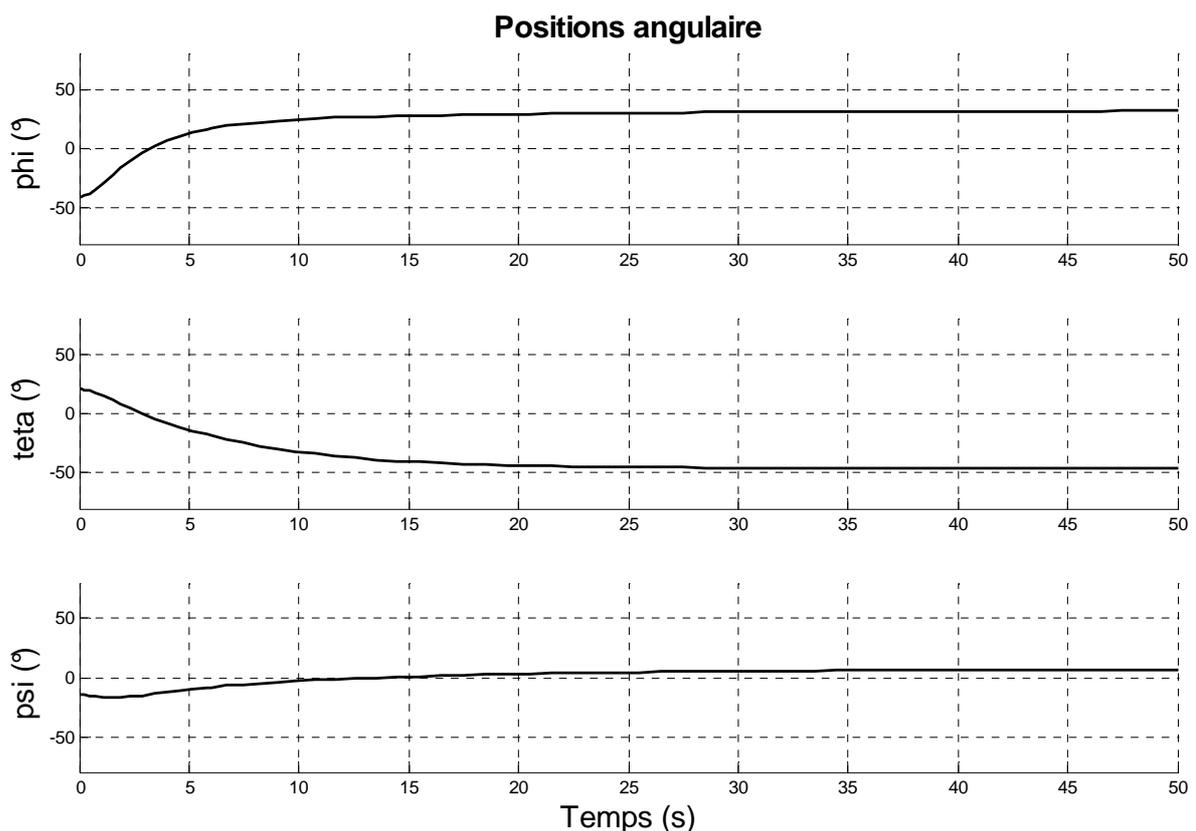


Figure III.22 : position angulaire de la commande linéarisante par retour d'état

On remarque que le satellite converge vers la position voulue après $t=35$ s, aussi le système est lent, car on est tenu par un cahier de charge, qui est d'économiser l'énergie, donc on préfère les faibles variations. Une réponse sans oscillations, pour le placement de pôle définie précédemment.

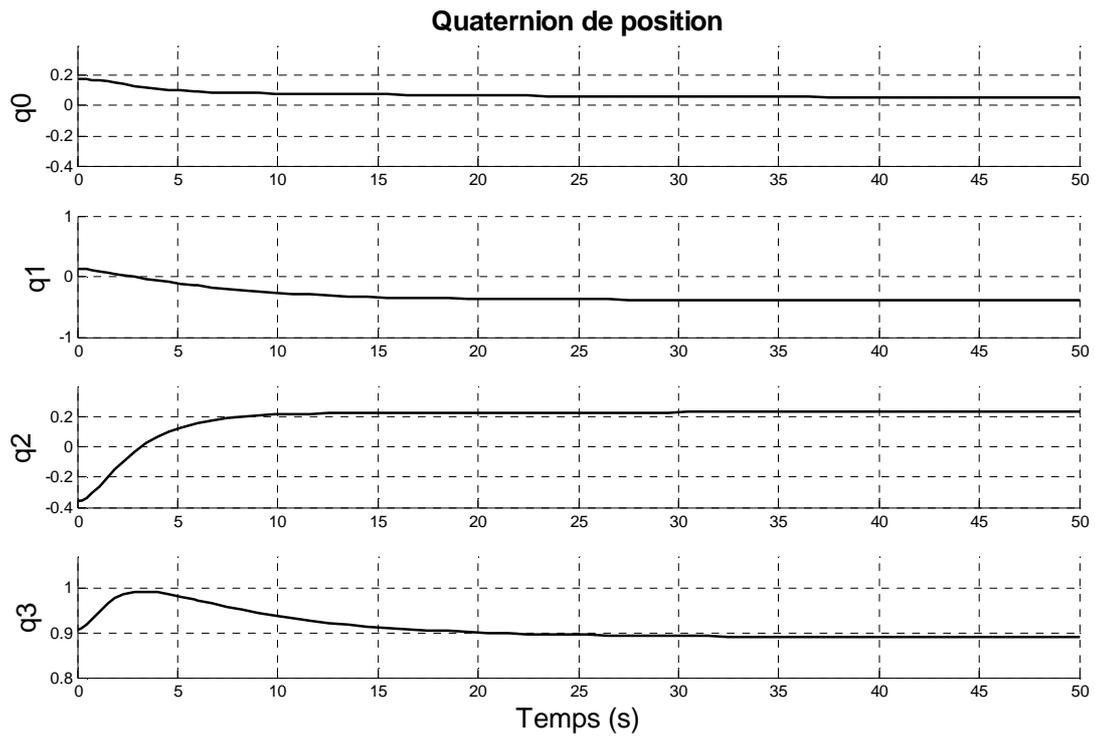


Figure III.23 : quaternion de position de la commande linéarisante par retour d'état

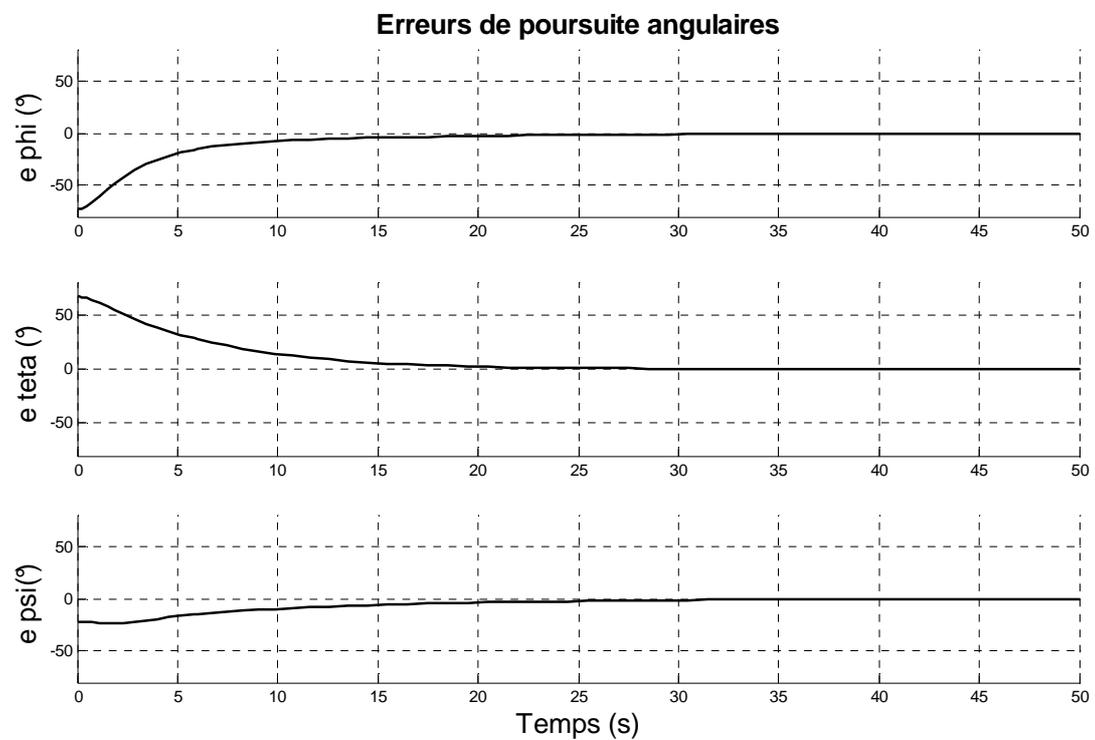


Figure III.24 : erreur de poursuite de la commande linéarisante par retour d'état

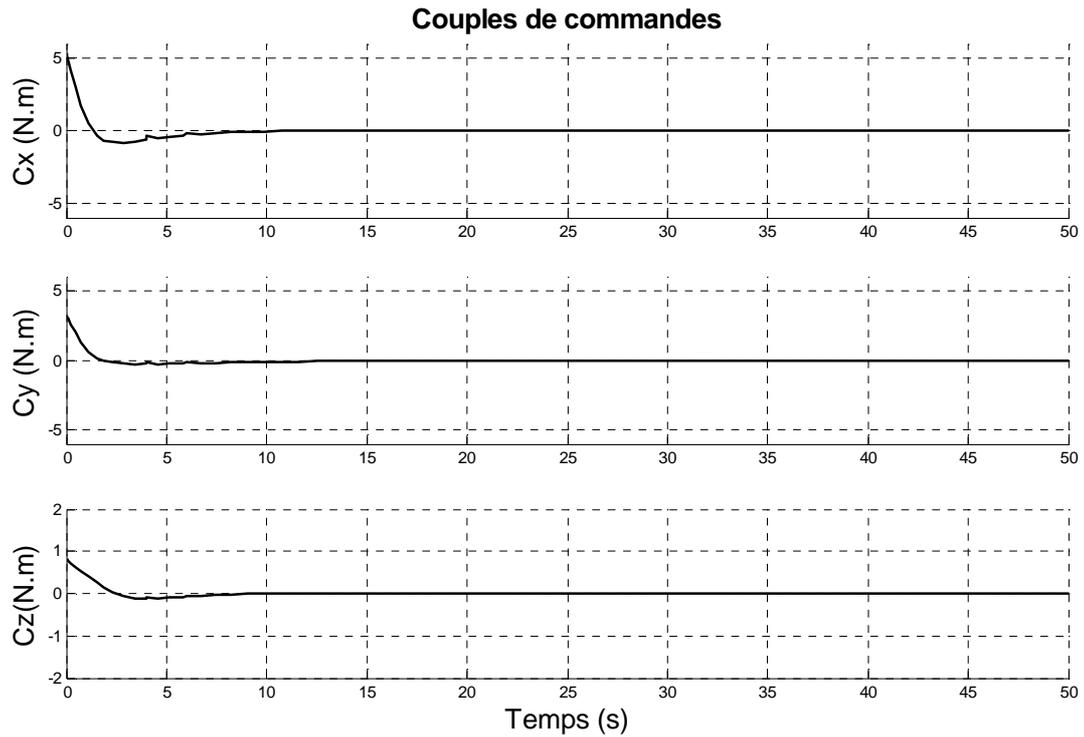


Figure III.25 : couple de commande de la commande linéarisante par retour d'état

La commande ramène le système vers l'état désiré, puis elle s'annule au régime permanent, avec une dynamique relativement lente.

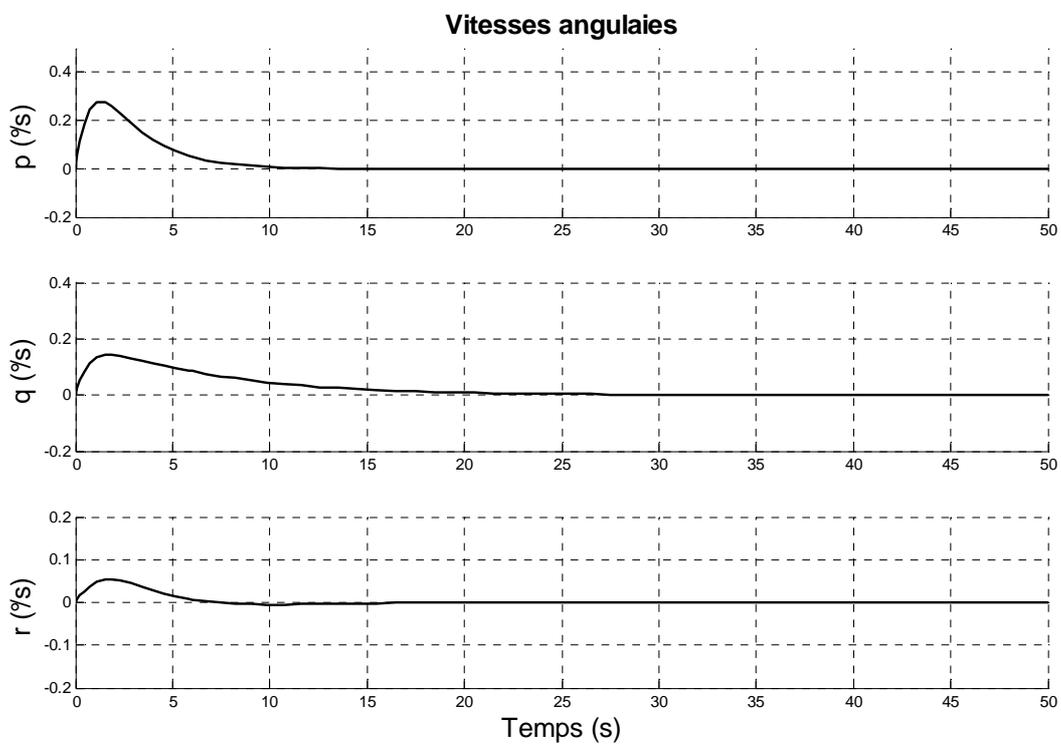


Figure III.26 : vitesse angulaire de la commande linéarisante par retour d'état

Les vitesses angulaires s'annulent dans le régime permanent, ce qui nous indique clairement que le système se stabilise dans la position désirée.

III.3.1.2. simulation de la commande linéarisante par retour d'état avec perturbation

On suppose que le système initialement est dans le position défini par le quaternion :

$q = [0.18, 0.12, 0.36, 0.9075]$ soit par la position $[-40^\circ, 20^\circ, -15^\circ]$, et on se propose à étudier les grandes variations angulaire du système, c'est-à-dire les larges manœuvres.

On désire aller à la position $[32^\circ, -46^\circ, 6.7^\circ]$ équivalent en terme de quaternion à : $[0.055, -0.39, 0.23, 0.8896]$.

On introduit des perturbations à $t=50$ s

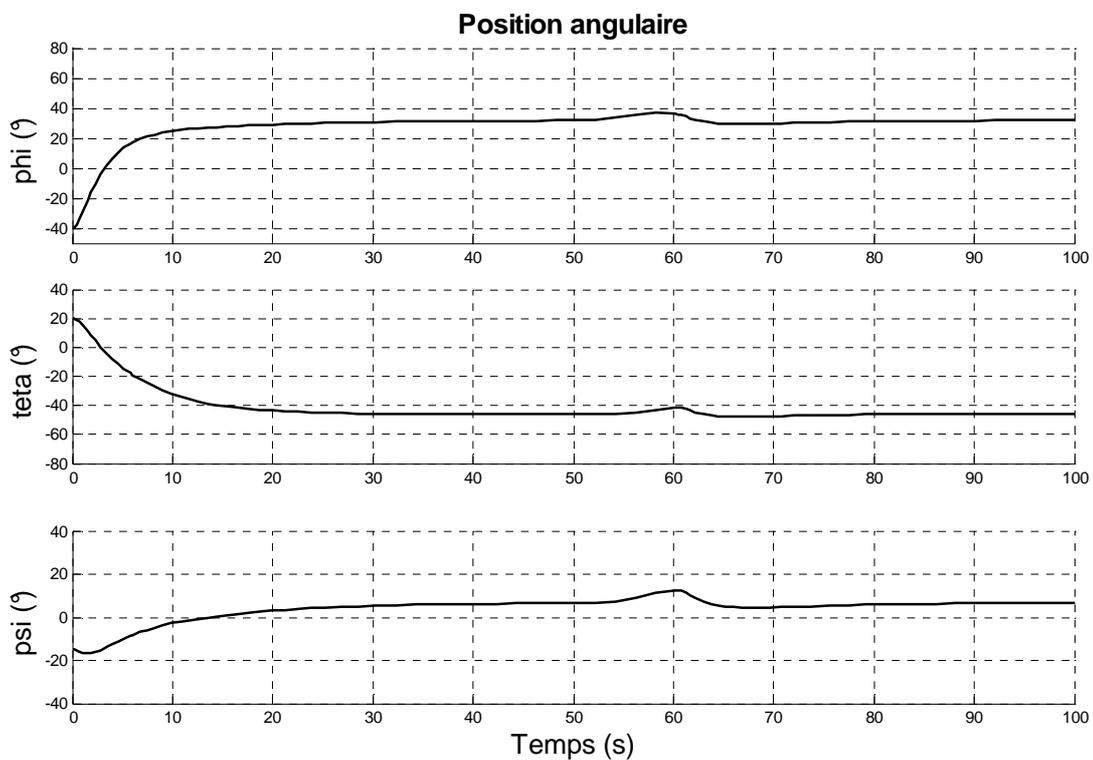


Figure III.27 : Position angulaire de la commande linéarisante par retour d'état avec perturbation

Le microsatellite s'écarte de sa position, puis il revient grâce à la commande appliqué après un temps relativement lent, qui est de l'ordre de 35s.

