

Commande adaptative robuste à des paramètres variants dans le temps pour le contrôle d'attitude de satellite

Doctorant : Yoni LAHANA (ylahana@laas.fr)
 Directeur de thèse : Dimitri PEAUCELLE, LAAS-CNRS
 Encadrante CNES : Hélène EVAÏN

Pourquoi la commande adaptative ?

Stratégie de commande actuelle de la filière Myriade du CNES

La stratégie du CNES concernant la commande des satellites de la filière Myriade est d'utiliser un correcteur de type Proportionnel-Dérivé (PD) qui permet une convergence rapide de l'attitude du satellite. Cependant, les actionneurs du satellite ayant une capacité limitée, il n'est pas possible de stabiliser l'attitude du satellite si l'erreur est trop grande. Cela demande trop d'effort aux actionneurs provoquant leur saturation.

Pour pallier à ce problème, une stratégie de commande à commutation a été développée afin de soulager les actionneurs lorsque l'erreur est trop grande.

Enjeu de la commande adaptative

La commande adaptative est apparue dans les années 1950 [3] et est dédiée pour les systèmes ayant des paramètres incertains voire variants dans le temps. A cette époque, l'objectif de cette stratégie de commande par exemple le contrôle d'un avion en vol consommant son carburant voit son poids varier au cours de sa trajectoire, impliquant un changement de la modélisation du système.

A ce jour, des méthodes robustes permettent de garantir la stabilité du système commandé. Cependant, ces méthodes sont encore peu adaptées au contrôle d'attitude de satellites où nous manquons encore d'étapes de V&V.

Applications envisagées

Les applications envisagées en collaboration avec le CNES seraient d'appliquer la stratégie de commande adaptative à la commande de satellites dans le cas où le modèle de celui-ci est dit linéaire à paramètres variants (LPV) ou à temps variants (LTV). En particulier, les deux applications envisagées sont :

1. Le cas où le satellite a des panneaux solaires rentrant en rotation afin de suivre l'orientation du Soleil. Cela implique une variation temporelle de l'inertie du satellite et donc un changement de modèle.
2. La loi sur les opérations spatiales [4] impose qu'un satellite doit retourner sur Terre dans un délai de 25 ans après sa fin de mission. La stratégie identifiée par le CNES est de développer la « rentrée naturelle assistée » : l'orbite du satellite est modifiée pour devenir elliptique à bas périégée, impliquant une forte variation temporelle du coefficient de frottement atmosphérique. Cela permet de faire revenir le satellite sur Terre à moindre coût énergétique.

Comparaison de lois de commande

Correcteur Proportionnel - Dérivé (PD) à commutation

Afin de limiter les efforts des actionneurs et éviter leur saturation, le CNES a développé un contrôleur commutant selon l'erreur de pointage du satellite [2]

- Si $\varepsilon_\theta < \varepsilon^*$
 $C_c(t) = -(K_p \varepsilon_\theta(t) + K_w \varepsilon_w(t))$ (1)
- Si $\varepsilon_\theta \geq \varepsilon^*$
 $C_c(t) = -(\varepsilon_w(t) + s_p \text{sign}(\varepsilon_\theta(t)))$ (2)

Où
 • ε_θ et ε_w les erreurs de position et de vitesse angulaires
 • ε^* le seuil de commutation
 • K_p et K_w les gains proportionnel et dérivé
 • un biais de vitesse
 Inconvénient : La commutation provoque des oscillations sur le couple calculé $C_c(t)$

Correcteur Adaptatif

Au sein du LAAS a été développé une loi de commande adaptative robuste permettant d'avoir une évolution des gains similaire au correcteur à commutation du CNES, i.e. les gains adaptatifs prennent la valeur des gains de l'équation (1) si l'attitude est proche de l'origine et converge vers la valeur des gains de l'équation (2) lorsque l'erreur de pointage est grande :

$$\dot{K}(t) = -(G\varepsilon(t)^2 + \sigma(K(t) - F_0)) \quad (3)$$

$$C_c(t) = K(t)\varepsilon(t) = K_p(t)\varepsilon_\theta(t) + K_w(t)\varepsilon_w(t)$$

- Où
- K gain adaptatif
 - G direction et vitesse d'adaptation
 - ε l'erreur d'attitude
 - F_0 un gain de référence permettant de forcer la convergence des gains vers une valeur préétablie (ici les gains de la loi à commutation)
 - σ un coefficient de rappel vers le gain de référence K_p et K_w

Correcteur à Mode Glissant

Etude comparative en collaboration avec l'École Polytechnique de Turin (Italie), nous avons inclus la comparaison d'un contrôleur à mode glissant développé au sein du département DIMEAS. Ce contrôleur permet la convergence de l'état du système vers l'origine via un glissement le long d'une surface de glissement

$$\varphi(t) = \lambda \varepsilon_\theta(t) + \varepsilon_w(t) \quad (4)$$

$$C_c(t) = \begin{cases} K_{mg} \text{sat}(\varphi(t)) & \text{si } |\varphi| \geq S \\ K_{mg} \text{sign}(\varphi(t)) & \text{sinon} \end{cases}$$

