



CCT

Pilotage, Automatique et Filtrage
&
Mécanique Orbitale



ATELIER



*Dans le cadre des centres de compétences techniques du CNES,
les CCT « Mécanique orbitale » et « Automatique Pilotage et Filtrage » organisent l'atelier :*

"Commande optimale et boucle fermée"

Lundi 4 et Mardi 5 octobre 2004

Salle Léonard de Vinci (CNES)

OBJECTIF

L'objectif de cet atelier est de faire le tour des techniques qui concernent le contrôle optimal et le contrôle en boucle fermée pour les systèmes spatiaux, en essayant autant que possible d'établir des liens entre les deux disciplines.

Cet atelier aura lieu au CNES (Centre National d'Etudes Spatiales), à Toulouse, France, les 4 et 5 octobre 2004, dans la salle Léonard de Vinci. Il est organisé dans le cadre des « Centres de Compétences Techniques » du CNES par les CCT « Mécanique orbitale » et « Pilotage, Automatique et Filtrage » afin de réunir les deux communautés en charge des études dans les domaines de l'optimisation et de la commande boucle fermée pour les systèmes spatiaux.

PROGRAMME

Lundi 4 octobre : Journée « Commande optimale et boucle fermée »

09H00 – 10H00 *Accueil des participants*

10H00 – 11H00 *Sur la résolution numérique des problèmes de contrôle optimal*

(Présentation de synthèse sur le contrôle optimal)

Joseph GERGAUD – ENSEEIHT-IRIT

L'objectif de cette présentation est de donner un aperçu des différentes méthodes de résolution numérique des problèmes de contrôle optimal. On peut classer celles-ci en deux catégories: les méthodes dites directes qui aboutissent à la résolution d'un problème de programmation mathématique et les méthodes dites indirectes qui utilisent la condition nécessaire de solution du premier ordre (le principe du maximum de Pontryagin). Ainsi, après avoir rapidement introduit les problèmes de contrôle optimal et leur formalisation mathématique, nous rappellerons cette condition nécessaire. Nous donnerons ensuite les différentes méthodes de résolution numérique ainsi que leurs avantages et inconvénients. Notre propos sera systématiquement illustré par un exemple très simple et un problème du transfert optimal d'orbite à poussée faible autour de la terre d'une orbite fortement elliptique à l'orbite géostationnaire.

11H00 – 11H45 *Transfert orbital à poussée faible : le problème de consommation minimale.*

Thomas HABERKORN – ENSEEIHT-IRIT

Nous nous intéressons ici à la résolution numérique du problème de transfert d'orbite à faible poussée autour de la terre avec maximisation de la masse finale (minimisation de la consommation). L'orbite de départ est l'orbite de transfert qui a une excentricité de 0.75 et une inclinaison de 7° et l'orbite d'arrivée est l'orbite géostationnaire. Ce critère induit des discontinuités de la commande optimale. Pour une poussée de 0.1 Newton, une masse de départ de 1500 kg et un temps final de 1.5 fois le temps minimum, la solution comporte 753 révolutions et 1786 commutations de la commande. Ces résultats numériques ont été obtenus via une approche indirecte couplée à une démarche de nature homotopique. Les résultats numériques que nous avons obtenus nous ont permis de mettre en évidence des "lois" empiriques sur notre problème (Structure de la commande optimale, "invariance de la masse finale en fonction de la poussée maximale",...). La présentation que nous proposons comportera donc deux parties: une partie méthodologique et une partie sur les résultats numériques obtenus.