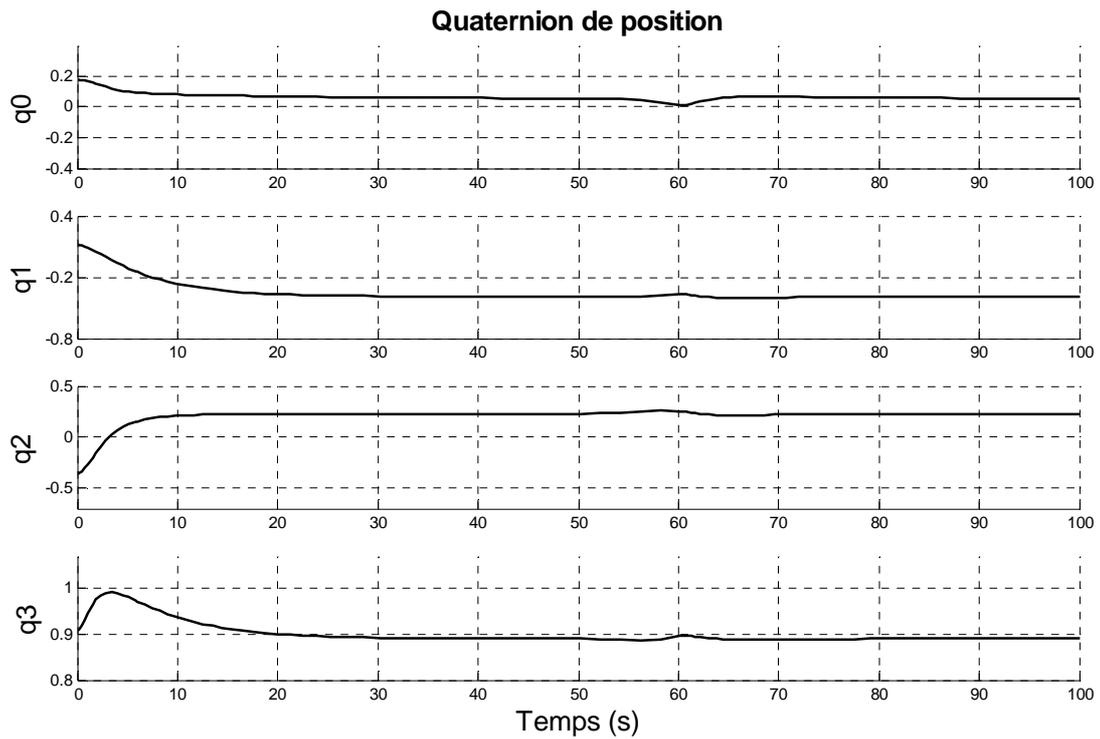


Figure III.28 : Quaternion de position de la commande linéarisante par retour d'état avec perturbations

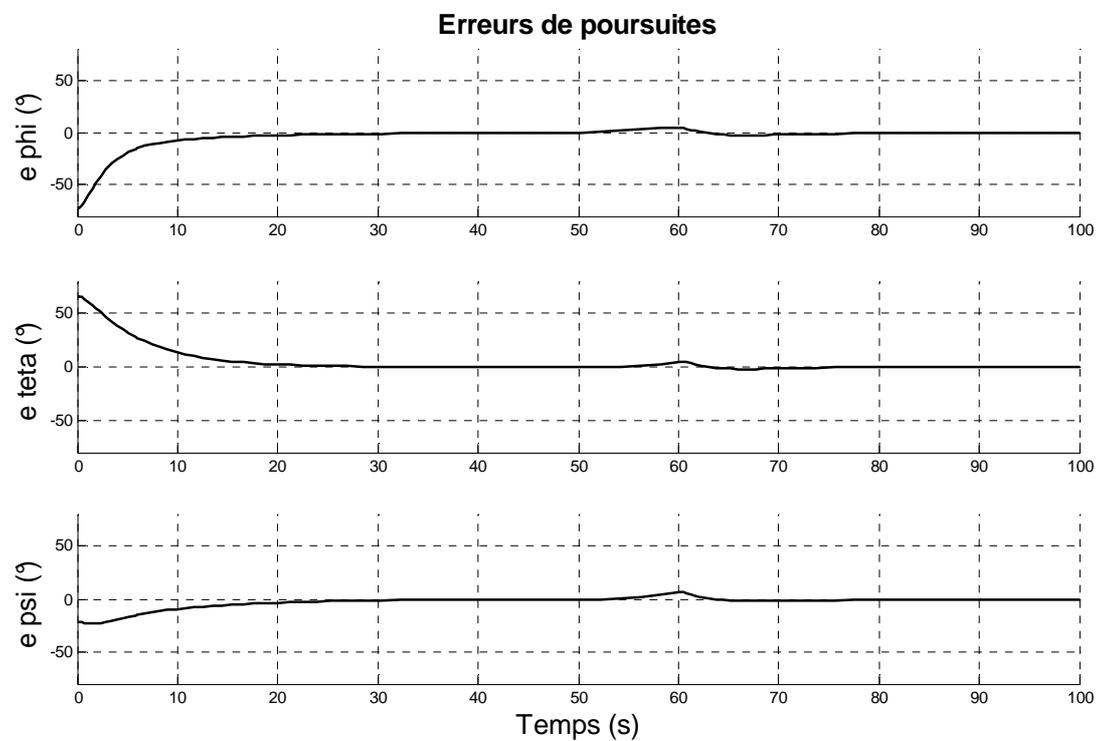


Figure III.29 : erreur de poursuite de la commande linéarisante par retour d'état avec perturbation

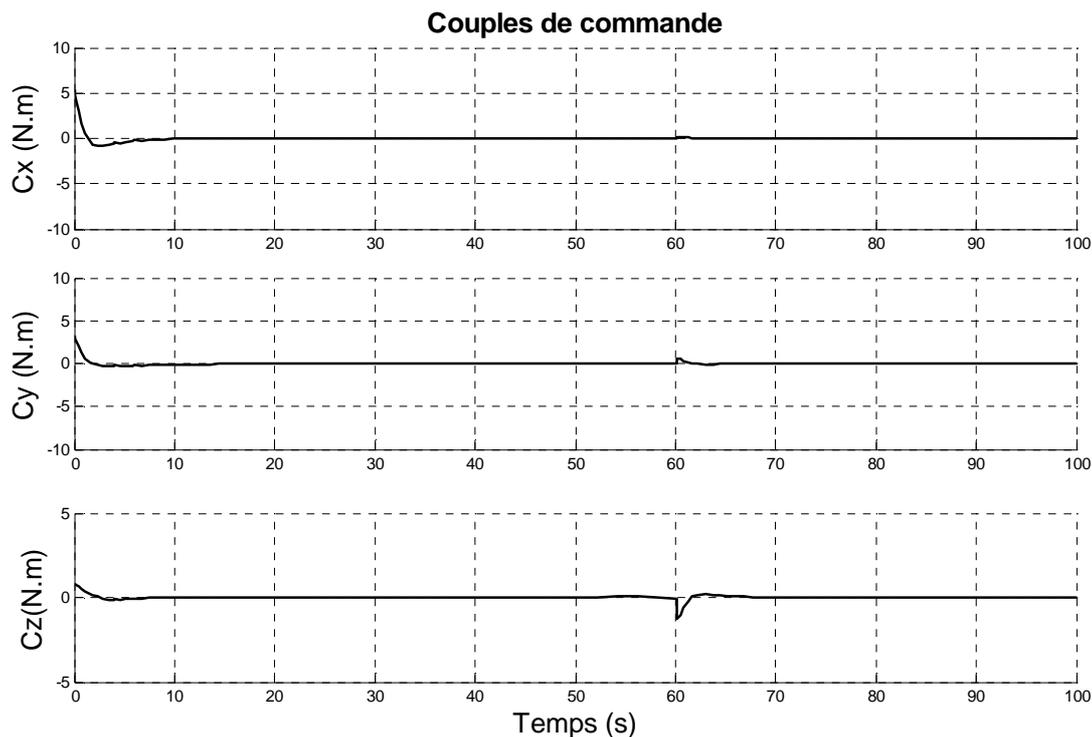


Figure III.30 : Couples de commande de la commande linéarisante par retour d'état avec perturbation

La commande réagit aux perturbations, et les rejettent, mais avec une dynamique douce au départ des perturbations.

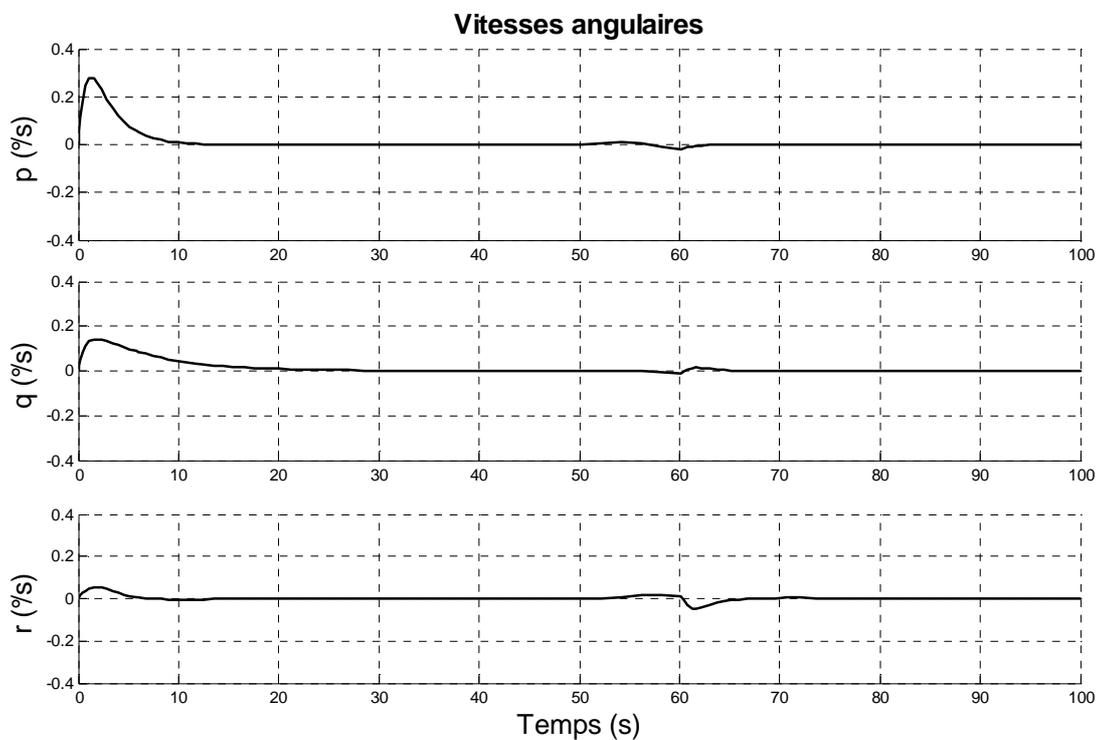


Figure III.31 : vitesse angulaire de la commande linéarisante par retour d'état avec perturbations

III.3.1.3. simulation de la commande linéarisante par retour d'état avec variation paramétriques(VP)

On suppose que le système initialement est dans la position définie par le quaternion : $q = [0.18, 0.12, 0.36, 0.9075]$ soit par la position $[-40^\circ, 20^\circ, -15^\circ]$, et on se propose à étudier les grandes variations angulaire du système, c'est-à-dire les larges manœuvres.

On désire aller à la position $[32^\circ, -46^\circ, 6.7^\circ]$ équivalent en terme de quaternion à : $[0.055, -0.39, 0.23, 0.8896]$.

On va supposer la variation des inerties et de la distance orbitale.

On modifie les inerties du micro satellite tq :

$I_r = 6 \text{ kg.m}^2$

$I_t = 5 \text{ kg.m}^2$

$I_l = 7 \text{ kg.m}^2$

Ainsi la distance orbitale de 10%

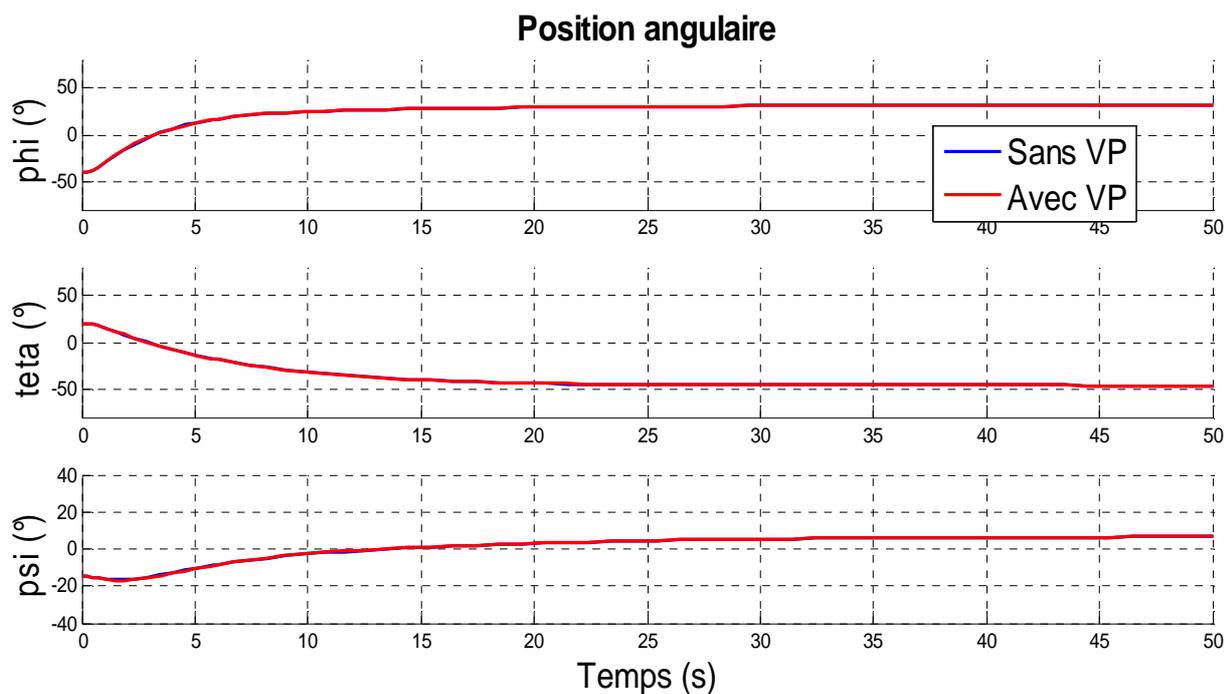


Figure III.32 : position angulaire de la commande linéarisante par retour d'état avec variation paramétriques

La position angulaire est maintenue, malgré les variations paramétriques, qui est du à l'action intégrale qui a été ajoutée, ne laissant pas le système diverger pour des variations paramétriques, donc le système est robuste. Mais on constate un léger décalage.

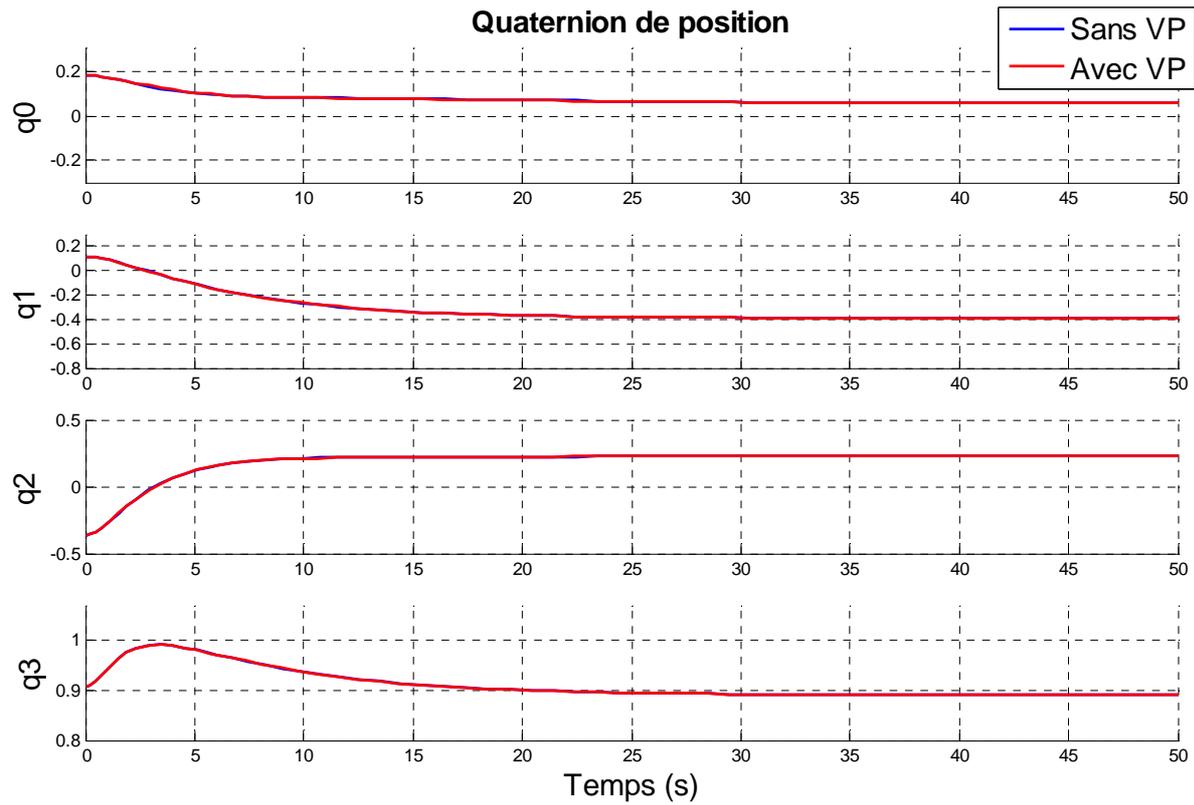


Figure II.33 : quaternion de position de la commande linéarisante par retour d'état avec variation paramétriques

