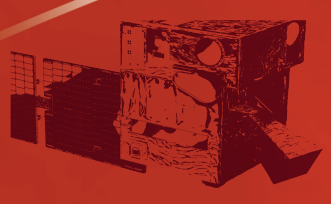


LA FIN DE VIE DU SATELLITE ...

Il est temps de faire des expérimentations à bord

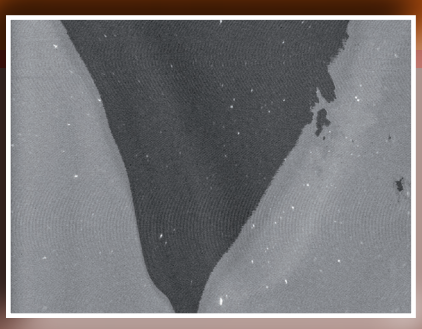
Suite à la Revue d'Exploitation Picard de novembre 2012, il a été autorisé de réaliser des expérimentations en vol sur le satellite PICARD dans le cadre de la phase F, avant le retrait de service. On revient sur le processus de sélection, le planning et l'avancement très préliminaire des expérimentations.

1T-2013

- **Janvier 2013 - Appel à idées.**
- **Mars 2013 - Choix des expérimentations.**
  - 8 expérimentations technologiques sur la plateforme retenues parmi 16 propositions.
  - Autorisation pour PRISMA de venir tourner autour de PICARD lorsqu'il sera un débris (rendez-vous prévu à l'automne 2014).

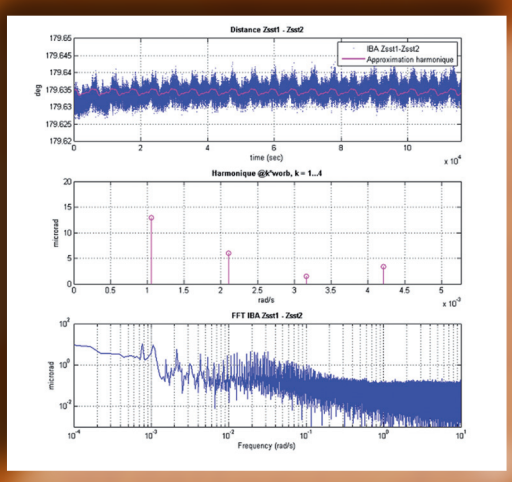
2T-2013

- **CCD-1 : Évaluation de la performance fin de vie du détecteur SODISM.**
- **SST-1 : Prises d'images format centroïdes et JPG sur le senseur stellaire DTU – recherche de l'origine des ghosts.**



Exemple du champ du vue du senseur stellaire et de l'image parasite (Ghost) - 20 janvier 2011.

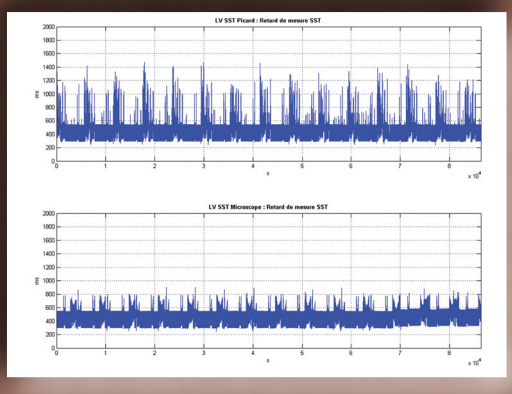
3T-2013



- **SST-3 : Analyse des performances du senseur stellaire avec le logiciel de vol SST PICARD.**
- **Acquisition des mesures des deux têtes optiques du senseur stellaire pour des profils d'attitude représentatifs des pointages de la mission Microscope (dépointage de 90°, mouvements sinusoïdaux, pointage tangent à la Terre des têtes optiques). Le senseur d'écartométrie solaire est utilisé comme référence pour l'estimation des performances.**
- **Ces expériences permettent de disposer pour Microscope d'hypothèses de performances de senseur stellaire crédibles, prouvées en vol dans des conditions représentatives, qu'aucun moyen sol n'avait permis d'évaluer.**

Analyse harmonique de la stabilité de la ligne de visée : cette figure illustre les performances SST basse fréquence estimées à partir des mesures stellaires acquises lors des sessions spinnée. L'analyse harmonique de la distance inter-tête (IBA) entre les deux têtes optiques du SST montre une très bonne stabilité de la ligne de visée avec seulement 14 µrad d'erreur à la fréquence orbitale.