14H00 – 15H00 *Introduction aux méthodes modernes de commande avancée à contre-réaction*

(Présentation de synthèse sur le contrôle « boucle fermée »)

Denis ARZELIER – LAAS / CNRS

Cet exposé est une introduction au principe des systèmes de commande à contre-réaction (« *feedback control systems* » en anglais) ainsi qu'à quelques approches modernes d'analyse et de synthèse de tels systèmes de commande. Après une introduction définissant le principe de la contre-réaction, un bref historique rappelle les étapes principales des développements scientifiques et techniques associés. Le nombre et la diversité des approches possibles (point de vue linéariste ou non linéariste) dans le cadre de cette structure de commande ne permet évidemment pas de tous les aborder avec pertinence. Nous nous concentrons donc sur les approches linéaristes (modèles et lois de commande linéaires et invariants dans le temps) qui ont vu le jour au début des années 80 et qui entrent sous la dénomination de commandes robustes. Les différentes problématiques (modélisation, analyse et synthèse) issues du développement de la commande robuste sont tout d'abord exposés. Quelques résultats marquants et techniques reconnues sont également présentés.

15H00 – 15H45 *Agilité en attitude par actionneurs gyroscopiques: génération de consignes et commande boucle fermée*

Jean-Pierre CHRETIEN – ONERA

Pour l'observation de la Terre, l'agilité en attitude requise par les nouveaux modes de balayage de scènes nécessite la résolution de problèmes en temps minimum sous contraintes pour calculer les enchaînements de prise de vue au mieux.

Le schéma classique de réjection de perturbations doit donc être complété par un guidage optimal en attitude.

L'utilisation d'actionneurs gyroscopiques complique à la fois la boucle fermée (singularités et redondance) et la commande optimale (recherche de chemins en précession par optimisation sur un horizon borné).

Il est en outre possible d'intégrer les deux optimisations (temps minimum en attitude, chemin optimal en précessions) dans un cadre unifié.

Au cours de l'exposé, on examinera quelques algorithmes appropriés à la résolution de ces différents problèmes, dans le cas du pilotage d'un satellite agile par une grappe pyramidale de gyroscopes.

16H00 – 16H45 *Commande boucle fermée pour le vol en formation des satellites: approche à paramètres variants*

Sébastien GAULOCHER – ONERA

Le maintien de la position relative de deux ou plusieurs satellites en formation, comme on l'envisage par exemple dans des missions d'interférométrie spatiale, pose des exigences très strictes en termes de performances et de consommation. Le caractère à temps ou à paramètres variants de la dynamique de position et d'attitude relative nécessite le recours à des techniques de commande sophistiquées.

Dans notre exposé, nous développerons dans un premier temps les différents modèles décrivant la dynamique inter-satellite en orbite terrestre elliptique pour des satellites ponctuels. Les effets perturbateurs dus à aplatissement de la terre (J_2) peuvent être pris en compte. Nous montrerons ensuite que la mise sous forme LFT (transformation fractionnaire linéaire) de ces modèles permet l'utilisation de diverses techniques d'analyse et de synthèse. Enfin, nous proposons une approche basée sur l'interpolation de correcteurs issus d'une synthèse Hinfini le long d'une orbite fortement elliptique.

16H45 – 17H15 *Maintien à poste de la Roue interférométrique par Différentiel de Frottement.*

Jean FOURCADE – CNES

Le vol en formation demande, dans la majorité des cas, un maintien à poste relatif. Il s'agit de maintenir un satellite relativement à la position d'un autre et non de manière absolue. Ce genre de maintien à poste ouvre des voies nouvelles. En effet, les satellites étant soumis à des perturbations quasiment identiques, les impulsions nécessaires pour effectuer le maintien à poste sont très faibles. De plus, les forces de surfaces, aisément modifiables par changement d'attitude permettent de créer des différentiels de forces qui peuvent remplir la mission de maintien à poste.

Nous avons essayé d'effectuer un maintien à poste par différentiel de frottement sur la roue interférométrique. Cette méthode donne de bons résultats, même dans le cas d'une faible activité solaire et semble donc prometteuse. La technique utilisée consiste à contrôler l'écart de position moyenne sur orbite (PSO). Pour cela, on écrit l'équation qui régit la variation de PSO en fonction de la variation de demi grand axe supposée constante. Une commande sous la forme d'un retour d'état (concernant l'écart en PSO et l'écart en demi grand axe) est réalisée. L'équation du système en boucle fermée permet de régler les gains pour obtenir une pulsation et un amortissement donnés. Les simulations montrent que le maintien à

poste est d'une précision métrique (typiquement l'écart est inférieur à 2,5m) pour des variations angulaires comprises entre $+5^\circ$ et -5° .