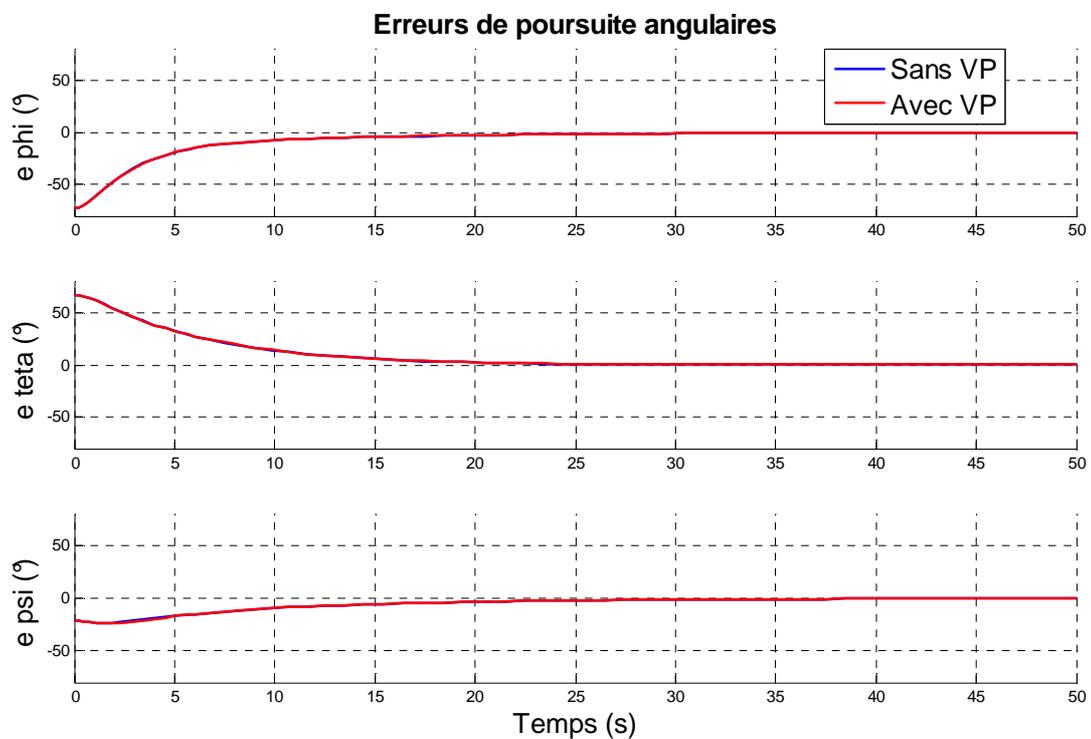


Figure III.34 : erreurs de poursuite de la commande linéarisante par retour d'état avec variation paramétriques

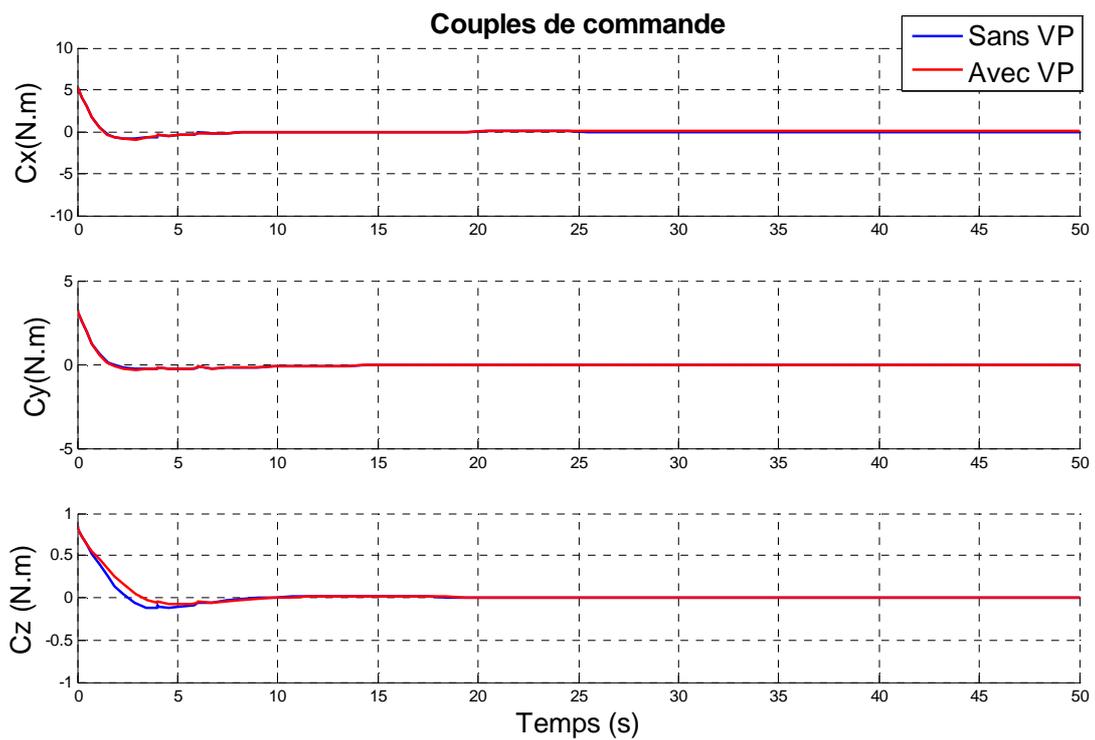


Figure III.35 : couple de commande de la commande linéarisante par retour d'état avec variation paramétriques

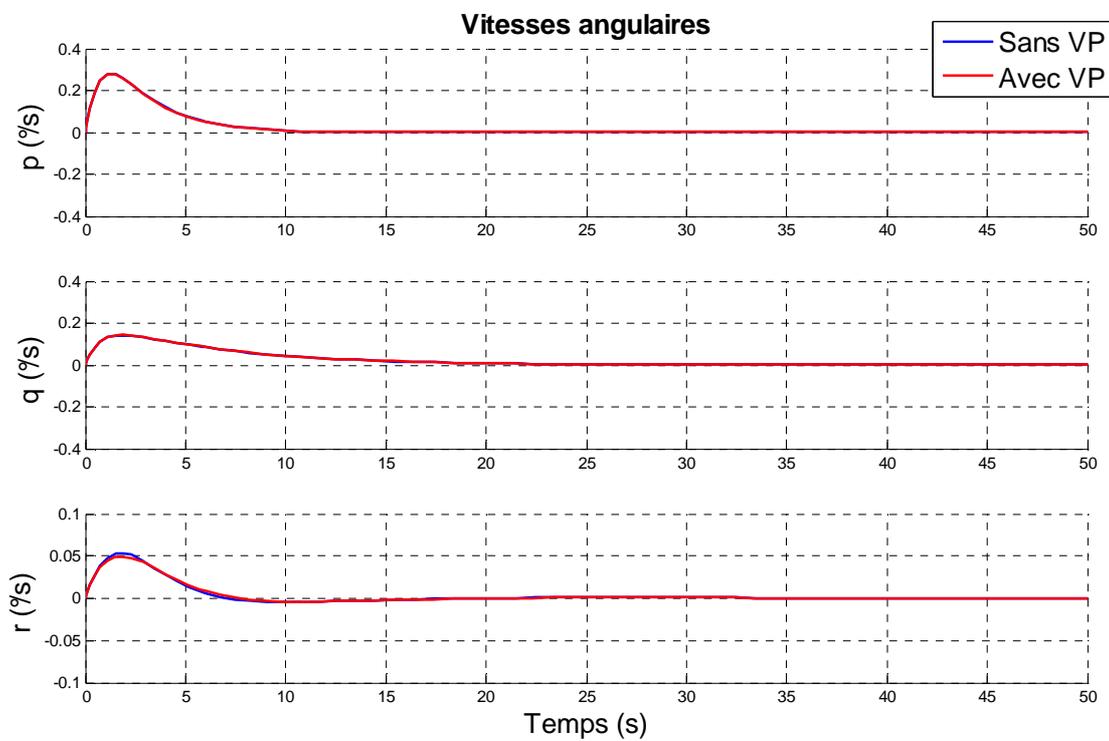


Figure III.36 : vitesse angulaire de la commande linéarisante par retour d'état avec variation paramétriques

On conclut que la commande linéarisante par retour d'état avec intégrateur, rejette parfaitement les variations paramétriques, la régulation est robuste vis-à-vis de ce dernier, et la convergence elle est assurée.

III.3.1. synthèse de la commande linéarisante par mode glissant [12]

Le système linéarisé est sous la forme :

$$\begin{aligned}\dot{z} &= Az + Bv \\ y &= cz\end{aligned}$$

Avec :

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

On pose

$$\begin{aligned}h_1(z) &= z_1 \\ h_2(z) &= z_3 \\ h_3(z) &= z_5\end{aligned}$$

On a :

$$\begin{aligned}\dot{h}_1(z) &= z_2 \\ \ddot{h}_1(z) &= v_1 \Rightarrow r_1 = 2 \\ \dot{h}_2(z) &= z_4 \\ \ddot{h}_2(z) &= v_2 \Rightarrow r_2 = 2 \\ \dot{h}_3(z) &= z_6 \\ \ddot{h}_3(z) &= v_3 \Rightarrow r_3 = 2\end{aligned}$$

Le système est d'ordre complet, et chaque surface est d'ordre 2, sous la forme :

$$s = \dot{e} + \lambda e$$

Avec

$$e = z_r - z$$

On obtient les trois commandes suivantes :

$$\begin{aligned}v_1 &= \ddot{z}_{r1} + k_1 \text{sign}(s_1) + \lambda_1 (\dot{z}_{r1} - \dot{z}_1) \\ v_2 &= \ddot{z}_{r3} + k_2 \text{sign}(s_2) + \lambda_2 (\dot{z}_{r3} - \dot{z}_3) \\ v_3 &= \ddot{z}_{r5} + k_3 \text{sign}(s_3) + \lambda_3 (\dot{z}_{r5} - \dot{z}_5)\end{aligned}$$

Remarque :

Dans notre cas, on obtient dans le domaine z , une surface de glissement linéaire, aussi que dans le domaine des X , en particulier elle est linéaire, car :

$$z_1 = x_4$$

$$z_3 = x_5$$

$$z_5 = x_6$$

III.3.1.1. simulation de la commande linéarisante par mode glissant

On suppose que le système initialement est dans la position définie par le quaternion :

$q = [0.18, 0.12, 0.36, 0.9075]$ soit par la position $[-40^\circ, 20^\circ, -15^\circ]$, et on se propose à étudier les grandes variations angulaire du système, c'est-à-dire les larges manœuvres.

On désire aller à la position $[32^\circ, -46^\circ, 6.7^\circ]$ équivalent en terme de quaternion à :

$[0.055, -0.39, 0.23, 0.8896]$.

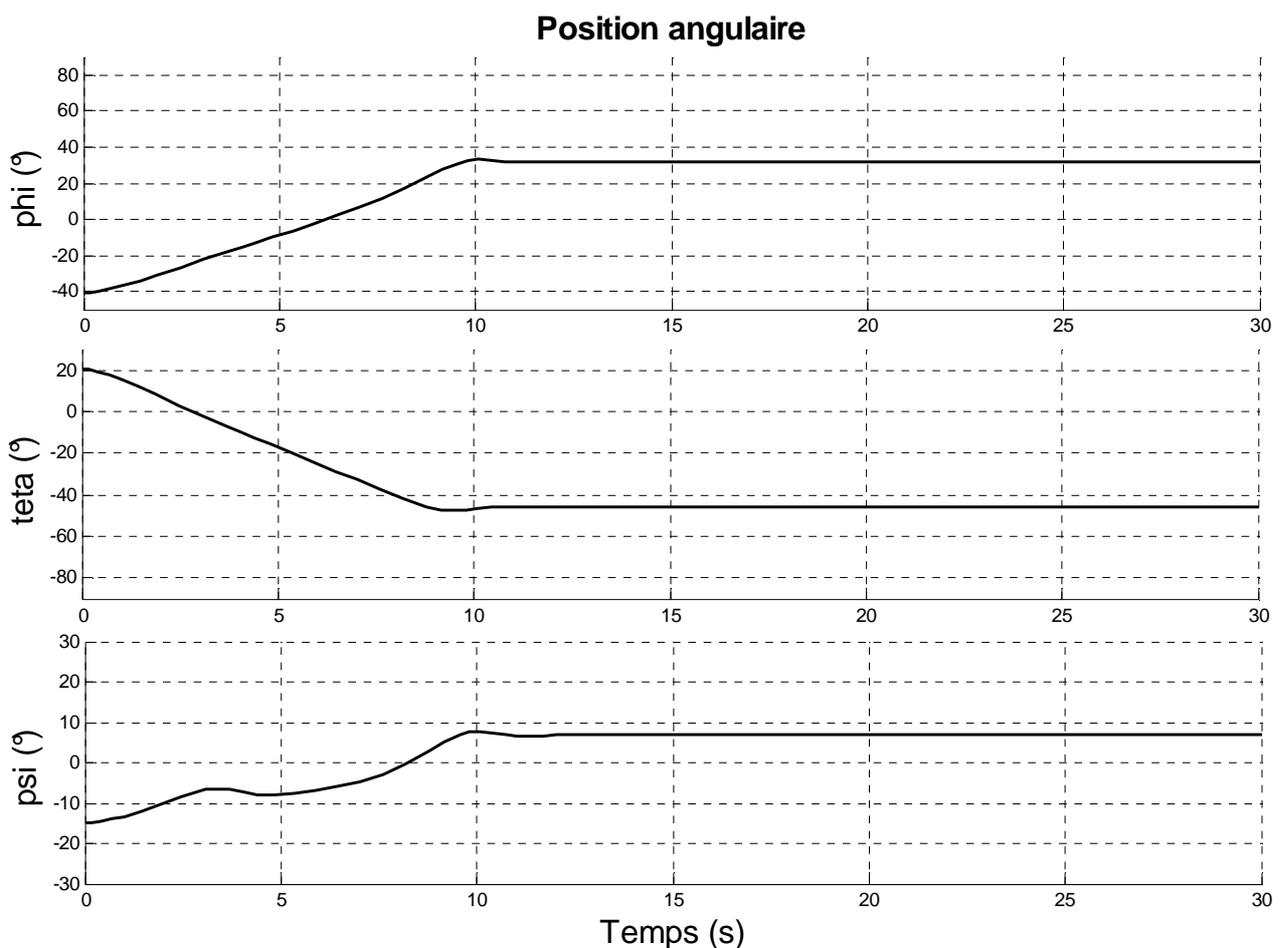


Figure III.37 : position angulaire de la commande linéarisante par mode glissant

On Remarque que le système converge à $t=10s$, donc la convergence se fait en un temps limité, puis il se stabilise à la position désiré, et aussi il n'y a pas d'oscillations indésirables qui peuvent nuire au bon fonctionnement du système.

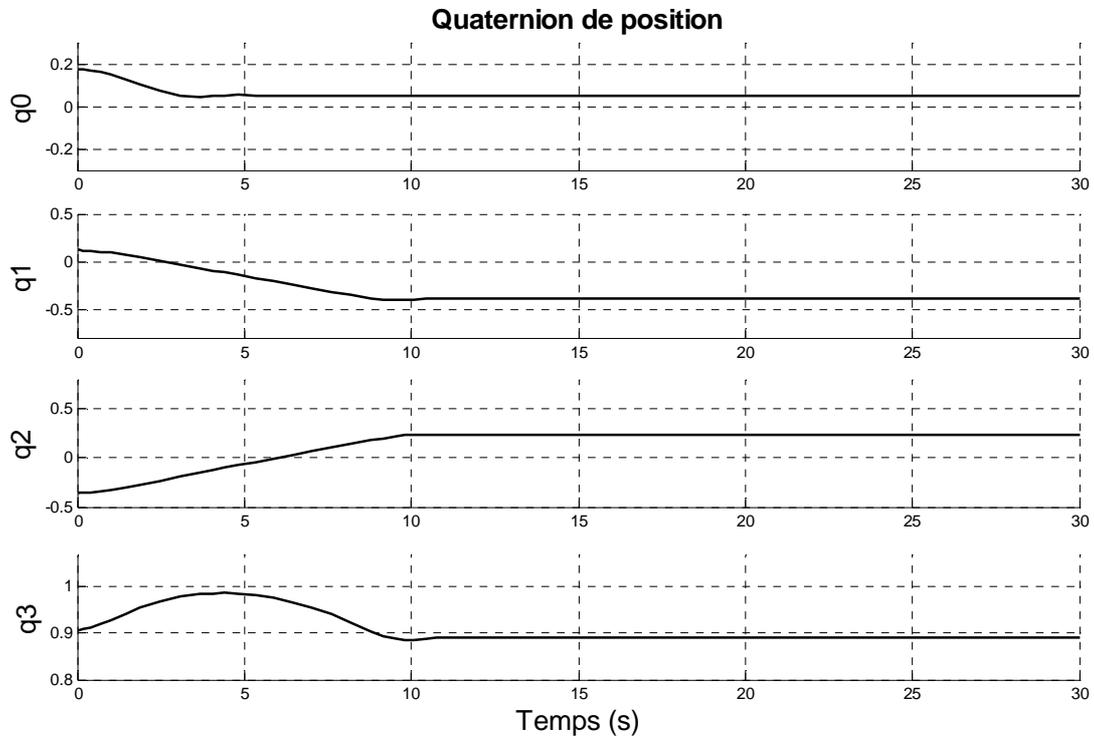


Figure III.38 : position angulaire de la commande linéarisante par mode glissant

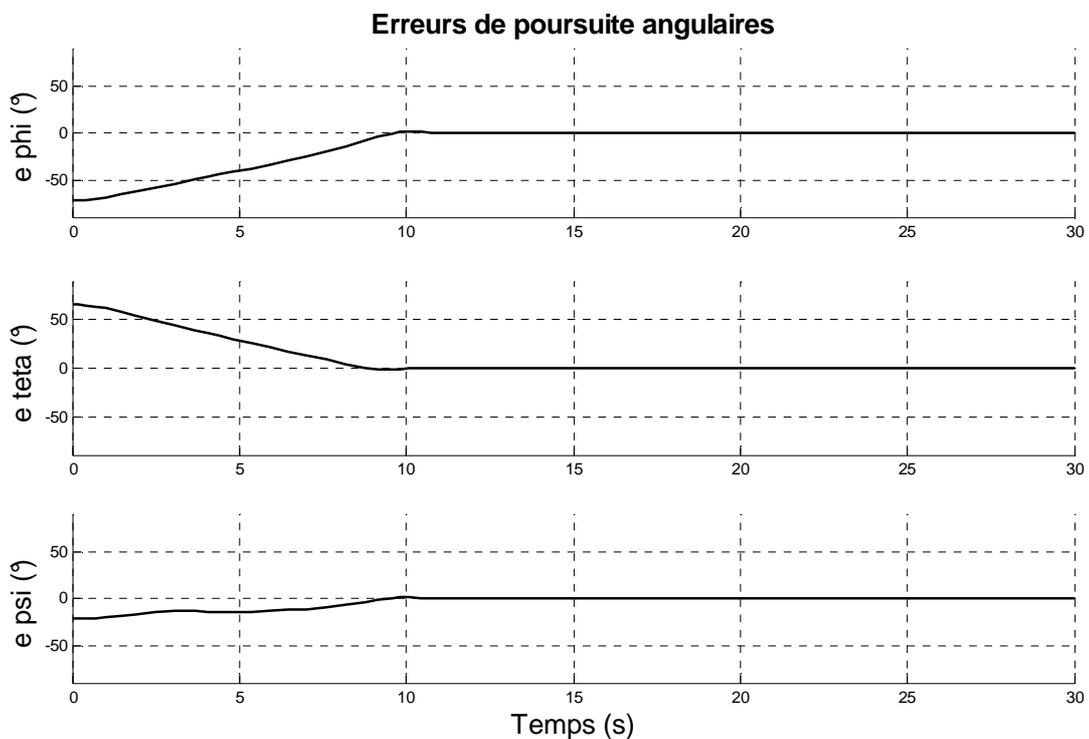


Figure III.39 : erreurs de poursuite de la commande linéarisante par mode glissant

L'erreur s'annule complètement à $t=10s$, et reste nulle comme on le remarque clairement dans la figure : la commande linéarisante par mode de glissement assure la convergence vers l'état désiré.

