

Microscope : un satellite aux multiples défis

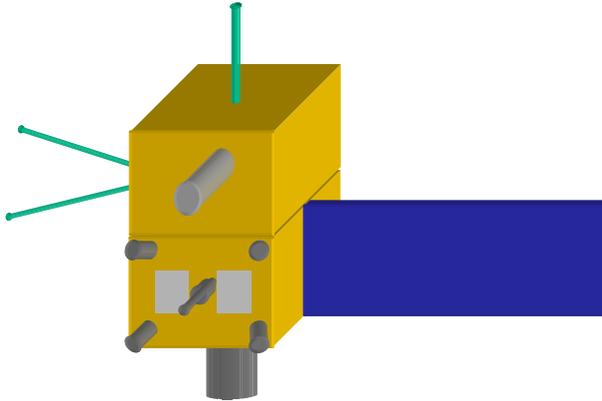
JB. DUBOIS, O. VANDERMARCQ,
H.CONESSA, Y.ANDRE, P.PRIEUR, B.POUILLOUX,
E.FOURNIER, JM.WALTER, PG.TIZIEN, E. CHESTA, & al...
(CNES)

GREX Nice,
27-29 Octobre 2004

Avant-propos

- La mission Microscope répond à deux types d'exigences :
 - scientifiques : permettre le test du P.E. à 10^{-15}
 - économiques : limiter le coût et les délais de réalisation en exploitant les capacités d'un micro-satellite de la filière Myriade
- Ces exigences nécessaires à la réussite du projet peuvent être contradictoires
- Le but de cet exposé est de présenter quelques-uns des défis rencontrés pour la conception et la réalisation du satellite Microscope

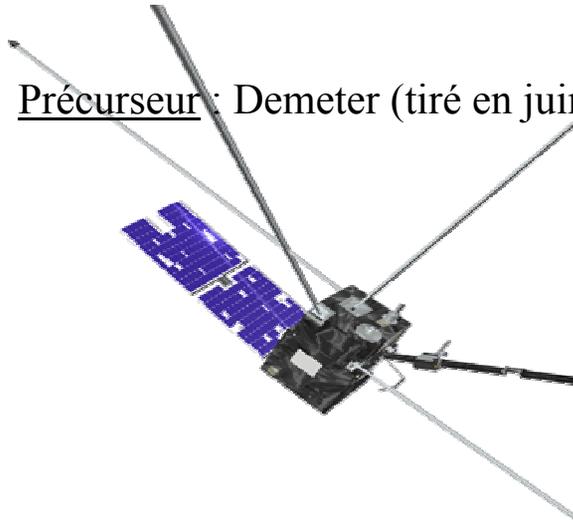
Qu'est-ce qu'un micro-satellite Myriade ?



- Une charge utile associée à un centre de mission scientifique qui gère sa mise en œuvre et ses télémesures

- Une « petite » plate-forme satellitaire dotée de fonctions de servitude et associée à un segment sol de contrôle multi-projets

- Précurseur : Demeter (tiré en juin 2004)



- Successeurs :

En cours : Parasol (décembre 2004)

Essaim (décembre 2004)

MICROSCOPE (mars 2008)

Picard (début 2008)

En projet : Taranis

Eclairs

Altika

Première comparaison

Spécifications plate-forme Myriade / Microscope

Orbit	<ul style="list-style-type: none"> Low earth orbit (500-1000 km)
Pointing	<ul style="list-style-type: none"> Earth ,Sun or inertial pointing
Stabilisation	<ul style="list-style-type: none"> 3 axis. Typical accuracy: <ul style="list-style-type: none"> Coarse mode < 5° Fine mode < 0,1 ° Stability: < 3'/s.
Telemetry Telecommand	<ul style="list-style-type: none"> CCSDS, convolutionnal & R- S coding. S -Band Transmission. Useful TM rate: 400 kbits/s. Useful TC rate: 20 kbit/s.
Localisation	<ul style="list-style-type: none"> Doppler measurement Accuracy: 1 km (LEO), 10 km (GTO).
Date	<ul style="list-style-type: none"> Ground synchronization. On board accuracy: < 0,5 s.
Power	<ul style="list-style-type: none"> Steerable sun generator AsGa solar cells(200 W EOL) Li Ion battery: 14 Ah Payload: around 70 W permanent.
Weight	<ul style="list-style-type: none"> Total: 130 kg. Payload weight: 50 kg.
Propulsion	<ul style="list-style-type: none"> Hydrazine, Δv : 80 m/s 4 thrusters 1 N
High rate TM	<ul style="list-style-type: none"> X-Band emitter 16,8 Mbits/s Memory : 8 Gbits (Flash)