17H15 – 17H45 *Commande optimale et techniques de lissage pour les transferts et les rendez-vous orbitaux à consommation minimale*

Richard EPENYOY – CNES

On s'intéressera dans cette présentation au calcul des transferts et des rendez-vous orbitaux à consommation minimum dans le cas de poussées moyennes.

Chaque problème sera traité comme un problème de commande optimale et sera résolu par l'application du principe du maximum de Pontryagin. La loi de commande obtenue étant "bang-bang", la résolution numérique du problème pose de nombreuses difficultés.

Nous introduirons alors une technique, dite de "continuation-lissage", pour pallier ces difficultés. Cette technique est basée sur les principes de pénalisation et les fonctions barrières en optimisation avec contraintes. Elle conduira à la résolution d'une suite de problèmes de commande optimale dont les solutions sont régulières.

Après avoir exposé les principes de cette technique, nous l'utiliserons sur le problème du transfert GTO-GEO et sur celui du rendez-vous en orbite LEO, en comparant les résultats obtenus avec ceux produits par les méthodes basées sur l'optimisation paramétrique. Pour ces dernières, le nombre de manoeuvres est fixé a priori et la direction de poussée est supposée constante durant chaque manoeuvre. Ces exemples illustreront la robustesse de la technique de "continuation-lissage" ainsi que l'intérêt de la commande optimale pour résoudre ce type de problèmes.

Mardi 5 octobre : Journée « boucle fermée et commande optimale »

09H00 – 09H45 *Optimisation de trajectoires par points intérieurs*

Frédéric BONNANS – INRIA

L'optimisation de trajectoire par la méthode directe (qui ramène après discrétisation à un problème de programmation non linéaire structuré) nécessite l'emploi d'algorithmes d'optimisation adaptés, et aussi le contrôle effectif de l'erreur de discrétisation.

Nous montrerons que l'approche par points intérieurs permet de tirer au mieux parti de la structure, et aussi, dans une certaine mesure, de contrôler tout au long de la procédure numérique les erreurs de discrétisation. Ceci permet de procéder au raffinement de la discrétisation sans attendre la fin de l'algorithme d'optimisation. Enfin elle s'adapte bien au cas multi-arcs.

L'exposé s'appuiera sur les travaux menés avec l'ONERA et le CNES dans le cadre de la thèse de J. Laurent-Varin.

09H45 – 10H15 *Optimisation de trajectoires à poussée faible pour des rendez-vous avec des astéroïdes géo-croiseurs*

Régis BERTRAND – CNES

Cette présentation est consacrée à l'étude de missions interplanétaires vers des astéroïdes dits géocroiseurs, i.e. dont l'orbite héliocentrique croise celle de la Terre, pour des sondes équipées de moteurs électriques délivrant des poussées de faible amplitude. Dans ce contexte, se pose alors le problème de l'optimisation de trajectoire. Ce dernier est modélisé sous la forme d'un problème de commande optimale, puis est résolu à l'aide du principe du maximum et de techniques numériques avancées telles que l'approche par décomposition-coordination et une méthode de continuation-lissage. Des trajectoires plus

ou moins complexes, directes ou incluant des survols ou assistances gravitationnelles intermédiaires, vers les astéroïdes 1996FG3, Orpheus et Anteros sont finalement proposées.

10H30 – 11H15 *Un outil de calcul de trajectoire interplanétaires optimales dans le cadre de l'utilisation de la propulsion électrique.*

Thierry DARGENT – ALCATEL SPACE

Ces dernières années ont vu une évolution de la propulsion électrique : d'un concept purement technologique elle est devenue une alternative réaliste pour les missions interplanétaires ; en premier lieu pour les nouvelles missions audacieuses vers les planètes intérieures du système solaire, mais aussi pour des missions plus classiques vers la Lune ou Mars.