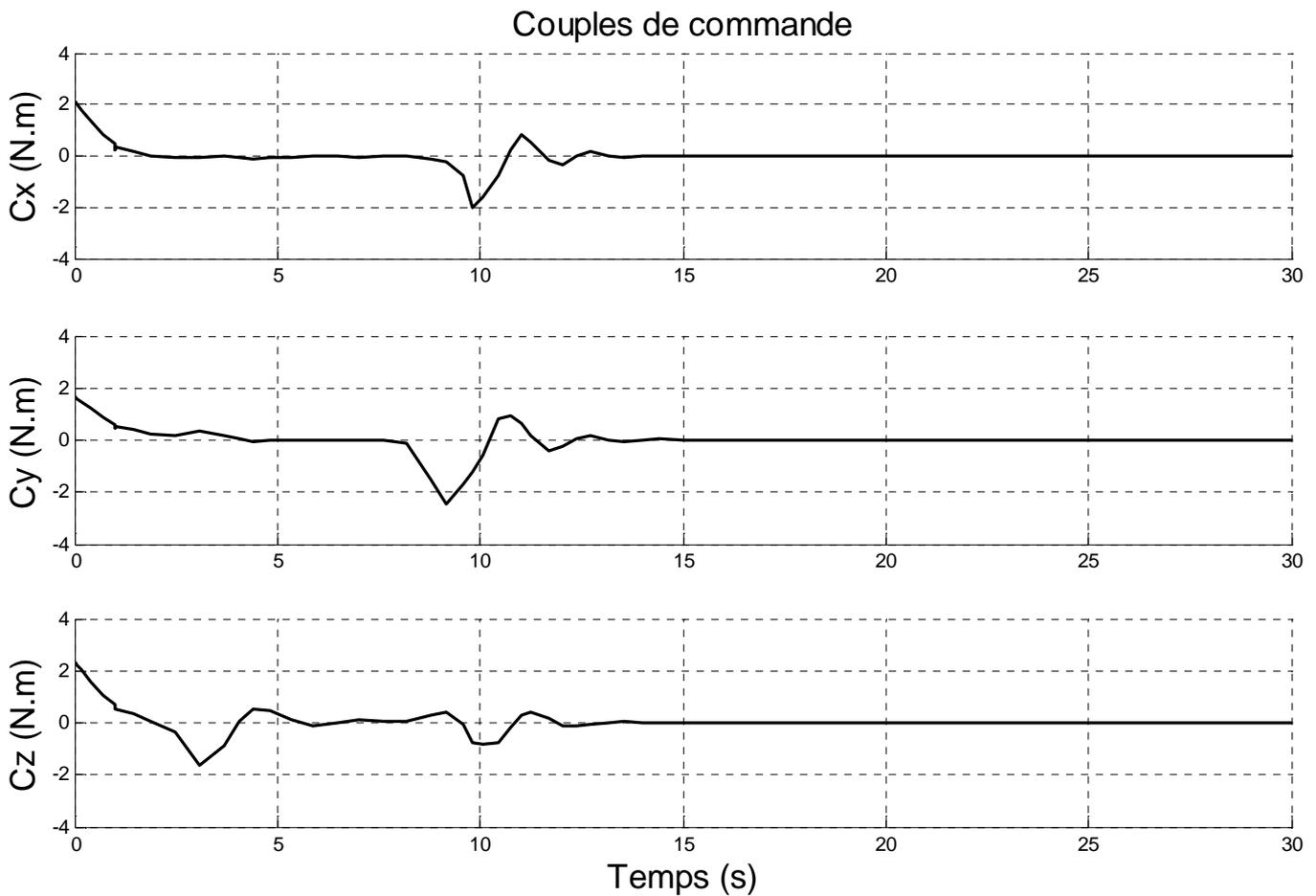


Figure III.40 : couples de commande de la commande linéarisante par mode glissant

On a l'absence de l'effet de Chattering grâce à la fonction Smooth, dans ce cas la commande ne dépasse pas le seuil des $\pm 2.5 N.m$.

La commande est active dans le régime transitoire, et s'annule complètement qu'après $t=15s$, puis elle reste nulle dans le régime permanent, ce qui nous intéresse pour la minimisation de la consommation de l'énergie.

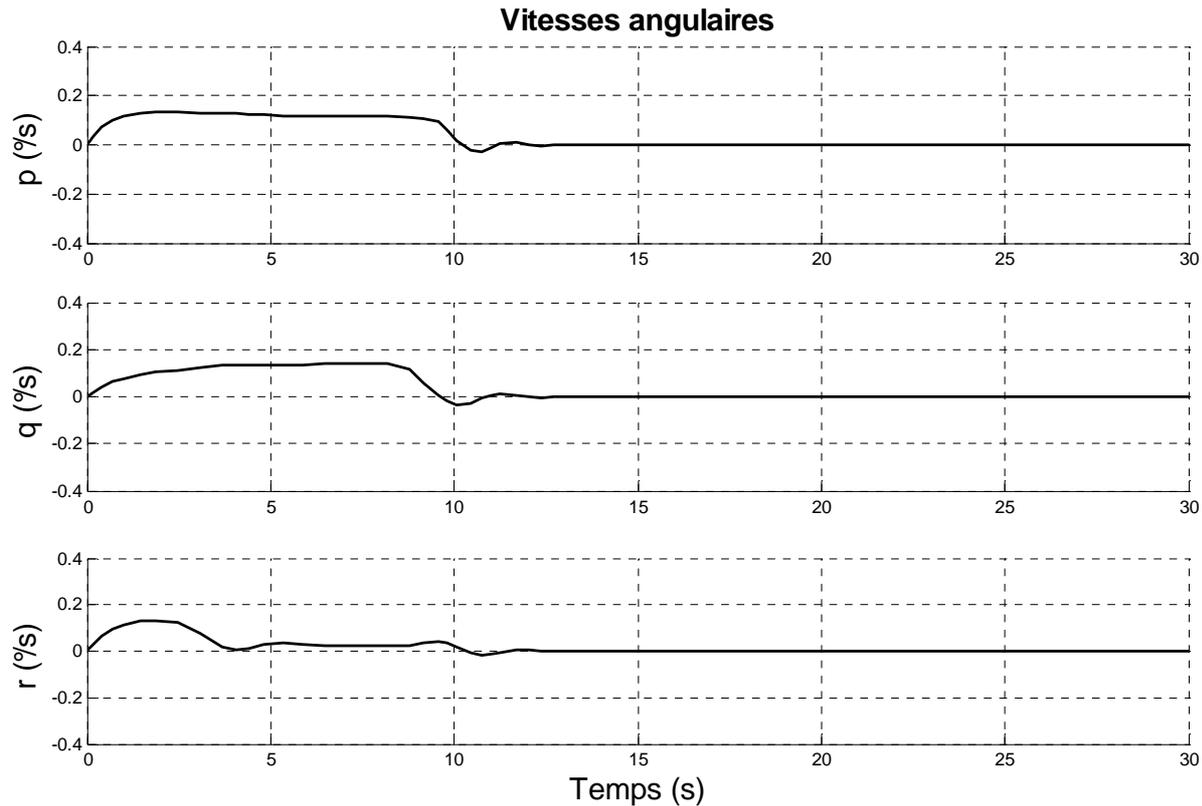


Figure III.41 : vitesse angulaire de la commande linéarisante par mode glissant

On conclue que la commande linéarisante par mode de glissement assure la convergence en un temps fini, à $t=10s$, avec une erreur de poursuite nulle, suivie d'une vitesse angulaire nulle, prouvant la stabilité à la position désirée. Ainsi, la commande est moins énergétique, et s'annule au régime permanent, qui est intéressant dans notre cas de régulation dans l'espace.

III.3.1.2. simulation de la commande linéarisante par mode glissant en présence de perturbations

On suppose que le système initialement est dans la position définie par le quaternion :

$q = [0.18, 0.12, 0.36, 0.9075]$ soit par la position $[-40^{\circ}, 20^{\circ}, -15^{\circ}]$, et on se propose à étudier les grandes variations angulaire du système, c'est-à-dire les larges manœuvres, mais en présence des perturbations à $t=50s$.

On désire aller à la position $[32^{\circ}, -46^{\circ}, 6.7^{\circ}]$ équivalent en terme de quaternion à :

$[0.055, -0.39, 0.23, 0.8896]$.

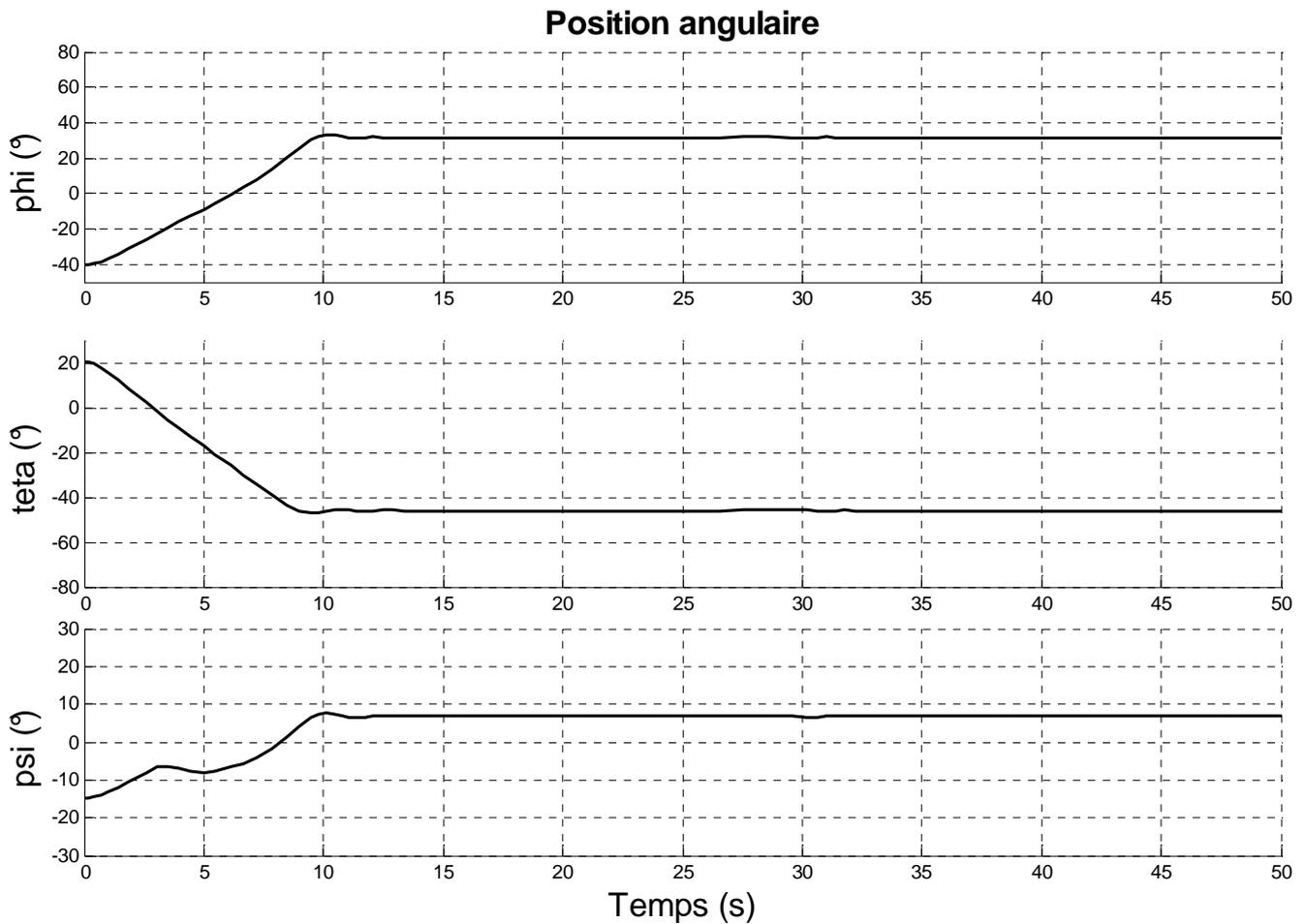


Figure III.42 : position angulaire de la commande linéarisante par mode glissant en présence de perturbations

On remarque que la commande ramène les variables du système vers l'état de l'équilibre après avoir été écartées de la trajectoire désirée, avec des perturbations externes, on pourra dire que la commande par mode glissement appliquée au système non linéaire est performante, et que le temps de rejet totale des perturbations est de l'ordre de 7 s, qui est acceptable et tolérable.

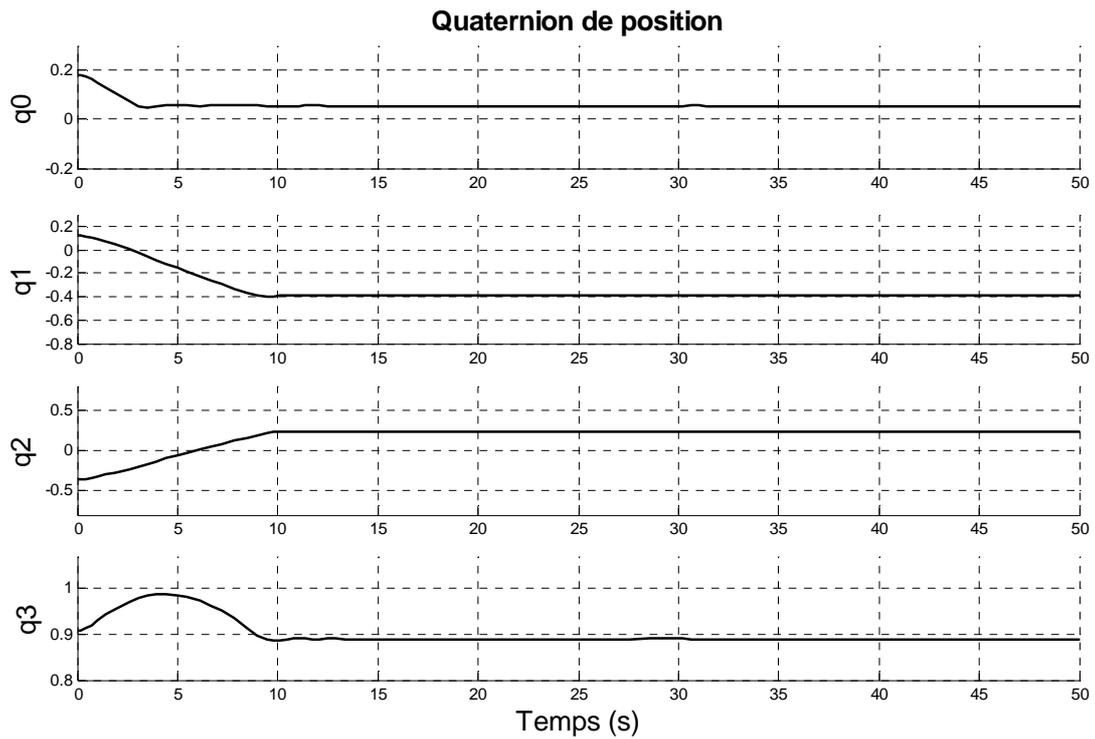


Figure III.43 : quaternion de position de la commande linéarisante par mode glissant en présence de perturbations