4T-2013



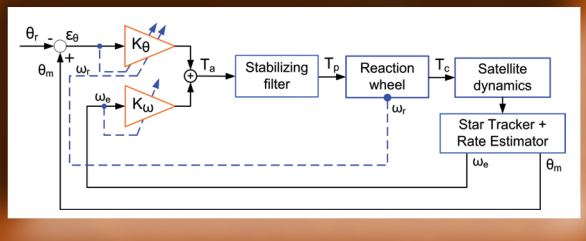
- **SST-5 : Analyse des performances du senseur stellaire avec le logiciel de vol SST MICROSCOPE.**
- **Même expérimentation que SST-3 mais avec le logiciel de vol développé pour le senseur stellaire de Microscope.**
- **Le LV SST Microscope a été développé dans le but d'améliorer les performances du senseur stellaire. L'expérience SST-5 a permis de valider les performances mais également la robustesse du logiciel de vol Microscope.**

Retard de mesure SST avec le LV SST Picard et le LV SST Microscope : le retard de la mesure SST correspond à l'écart entre la date du paquet TM (MNOATTSAT) et la date de la mesure SST qu'il contient. Cette figure compare le comportement des LV SST Picard et Microscope. Les retards de l'ordre d'une seconde observés avec le LV SST Picard sont dus aux perturbations inter-têtes qui entraînent un retard de livraison de la mesure SST. Avec le LV Microscope, on voit que ces perturbations sont nettement réduites.

01-2014

- **DEMONSTRATEUR/GUID 3**
  Loi de commande des roues adaptatives.

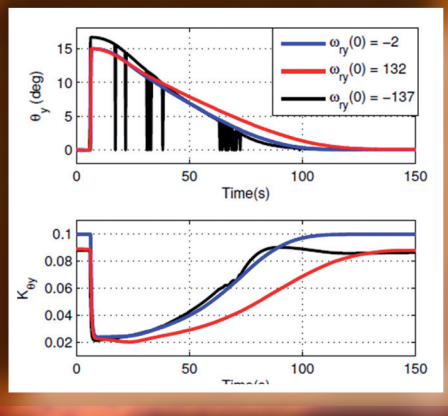
  Adaptation des coefficients de la loi de commande des roues en fonction du dépointage, de l'erreur de vitesse et de la vitesse roue courante.



Principe de la boucle de commande adaptative : les gains de la loi de commande varient en fonction de l'erreur d'attitude et de vitesse angulaire instantanées et de la capacité instantanée des roues.

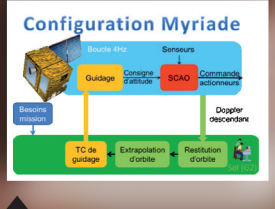
Validation en vol de la loi de commande avec réalisation de sauts de guidage de 15° selon les 3 axes.

Résultats en vol : Trois cas d'adaptation bord de l'effort de commande et du temps de réalisation de la manœuvre d'attitude en fonction des capacités instantanées des roues.

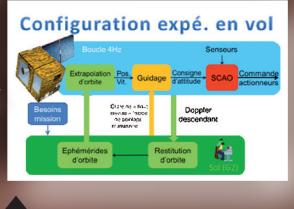


03-2014

- **DEMONSTRATEUR/GUID 2 : Guidage autonome.**
  - Développement sous Simulink des fonctions Orbite et Guidage bord.
  - Nouveau logiciel de vol plateforme autocodé depuis le modèle Simulink
  - Mise en œuvre du guidage autonome en vol avec extrapolation d'orbite, consigne de guidage, ralliement d'attitudes avec évitement d'éblouissement SST calculés de façon autonome à bord à partir des (position, vitesse) fournies par télécommande.



Architecture actuelle pour le calcul des consignes de guidage (calcul au sol du guidage à partir de l'extrapolation de l'orbite restituée, envoi du guidage au satellite, calcul de la consigne d'attitude à bord).



Architecture pour le calcul des consignes de guidage lors de l'expérimentation (calcul au sol des éphémérides d'orbite à partir de l'extrapolation de l'orbite restituée, calcul de la consigne d'attitude à bord).