Après avoir été utilisée pour *Deep-Space 1*, première mission de démonstration de l'utilisation de la propulsion électrique, puis pour *Smart 1*, ce type de propulsion a été choisi comme moyen nominal pour *BepiColombo*, première mission européenne vers Mercure, ainsi que pour *Solo*, mission européenne innovante ayant pour but l'observation du soleil à une distance aussi faible que 48 rayons solaires (0.222 UA).

Dans ce contexte, *Alcatel Space* a décidé d'accroître sa capacité d'ingénierie dans le domaine interplanétaire (et dans le cadre de l'utilisation de la propulsion à faible poussée), en adaptant un outil initialement conçu pour les mises à poste de satellites géostationnaires.

Après un rappel des principes mathématiques en jeu dans la recherche de trajectoires interplanétaires optimales, les caractéristiques principales de l'outil seront présentées, sans oublier l'interface homme-machine qui simplifie grandement sa mise en oeuvre. Enfin, quelques exemples de résultats obtenus par l'outil pour des missions inspirées de projets ESA/CNES en cours seront présentés, et quand c'est possible il seront comparés à des résultats de référence.

11H15 – 12H00 *Génération de trajectoires et guidage Ariane 5*

Christophe TALBOT – CNES

La présentation illustrera les 2 thèmes de cet atelier : génération de trajectoire et asservissement. :

- Présentation de la problématique de génération de trajectoires pour lanceurs conventionnels (Ariane, Véga, etc). Principales méthodes utilisées pour optimiser les trajectoires Ariane (directes, indirectes). Illustrations avec des exemples.

- Présentation du principe du guidage Ariane 5 et des performances obtenues. Comparaison avec l'optimisation boucle ouverte.

Optionnellement, certains points additionnels pourront être abordés : rentrée atmosphérique, l'optimisation globale « montée+rentrée » ou multibranches, etc...

13H30 – 14H30 *Synthèse de Lyapunov de commande stabilisante. Application à la rentrée et au transfert d'orbite.*

Jean-Michel CORON (Univ. Paris Sud), Laurent PRALY (Mines PARIS)

Une autre approche possible à la commande optimale et en particulier à sa solution par le principe du maximum est la synthèse de commande en boucle fermée telle celle donnée par la programmation dynamique. Une telle commande, en plus de l'optimalité donne aussi souvent la stabilisation. En inversant l'ordre de priorité, nous pouvons chercher une famille de commandes en boucle fermée assurant la stabilisation, puis dans celle-ci chercher la commande la plus optimale.

Dans notre exposé nous ferons un rappel sur les techniques récemment introduites de synthèse dites « de Lyapunov » de lois de commande. Nous en donnerons deux exemples d'applications : stabilisation de la trajectoire de rentrée atmosphérique, et transfert vers une orbite géostationnaire.

14H30 – 15H15 *Transfert d'orbite en poussée continue, Contrôle de type Lyapunov pour le transfert d'orbite.*

Jean-Baptiste POMET – INRIA (Sophia Antipolis)

On présentera ici, pour un transfert d'orbite ou un rendez-vous en poussée faible, des méthodes de contrôle de type Lyapunov et des idées pour rendre ce type de contrôle aussi près que possible du temps minimum (par exemple) pour une condition initiale donnée.

A propos du rendez-vous, on indiquera les difficultés d'un feedback purement de type Lyapunov (par exemple, un résultat dit que la fonction de Lyapunov DOIT dépendre de la valeur de la poussée maximum). On présentera si c'est possible, une alternative un peu hybride.

A propos de transfert, on discutera du choix possible des fonctions de Lyapunov et de leur influence sur la performance (ici, temps de transfert).

15H30 – 16H00 *Table ronde : Quel rapprochement souhaitable et possible entre le contrôle optimal et le contrôle en boucle fermée ?*

Jean MIGNOT

Alain LAMY