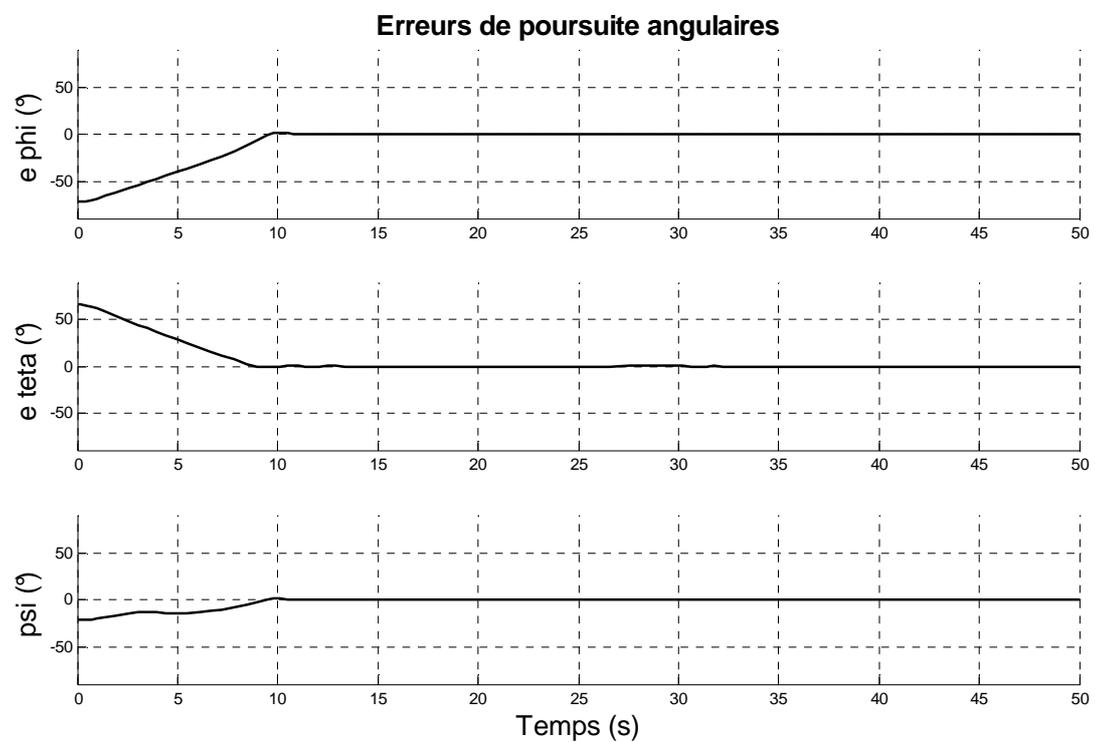


Figure III.44 : erreurs de poursuite de la commande linéarisante par mode glissant en présence de perturbations

On remarque que l'erreur de poursuite, lors de l'application d'une perturbation, diffère de zéro, mais après un temps fini, elle devient nulle, qui explique parfaitement le rejet des perturbations externes, et que la commande ramène le micro satellite vers sa position désirée après avoir été dévié à $t=25$ s.

Donc la commande par mode de glissement rejette efficacement les perturbations.

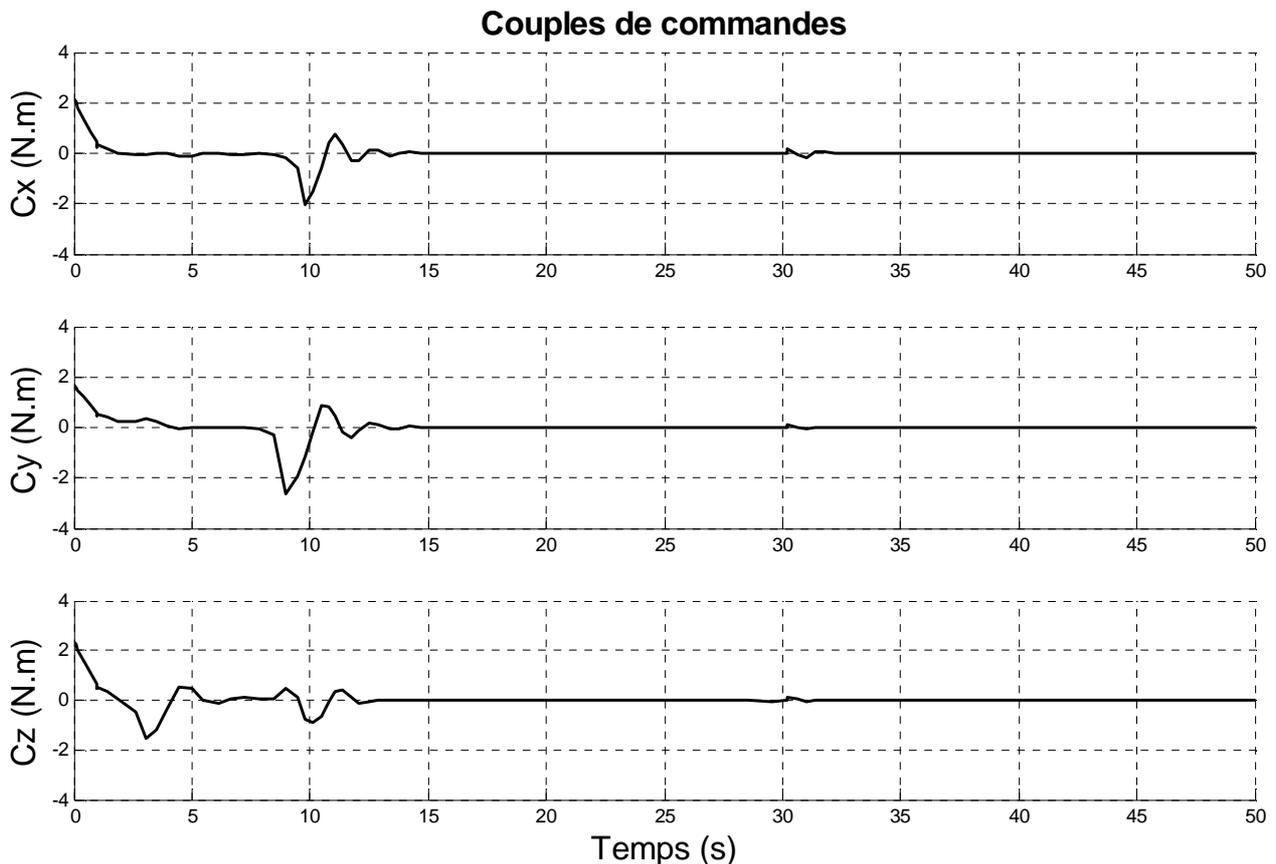


Figure III.45 : couple de commande de la commande linéarisante par mode glissant en présence de perturbations

La commande réagit instantanément aux perturbations, pour maintenir le système dans sa position désiré, et rejette parfaitement les perturbations.

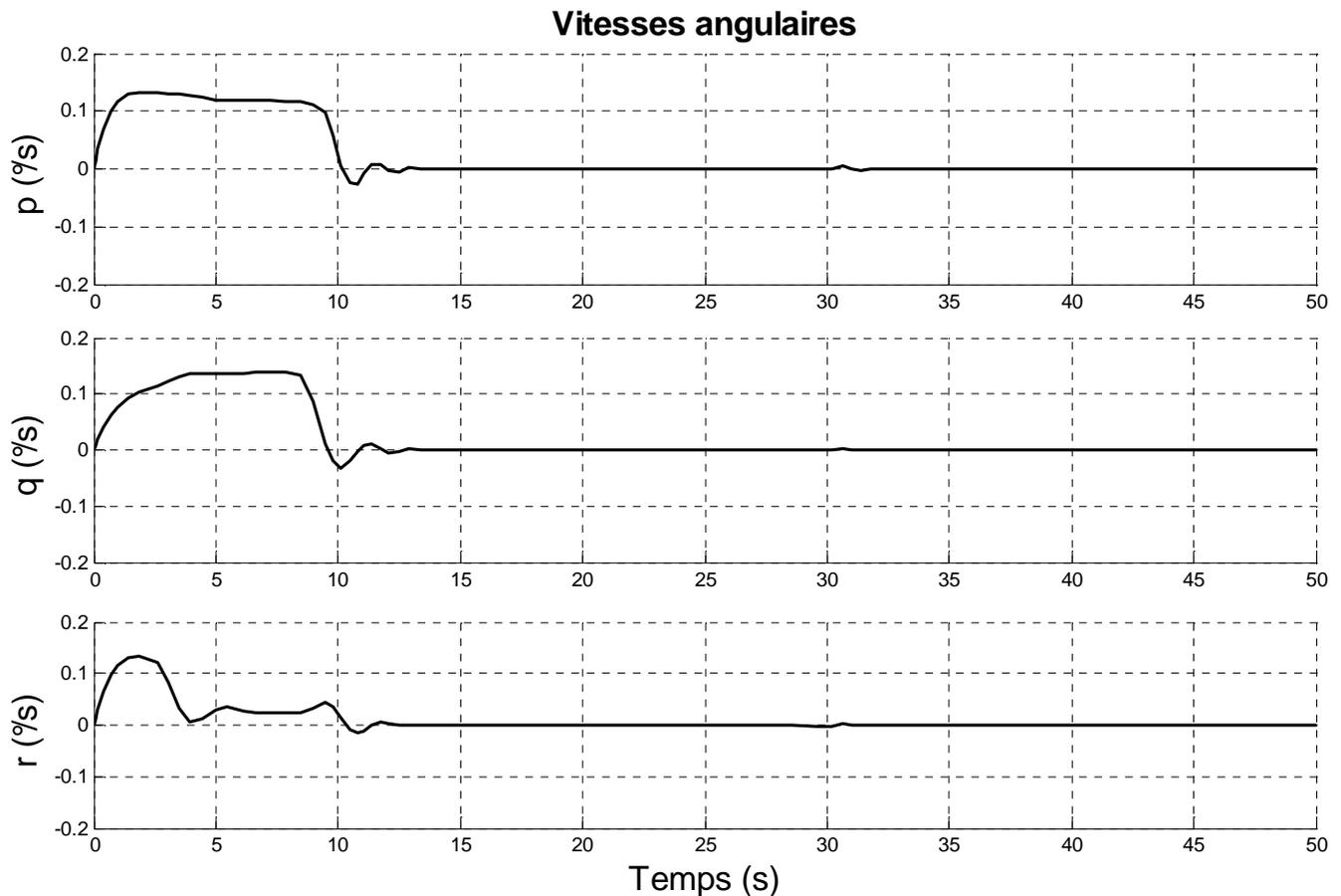


Figure III.46 : vitesse angulaire de la commande linéarisante par mode glissant en présence de perturbations

Par suite, on conclut que la commande linéarisante par mode de glissement rejette efficacement les perturbations externes, en un temps fini, avec le retour à l'état désiré, en se stabilisant en ce dernier.

III.3.1.3. simulation de la commande linéarisante par mode glissant avec variations paramétriques (VP)

On suppose que le système initialement est dans la position définie par le quaternion :

$q = [0.18, 0.12, 0.36, 0.9075]$ soit par la position $[-40^\circ, 20^\circ, -15^\circ]$, et on se propose d'étudier les grandes variations angulaire du système, c'est-à-dire les larges manœuvres.

On désire aller à la position $[32^\circ, -46^\circ, 6.7^\circ]$ équivalent en terme de quaternion à : $[0.055, -0.39, 0.23, 0.8896]$.

On modifie la distance orbitale ainsi que les inerties du micro satellite tq :

$I_r = 8 \text{ kg.m}^2$

$I_t = 7 \text{ kg.m}^2$

$I_l = 8.5 \text{ kg.m}^2$

Ainsi la distance orbitale de 30%

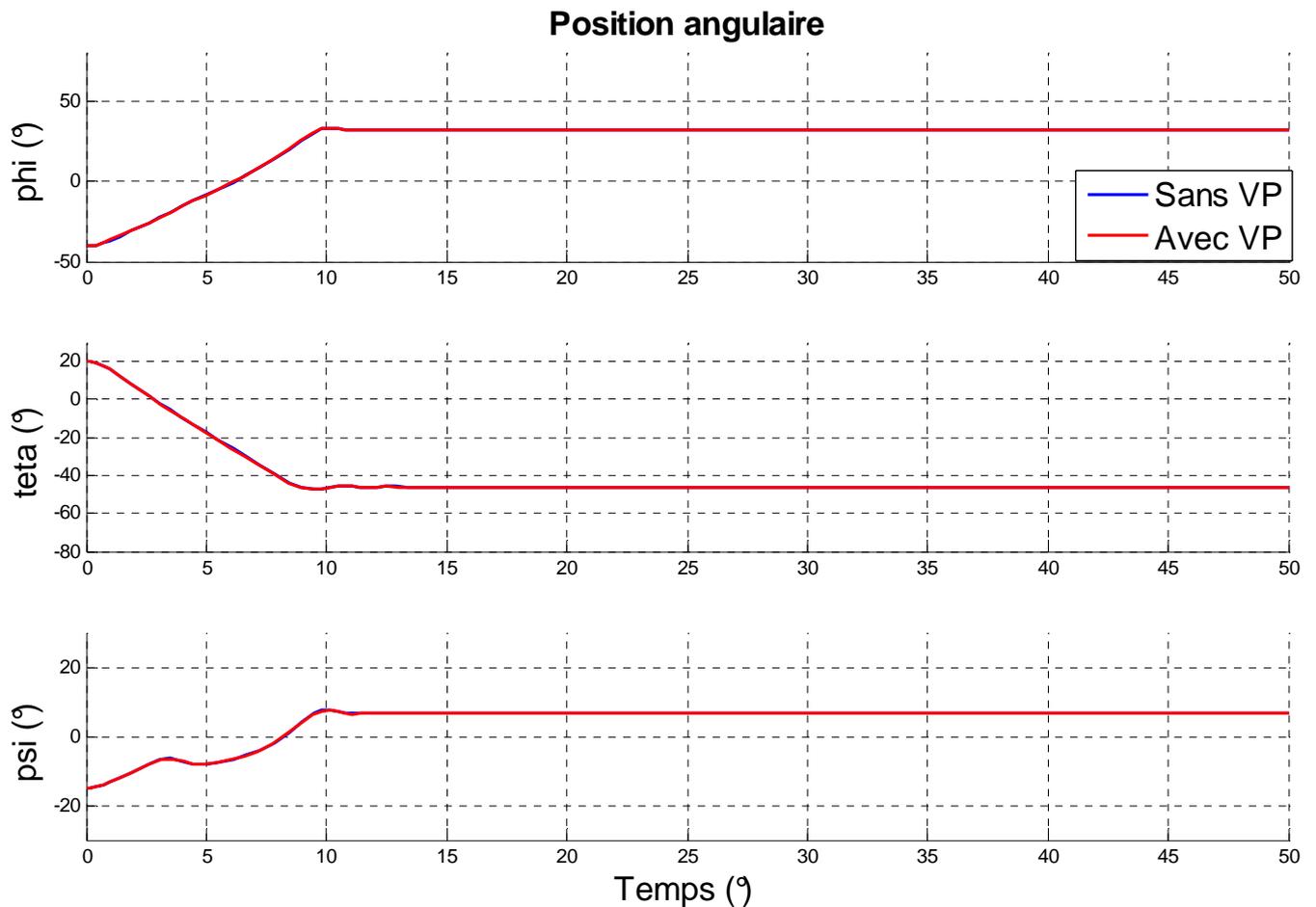


Figure III.47 : position angulaire de la commande linéarisante par mode glissant avec variations paramétriques

On remarque que la réponse du système lorsqu'il ya des variations paramétriques sera assimilable par exemple à la diminution du carburant, erreurs de modélisation ou bien même les variations de la distance terre-micro satellite. La réponse du système reste pratiquement inchangée par rapport à la réponse initiale, pour le régime permanent on a l'invariance, et on voit un léger décalage qui n'est pas important lors du régime transitoire (entre $t=0s$ et $t= 10s$)

Alors le système ne réagit pas aux variations paramétriques, à l'évidence la commande par mode de glissement est rebuse vis-à-vis les variations paramétriques.