- Où
- λ règle la pente de la surface de glissement
 - S la surface de glissement définie par $\varphi(t) = 0$
 - K_{mg} gain réglant le vitesse de convergence
- Inconvénient : Cette stratégie par mode glissant classique présente le même problème que le correcteur PD seul sans commutation

Correcteur à Mode Glissant Adaptatif

Afin de pallier au problème de saturation des actionneurs, nous introduisons une loi de commande permettant d'adapter la valeur de λ selon l'erreur d'attitude :

$$\lambda(t) = G \varphi(t) \text{sign}(\varepsilon_\theta(t)) - \sigma(\lambda(t) - \lambda_0) \quad (5)$$

$$\varphi(t) = \lambda(t)\varepsilon_\theta(t) + \varepsilon_w(t)$$

$$C_c(t) = \begin{cases} K_{mg} \text{sat}(\varphi(t)) & \text{si } |\varphi| \geq S \\ K_{mg} \text{sign}(\varphi(t)) & \text{sinon} \end{cases}$$

- Où
- λ_0 valeur prédéfinie vers laquelle le paramètre λ va tendre lorsque l'erreur de dépointage est faible
 - σ coefficient de rappel vers λ_0

Contrairement à la littérature, ce n'est pas le gain K_{mg} qui est adapté, mais le paramètre λ définissant la pente de la surface de glissement.

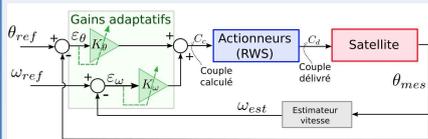


Figure 1 : Schéma-bloc de la boucle commandant le satellite

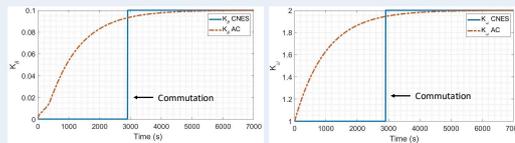


Figure 2 : Evolution des gains adaptatifs K_p et K_w pour l'axe X

Contrôleur	Temps de convergence moyen (en s)	Pourcentage de simulations ayant convergées
PD à commutation	5511	93 %
Adaptatif	1880	100 %
Mode glissant adaptatif	2519	98 %

Table 1 : Résultats de simulations de Monte-Carlo pour 100 simulations

Construction de la loi de commande adaptative

Calcul de G et D

Théorème : [1] Si F_0 est un gain stabilisant asymptotiquement le système $\dot{x} = A(F_0)x = (A + BF_0C)x$ alors il existe (P, D, G) solution au problème LMI :

$$P > 0, \begin{bmatrix} [PA(F_0)]^S & PB - (G_1C)^T & \dots & PB - (G_nC)^T \\ B^T P - G_1C & -D_1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ B^T P - G_nC & 0 & \dots & -D_n \end{bmatrix} < 0$$

Où $A^S = A + A^T$.
 Le paramètre G donne la direction d'adaptation des gains. La bornitude des gains est garantie avec D en utilisant un opérateur de projection $Proj_D(\cdot)$ permettant de projeter dans le domaine admissible un gain dont la dérivée sortirait de ce domaine.

Choix du paramètre σ :

Ce paramètre règle la vitesse de convergence du terme σ -modification. En définissant une évolution souhaitée de la loi adaptative, nous pouvons exprimer que lorsque l'erreur de dépointage est faible et proche de l'origine, nous souhaitons que le terme en σ devienne dominant sur le reste :

$$|\sigma(K - F_0)| > G\varepsilon^2 \Leftrightarrow \frac{\sigma}{G} > \frac{\varepsilon^2}{K - F_0}$$

Choix de la norme de G :

La norme de G va définir la rapidité d'adaptation de la loi de commande. A ce jour, nous travaillons sur l'écriture de preuves permettant de donner les bornes admissibles de ce paramètre.

Conclusion & Perspectives

- L'efficacité de la loi de commande adaptative a montré son efficacité en améliorant le temps de convergence vis-à-vis de loi de commande actuellement utilisée pour les satellites de la filière Myriade
- La loi de commande adaptative (3) a été implémentée et envoyée sur le satellite Picard [1], ce qui fut un grand succès, affirmant la faisabilité pratique d'une telle loi de commande
- Pour la suite, nous souhaitons nous focaliser sur les applications de commande de satellites en cas de changement de son inertie dû au déploiement ou à la rotation de panneaux solaires

Références

1. Luzzi, A. R. (2014). *Commande variante dans le temps pour le contrôle d'attitude de satellites* (Doctoral dissertation, Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace:ISAE)
2. Pittet, C., & Arzelier, D. (2006). Demeter: A benchmark for robust analysis and control of the attitude of flexible micro satellites. *IFAC Proceedings Volumes*, 39(9), 661-666.
3. Ioannou, P. A., & Sun, J. (2012). *Robust adaptive control*. Courier Corporation.
4. LOI n° 2008-518 du 3 juin 2008 relative aux opérations spatiales (LOS)