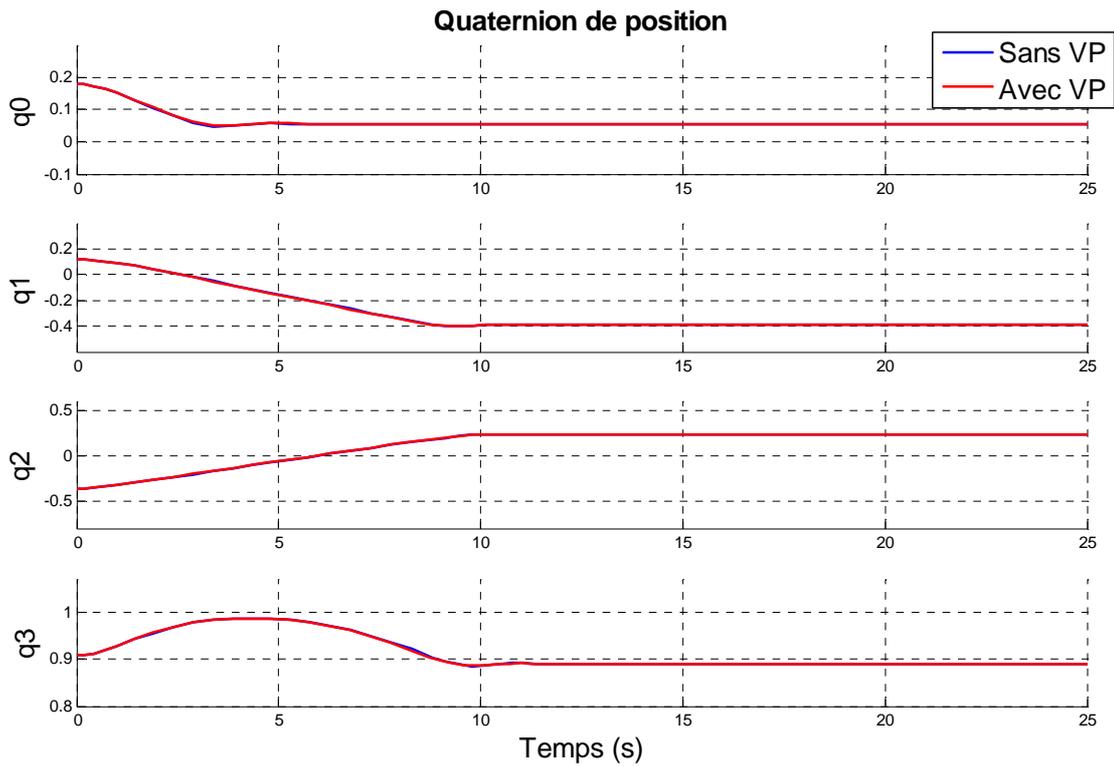


Figure III.48 :quaternion de position de la commande linéarisante par mode glissant avec variations paramétriques

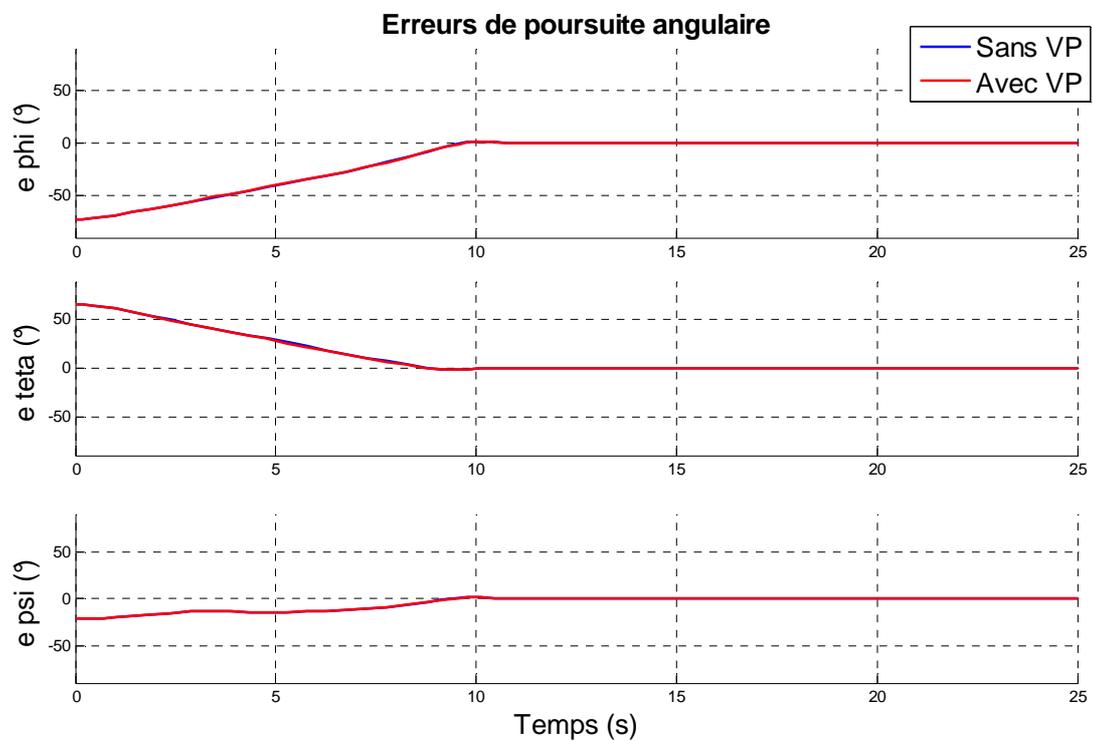


Figure III.49 : Erreurs de poursuite de la commande linéarisante par mode glissant avec variations paramétriques

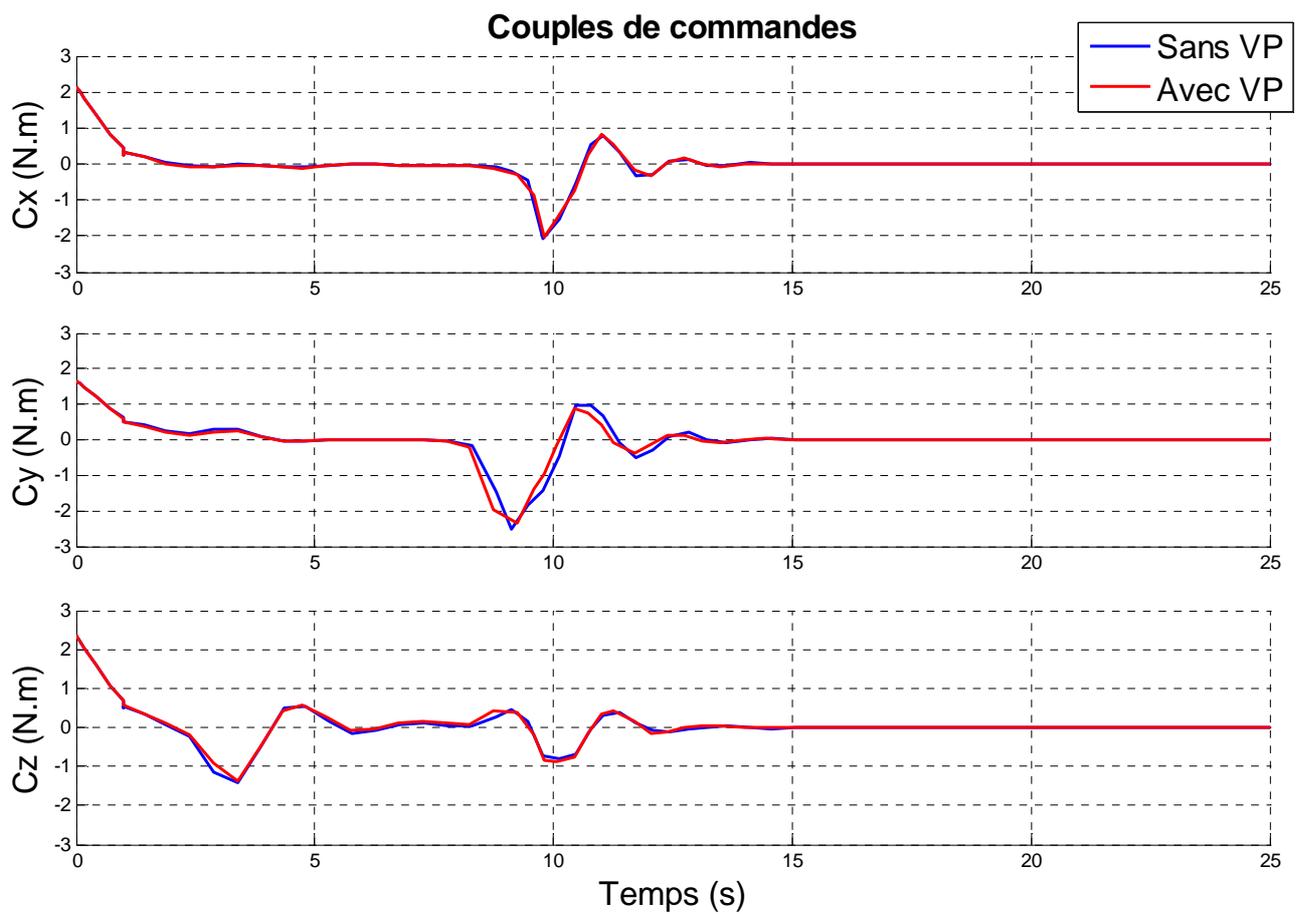


Figure III.50 : couple de commande de la commande linéarisante par mode glissant avec variations paramétriques

La commande réagit face aux variations paramétriques, pour éliminer leurs effets, et maintenir la convergence du système dans les meilleures conditions.

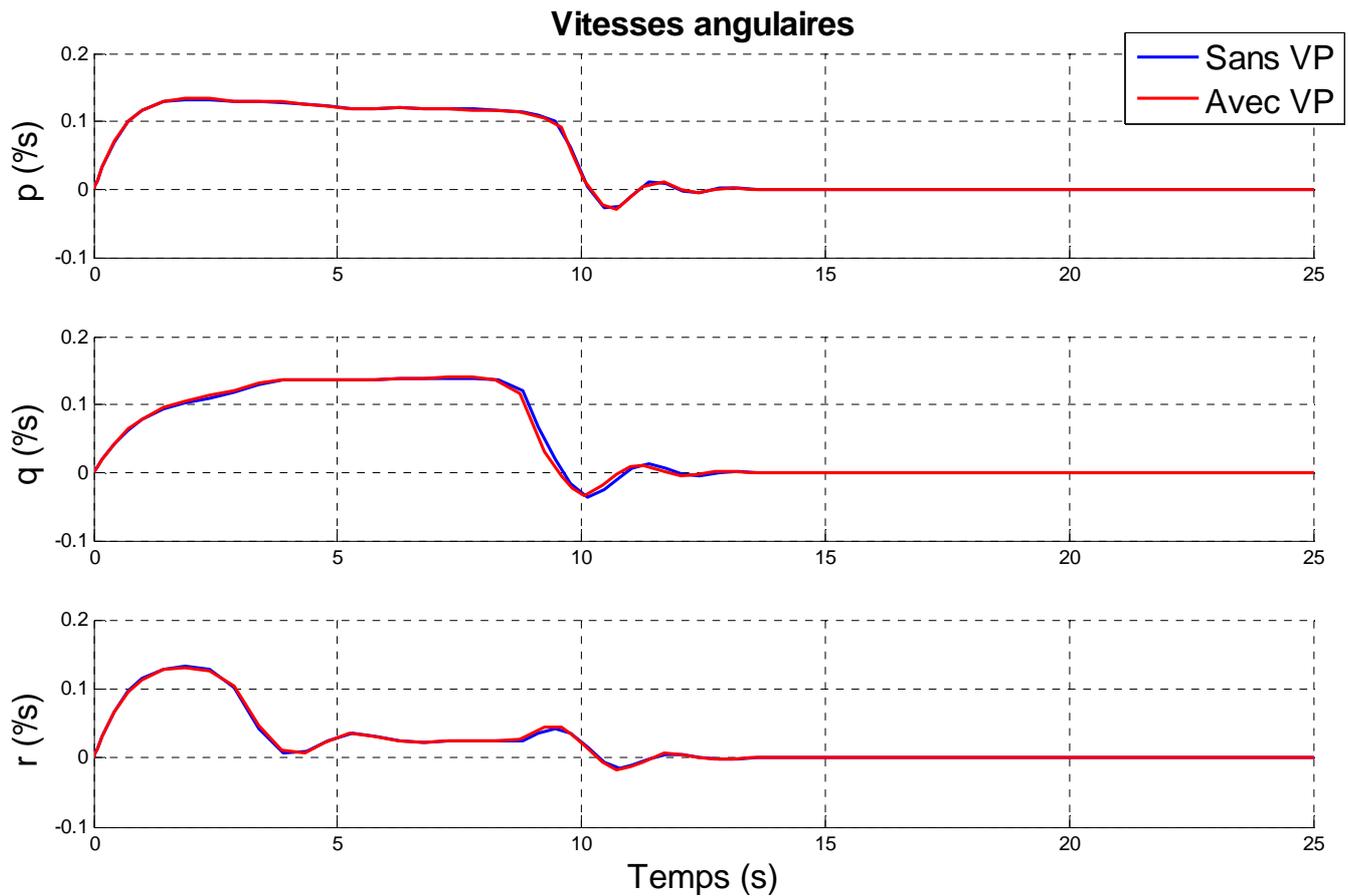


Figure III.51 : vitesse angulaire de la commande linéarisante par mode glissant avec variations paramétriques

On conclut que la commande linéarisante par mode de glissement fait face aux perturbations paramétriques, et les rejettent parfaitement, c'est à dire que cette commande est robuste vis-à-vis des perturbations paramétriques.

III.4.Conclusion

Les trois types de commandes élaborées, ramènent le système vers la position désiré, en un temps fini qui est propre à chaque méthode de régulation, avec un rejet des perturbations externes ainsi que les variations paramétriques : chaque méthode possède ses propres caractéristiques. Pour ce faire, on se propose de faire une étude comparative dans le chapitre qui suit pour mieux illustrer les comparaisons et les différences.

Chapitre V

Etude comparative

Introduction

Dans ce présent chapitre, une étude comparative sera faite entre les trois méthodes de commandes illustrées précédemment (chapitre III), pour tirer des résultats convenables, et pratiques.

La comparaison se fera pour les trois types de commandes, sachant que dans chaque cas le système est mis dans les mêmes conditions, pour pouvoir effectuer correctement une comparaison, et en tirer des résultats fiables.

IV.1. Variations paramétriques

IV.1.1. étude de la commande en présence de variations paramétriques

Il est nécessaire de définir un critère pour la comparaison des commandes, et on se propose d'étudier la commande totale dissipé pour le microsattellite.

Définition du critère Z :

$$Z = \int_0^{\infty} |Cx| + |Cy| + |Cz|$$

Tq : $t = \infty$ représente le temps de l'établissement du régime permanent.

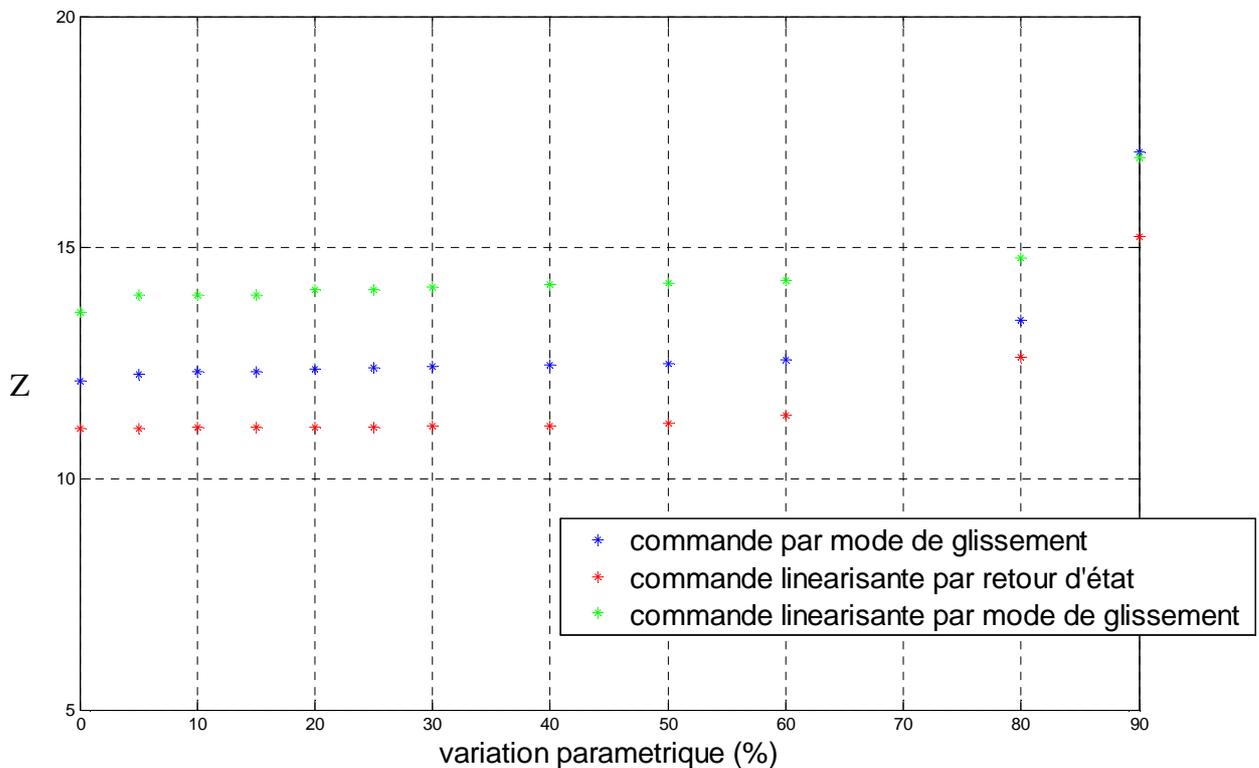


Figure VI.1 : la valeur du critère en présence de la variation paramétrique

IV.1.2. Etude des écarts angulaires

Après avoir effectué plusieurs tests sur le système, on a observé que la position angulaire dans le régime statique reste inchangée, donc on enregistre les variations dans le régime transitoire, i.e. L'écart maximal par rapport à la réponse référence (sans variations paramétrique).

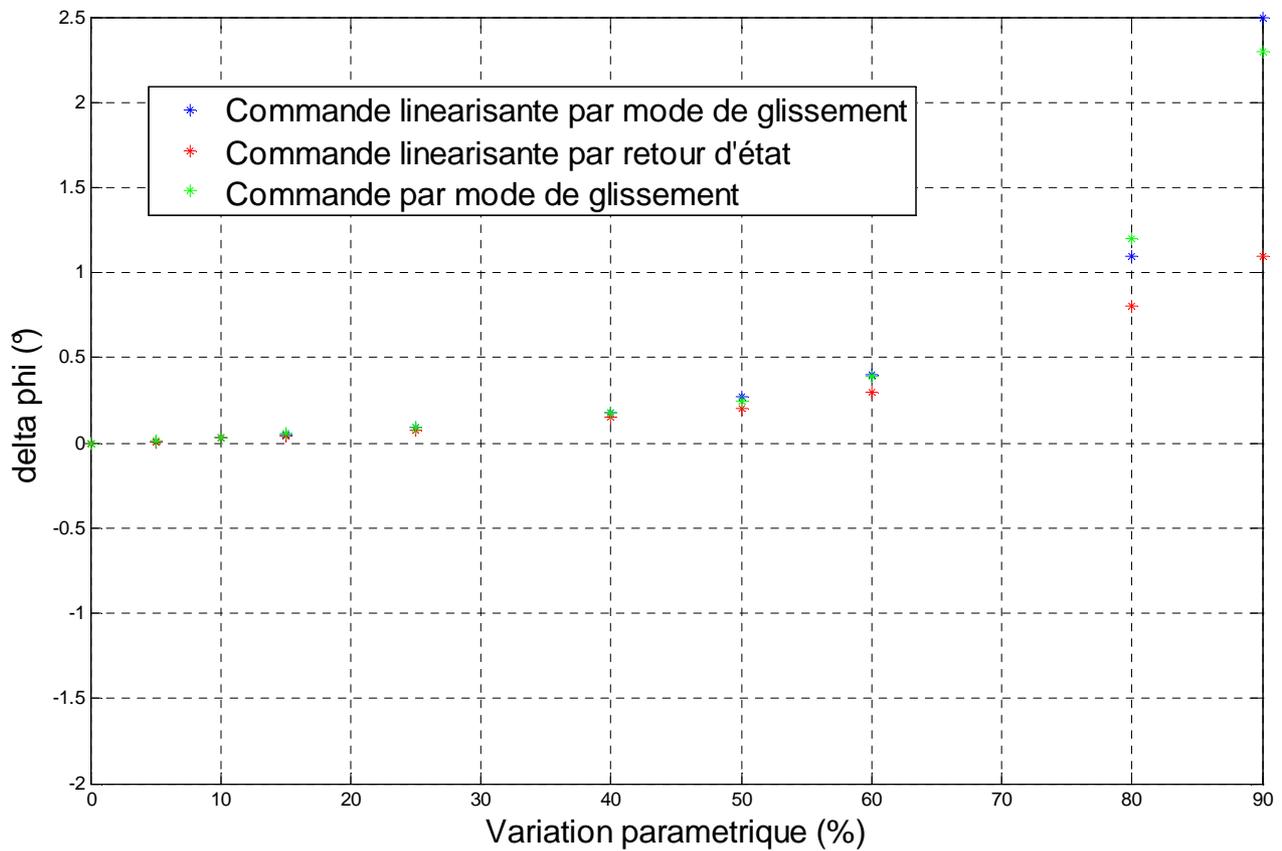


Figure VI.2.a : Ecart maximal de l'angle phi

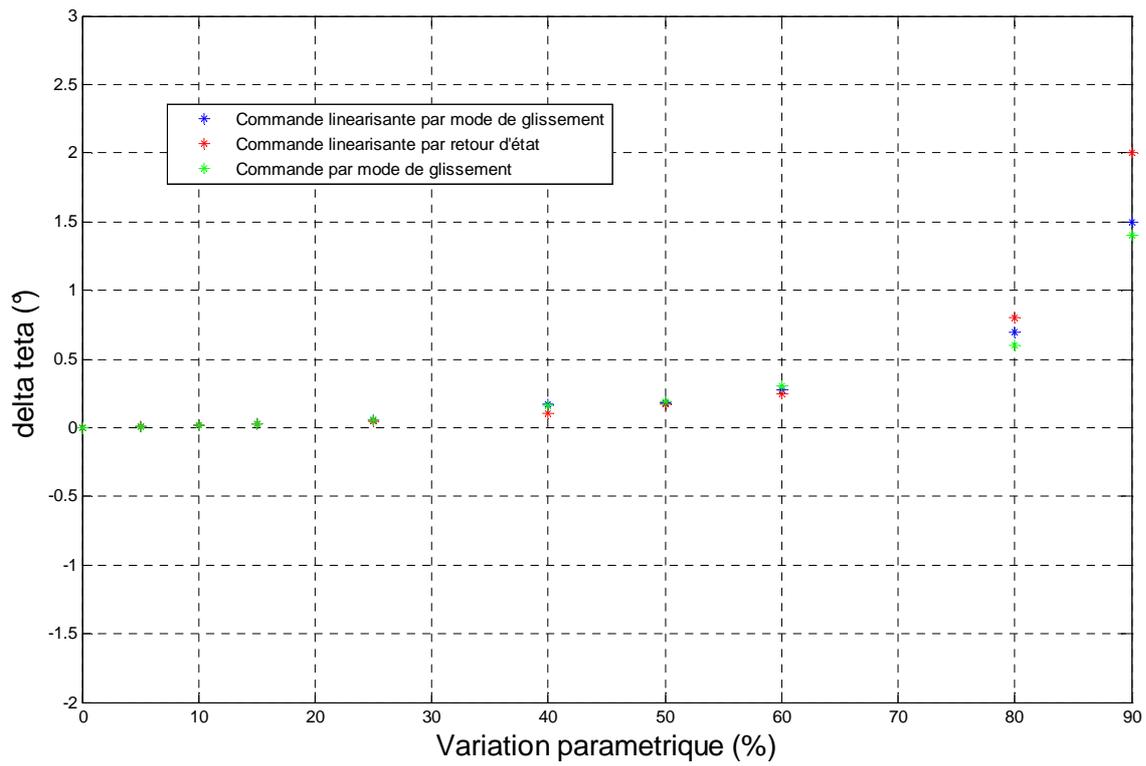


Figure VI.2.b : Ecart maximal de l'angle teta

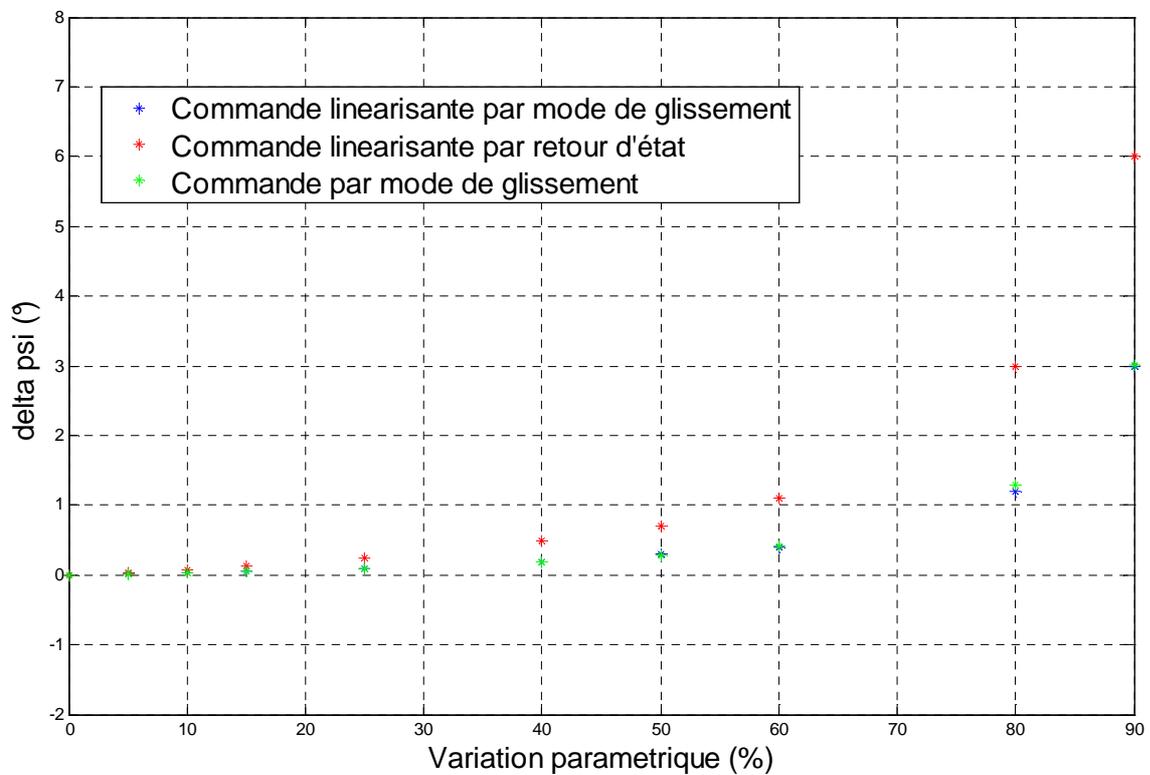


Figure VI.2.c : variation de l'angle psi

Conclusion

On remarque que la commande par mode de glissement soit appliqué au système linéaire ou au système non linéaire, donne pratiquement les mêmes performances, et on peut déduire que la commande par mode de glissement est plus robuste vis-à-vis des variations paramétrique par rapport à la commande linéarisante par retour d'état, comme l'indiquent les résultats ci dessus.

Mais la robustesse de la commande par mode de glissement vis-à-vis des variations paramétrique se traduit par une consommation sensiblement plus élevée, par contre la commande linéarisante par retour d'état est relativement moins gourmande, on abouti donc à un compromis entre la robustesse et la consommation d'énergie

On peut conclure aussi que pour les petite variations paramétriques, on pourra opter pour la commande linéarisante par retour d'état, car on peut voir que le rejet des perturbations est presque identique à la commande par mode de glissement, avec une consommation moi importante d'énergie, mais pour les grandes variations, il est claire que la commande par mode de glissement s'avère efficace.

IV.2.Perturbations

IV.2.1.étude de la commande en présence des perturbations

Il est nécessaire de définir un critère pour la comparaison des commandes, et on se propose d'étudier la commande totale dissipé pour le microsatellite.

Définition du critère Z :

$$Z = \int_0^{\infty} |Cx| + |Cy| + |Cz|$$

Tq : t=∞ représente le temps de l'établissement du régime permanent.

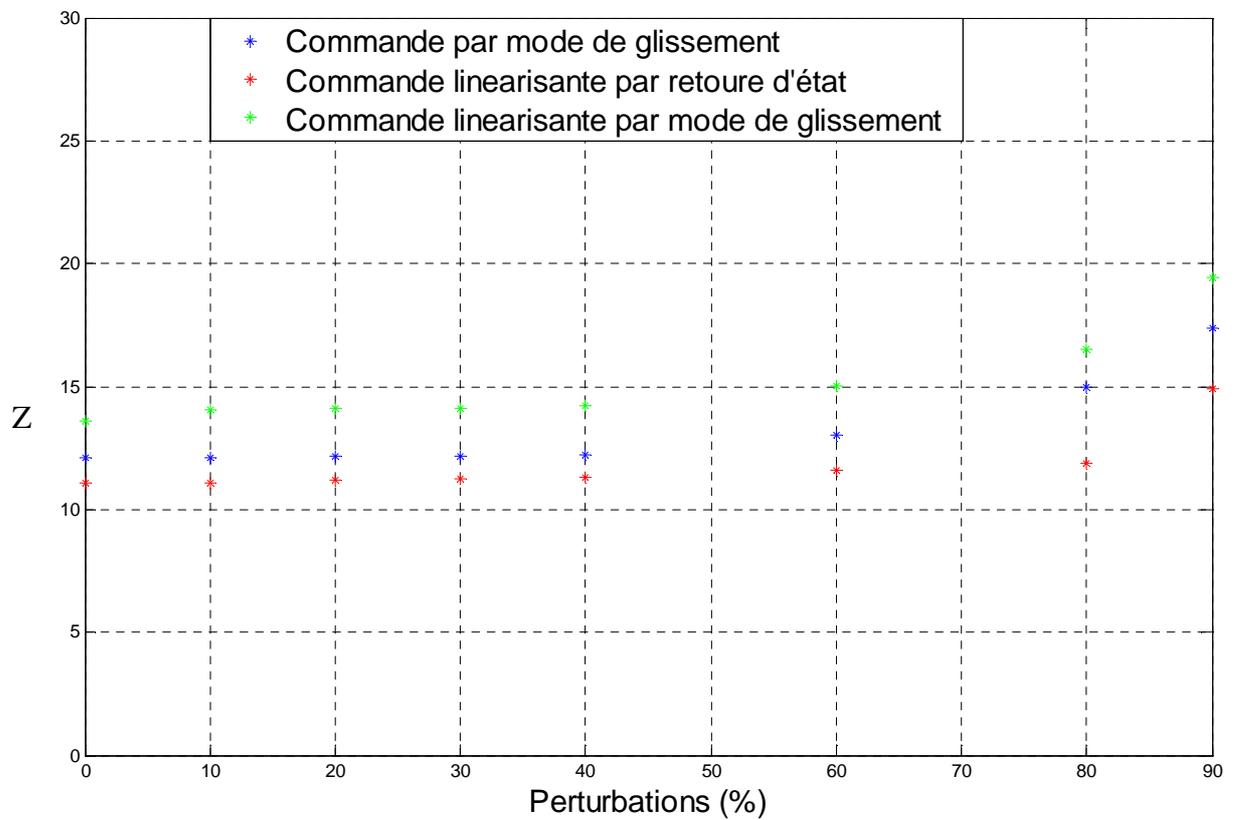


Figure VI.3 : La valeur du critère en présence des perturbations.

IV.2.2.étude des variations angulaires

On se propose à évaluer l'écart max pour la position angulaire lors de la présence des perturbations, en prenant comme référence la réponse du système soumis aux différentes commandes sans perturbations ni variations paramétriques, en comparant avec celle soumise à des perturbations. On enregistre les résultats.

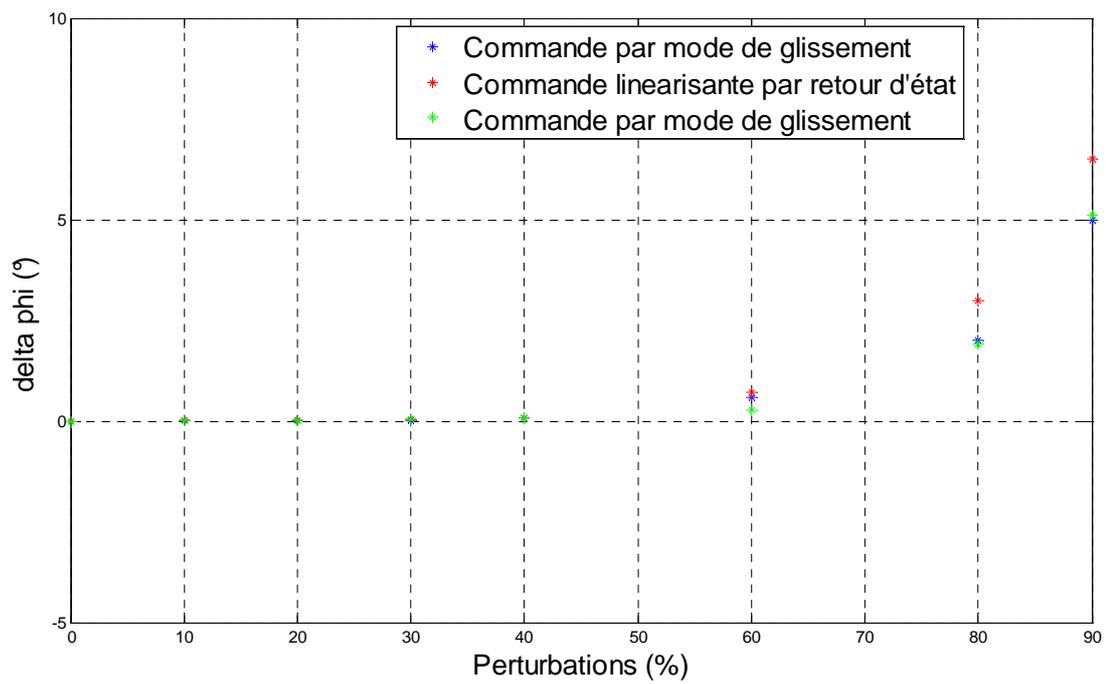


Figure VI.4.a : Ecart maximal de l'angle phi en présence des perturbations

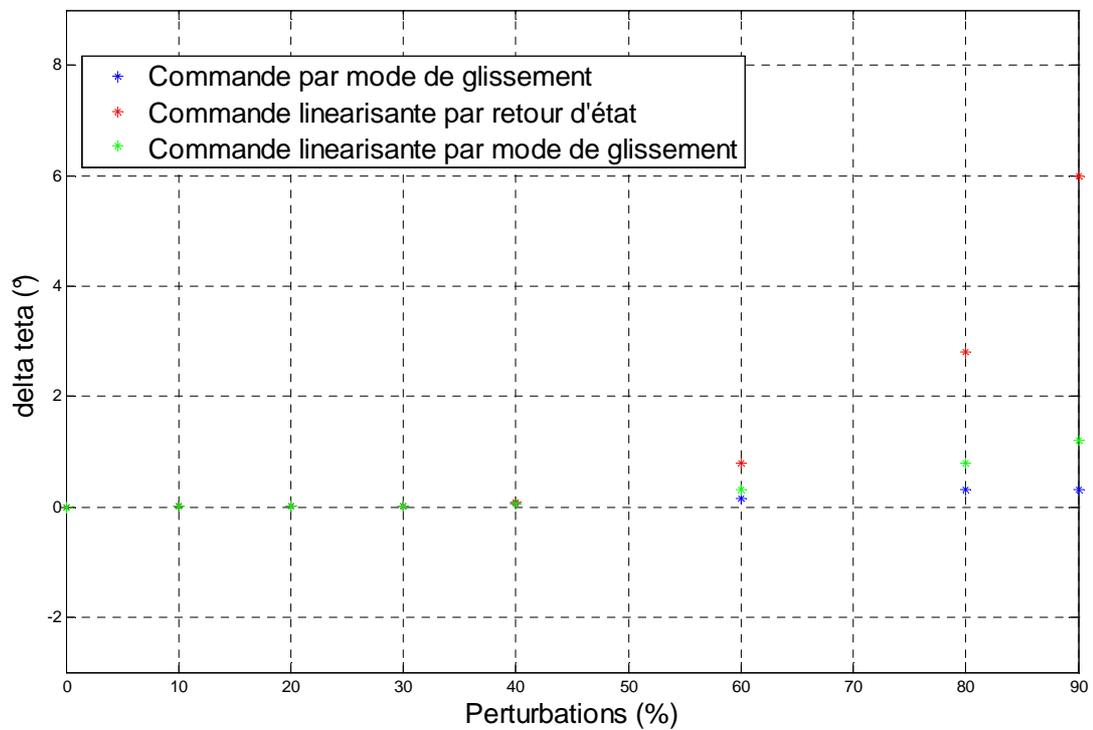


Figure VI.4.b : Ecart maximal de l'angle teta en présence des perturbations

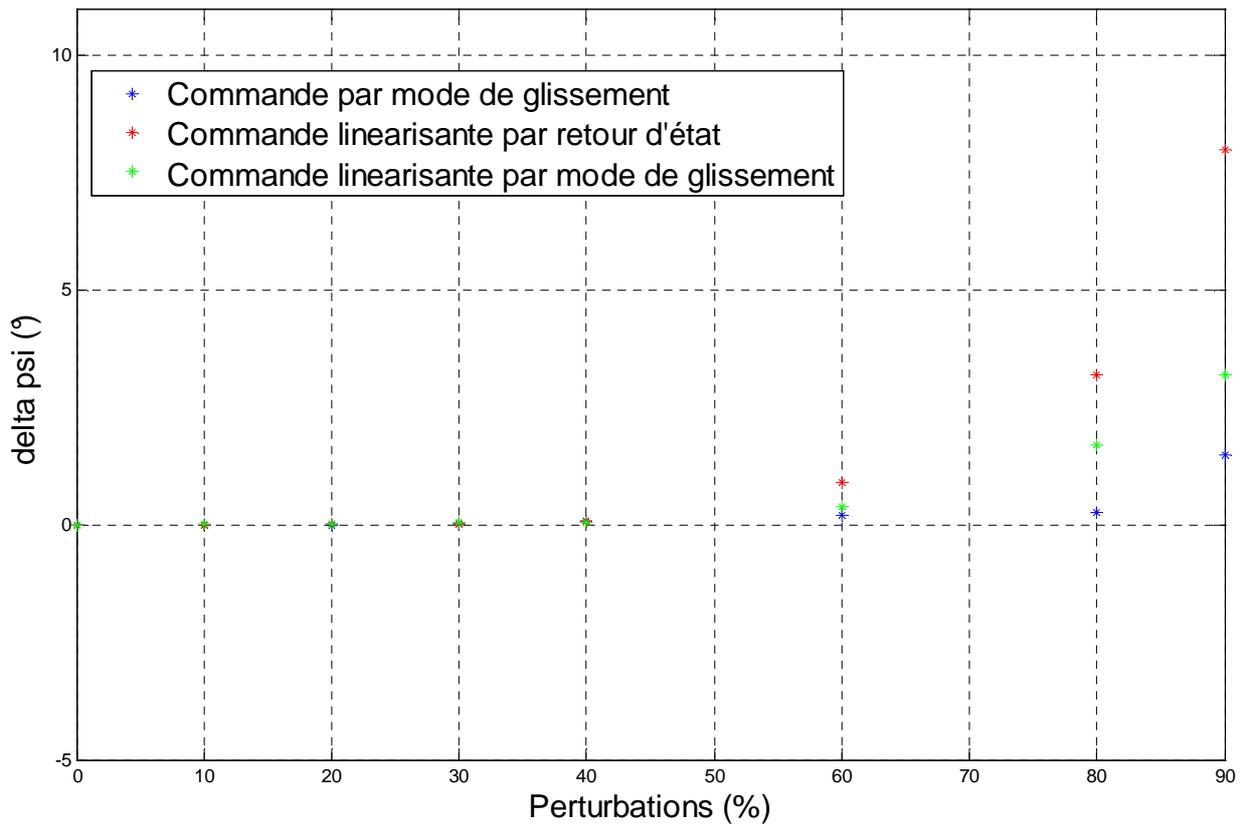


Figure VI.4.c : Ecart maximal de l'angle psi en présence des perturbations

Conclusion

D'après les résultats obtenus, il s'avère que la commande par mode de glissement non linéaire est la plus performante, et satisfait le compromis performance-énergie, et ne laisse pas le système s'éloigner de sa position désiré, qui est très important dans les satellites d'imagerie (l'utilisation majeure des microsatellites) : contrairement à la commande linéarisante par retour d'état, dès que les perturbations dépasse les 50%, on remarque que le micro satellite s'éloigne de sa position désiré avec des angles très importants, indésirables dans certaines missions.

IV.3. Temps de réponse

On se propose d'étudier le temps de reponse pour chaque commande, en comparantsimultanément entre les erreurs de poursuites, et cela dans els memes conditions , et on enregistre les resultats obtenus.

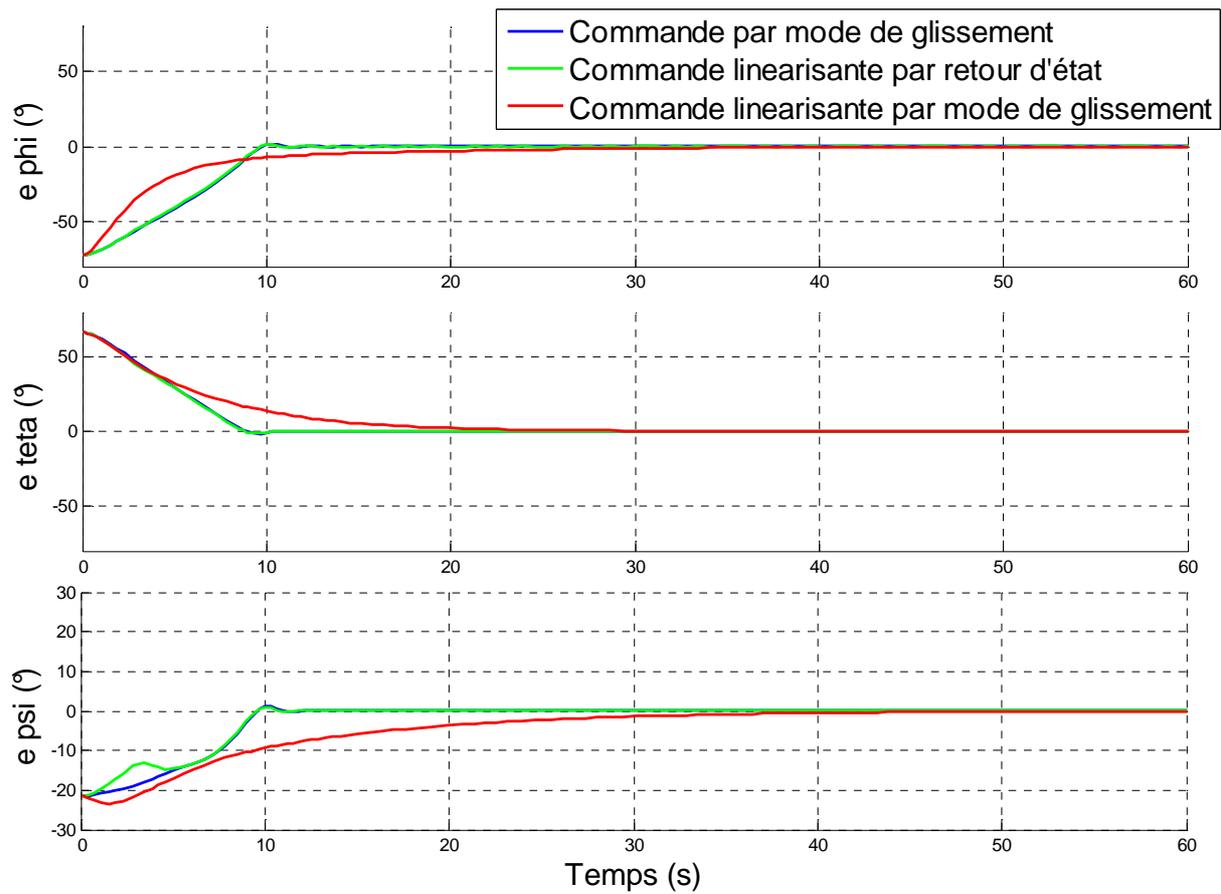


Figure VI.5 : temps de réponse

Conclusion

Une réponse temporelle presque identique pour la commande par mode de glissement linéaire et non linéaire, un temps de réponse de l'ordre de 10s, par contre la commande linéarisante par mode de glissement, est douce, lente et un temps de réponse qui est de l'ordre de 45 s.

Dans tout les cas, la réponse n'est pas oscillatoire, et s'effectuent en un temps fini.

TABLEAU COMPARATIF DES METHODES

Méthode de synthèse	Avantages	Inconvénients
Commande par mode de glissement	<ul style="list-style-type: none"> -Rapidité -Robustesse -performante - Commande nulle au régime permanent -Valeur maximale de commande ne dépassant pas la valeur nominale. 	<ul style="list-style-type: none"> -Phénomène de Chattering -Plus de calculs pour la commande -La complexité -Consommation relativement élevée de l'énergie
Commande linéarisante par retour d'état	<ul style="list-style-type: none"> -Simplicité d'implémentation -Paramètres du régulateur ajustables au cours de la mission. -Variation douce de la commande -Calcul réduit -consommation relativement faible de l'énergie - Commande nulle au régime permanent - Valeur maximale de commande ne dépassant pas la valeur nominale. 	<ul style="list-style-type: none"> -Moins rapide -Moins robuste -Rejet médiocre des perturbations
Commande linéarisante par mode de glissement	<ul style="list-style-type: none"> -Rapidité -Robustesse -Performante - Commande nulle au régime permanent - Valeur maximale de commande ne dépassant pas la valeur nominale. 	<ul style="list-style-type: none"> -Consommation la plus élevée de l'énergie - Variation de la commande relativement importante au régime transitoire -Phénomène de Chattering -Complexité des calculs

Chapitre V

Conclusion générale

Le micro satellite est un système complexe non linéaire, multivariable et couplé. Il est donc nécessaire de faire appel aux techniques de l'automatique moderne pour le commander. Le travail présenté dans ce mémoire rentre dans ce cadre. Il concerne la réalisation de commandes non linéaires appliquées au micro satellite.

Nous avons commencé par une étude descriptive sur les satellites en explicitant leurs types, structures ainsi que les différents repères liés à la caractérisation de leurs mouvements. Un nouvel outil mathématique a été introduit, c'est les quaternions, pour surmonter les singularités qui sont présentes dans les anciennes méthodes, et afin d'élaborer un modèle analytique décrivant le comportement dynamique du micro satellite. Ce modèle est ensuite utilisé lors de la simulation pour un micro satellite (paramètres réels), en boucle ouverte puis en boucle fermée. Pour cette dernière nous avons fait des simulations sans perturbations, avec couples perturbateurs puis avec des variations paramétriques.

A travers notre étude nous avons pu tirer un certain nombre de conclusions à savoir :

-Le modèle mathématique analytique du micro satellite est obtenu en considérant le gradient de gravité en mettant en évidence les angles de rotations à partir des composants du quaternion qui constituent les variables de sortie pour la commande d'attitude. Le modèle dynamique obtenu est multivariable couplé et fortement non linéaire.

-La synthèse de la loi de commande par mode de glissement est obtenue par le choix d'une surface de glissement de Stolone, avec une énergie minimale par optimisation, en éliminant aussi l'effet indésirable du Chattering à l'aide de la fonction Smooth.

-Une commande linéarisante d'ordre réduit, avec une dynamique du zéro stable, qui n'influe pas sur la stabilité du système linéarisé commandé, ce qui fait un système linéarisé d'ordre 6.

-A travers les résultats de simulations, que la commande par mode de glissement, la commande linéarisante par mode de glissement donnaient des résultats satisfaisants, mais la consommation d'énergie est relativement élevée par rapport à la commande linéarisante par retour d'état, mais le temps de réponse est plus élevé.

Finalement, la commande linéarisante par retour d'état répond aux besoins du système vis-à-vis des performances de robustesse et du temps de réponse mais la commande par mode de glissement dans les deux cas confirme sa supériorité pour la rapidité et la robustesse en présence des perturbations et des variations paramétriques. Cependant, la commande linéarisante par retour d'état est utilisée en pratique à bord des micro satellites tandis que la commande par mode de glissement reste théorique.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] Bezzaoucha Souad, Arioua Leyla, "Modélisation et commande d'attitude de satellites artificiels". *PFE ENP 2005*,
- [2] Florian Renk, "Attitude Control for a Micro-Satellite using only Magnetic Coils and Target Pointing for Multiple Satellites". *Diploma thesis, Austarlian Centre for Field Robotics, The University of Sydney 2005*.
- [3] W.H. Steyn, "A multi-mode Attitude Détermination and Control System for Small satellites", *PHD thesis, Département of Electronics Engineering, University of Stellenbosch December 1995*.
- [4] Daniel René Pederson, Jacob Deleuran Grunnet, Jesper Abildgaard Larsen, Ewa Kolakowska, Isaac Pineda Amo, "Attitude Control System for AAUST-II". *Institute of Electronics Systems. Aalborg University, JAS8, February 2nd-June 2TM* 2004*.
- [5] Dr. Herman Steyn. "A multi-mode Attitude Détermination and Control System for SUNSAT" *University of Stellenbosch, December 1995*.
- [6] Eli Jerpseth Overby, "Attitude control for the Norwegian student satellite nCube " , *Master thesis, Norwegian University of science and Technology, Département of Engineering Cybernetics, TRONDHEIM, May 31, 2004*.
- [7] Xiaojiang Chen, "A Study of Combined Spacecraft Attitude control Systems", *PHD thesis, Surrey Space Centre, School of Electronic Engineering, Information Technology and mathematics, University of Surrey 2000*.
- [8] Xiaojiang Chen, "Optimal Combined Reaction-Wheel Momentum Management for LEO Earth-Pointing Satellites". *12th AIAA/USU Conférence on small satellites, Centre for Satellites Engineering research, University of Surrey, Guildford, UK*.

- [9] Dr. Arezki Mohamed SI MOHMMED, "An attitude Détermination and Control System of thé ALSAT-1 First Algerian Microsatellite". *Centre National des Techniques Spatiales, Lab. Instrumentation Spatiale. 0-7803-8142-4-03/IEEE 2003.*
- [10] Sun Zhouwei, Geng Yunhai, Xu Gudong, "He Ping The combined control algorithm for large-angle maneuver of HITS AT-1 small satellite". *Harbin Institute of Technology, Research Centre of Satellites Engineering and Technolgy. ACTA ASTRONOTICA, 10 June 2003.*
- [11] WH Steyn, YHashida V Lappas, "An Attitude control System and commissioning Results of thé SNAP-1 Nanosatellite". *14th AIAA'VSU Conférence on small satellites, Surey Space Centre, University of Surrey, Guildford 2000.*
- [12] Rush D. Robinett and Gordon G. Parker, " Spasecraft Euler Parameter Tracking for Large-Angle Maneuvers via sliding Mode Control ". *Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol 19, No. 3. May 1996.*
- [13] Rafal Wisniewski and F. Landis Markley "Optimal Magnetic Attitude Control", *Aalborg University department of Control Engineering, NASA Goddard Space and Flight Centre, Greenbelt, Maryland.*
- [14] Bong Wie and Jianbo Lu, "Feedback Control Logic for Spacecraft Eigenaxis Rotations Under Slew Rate and control Constraints ". *Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol 18, No. 6. May 1995.*
- [15] B. Wie, H. Weiss and A. Arapostathis, " Quaternion Feedback Regulator for Spacecraft Eigenaxis Rotations " *Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 12, No. 3. May - June 1989.*
- [16] S.R. Vadali, "Variable -Structure Control of Spacecraft large-Angle Maneuvers ". *Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 9, No. 2. March-April 1986*
- [17] ME232 Advance control 1, " Optimal Linear Quadratic Regulator (LQR) Continuous Time". *ME232 Class Notes pp. 1 21-128.*

[18] Pr.Robert GUIZIOU, "quaternion d'attitude", *système de contrôle d'attitude et d'orbite, vol 3, université de la méditerrané, AIX MARSEILLE II, 28 janvier 2008*

[19] Microsoft ENCARTA ETUDE 2007, SPL ; NASA/ Science source

خلاصة

الأعمال التي عرضت في هذه الورقة بشأن وضع والنماذج لاوامر غير خطي لاقمارا الاصطناعية الصغيرة. في المقام الأول ، لمحة عامة عن لاقمارا الاصطناعية ويرد على وصف حركتهم. بعد ذلك ، على اساسيات quaternions والنماذج ديناميكية تعطي الجزء الثالث مخصص لتطبيق اتقنيات وامر غير الخطية. نتائج المحاكاه ايضا للمصادقة على المقترح والتقنيه وتقييم الاداء. ،واخيرا لاستخلاص استنتاجات مختلفة على أساس غير الخطية ،لاوامر وضعت دراسة مقارنة. **الكلمات الرئيسية:** نماذج من حركة اقمارا الاصطناعية ،الصغيرة quaternion، اتحول اسلوب لاوامر القيادة خطي. القيادة لاخطي

Résumé

Le travail présenté dans ce mémoire concerne la modélisation et les commandes non linéaires d'un micro satellite ; dans un premier lieu, un aperçu général sur les satellites est donné : en décrivant leur mouvement.

Ensuite, les notions de base sur les quaternions et la modélisation dynamique est donnée.

La troisième partie est consacrée à l'application des techniques de commandes non linéaires. Des résultats de simulations sont également présentés afin de valider les techniques proposées et évaluer les performances obtenues.

En dernier lieu, pour tirer des conclusions fondées sur les différentes commandes non linéaires qu'on a élaboré, on a fait une étude comparative.

Mots clés : Modélisation de mouvement du micro satellite, quaternion, commande par mode de glissement, commande linéarisante, commande linéarisante par retour d'état, commande linéarisante par mode de glissement

Abstract

The work presented in this paper concerning the modelling and commands a non-linear micro satellite ; in the first place, a general overview of the satellites is given to describing their movement.

Then, the basics on quaternions and dynamic modelling is given.

The third part is devoted to the application of techniques orders non-linear.

The results of simulations are also presented to validate the proposed technical and evaluate performance.

Finally, to draw conclusions based on different non-linear orders have been developed, made a comparative study.

Keywords: Modeling of movement of micro satellite, quaternion, commands a mode shift, command linéarisante, commands linéarisante a return of state, commands linéarisante by mode shift