Nouveau mode « spinné »
(2 vitesses de spin)

Pointage plate-forme : $1,7 \cdot 10^{-2}$ deg

Stabilité angulaire sur (0,1 ;20 Hz) : $1,8 \cdot 10^{-6}$ rad/s²
De plus : Stabilité angulaire à FEP = $3 \cdot 10^{-12}$ rad/s²
Stabilité linéaire à FEP = 10^{-12} m/s²

Connaissance de la position : 100 m

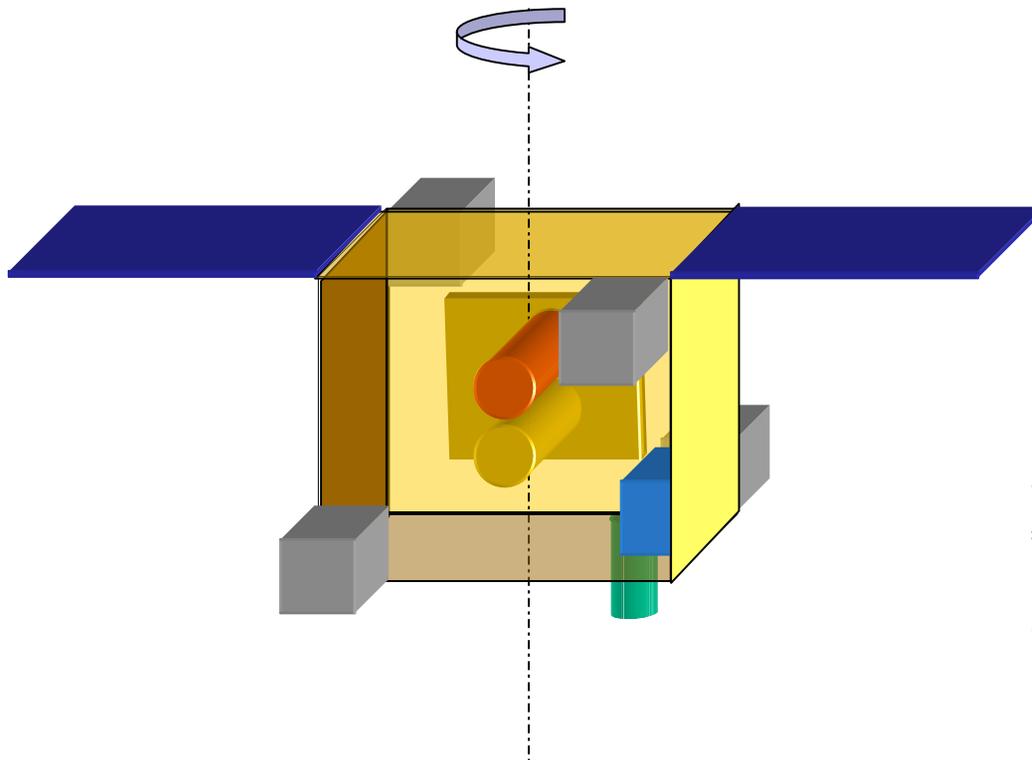
Biais de datation : 0,7 s

Stabilité datation : 4 ms à FEP et 3 FEP

Masse : 200 kg

Puissance max : 240 W

Particularités du satellite Microscope



1. La CU doit être près du CDM

=> Interactions (gravité, thermique, magnétiques)

2. Nouveaux actionneurs : FEEPs à développer

=> Masse, puissance, effets de jet

3. Boucle de contrôle drag-free

=> Au moins un instrument de la CU est utilisé avec le SST à 4 Hz pour le contrôle d'accélération linéaire et angulaire

4. Répartition de performances entre instrument et plate-forme

Principales exigences pour le satellite

- Augmenter les capacités de Myriade de base :
 - Disponibilité : Effectuer des sessions de mesure à 4 Hz sur des durées de plusieurs dizaines d'orbites (120 000 à 720 000 secondes) sans interruption
 - Gestion bord : gérer le fonctionnement de la CU et la TM instrument (brute = 70 Mo/j), synchroniser les deux accéléromètres à 100 μ s
- Limiter les bruits produits par le satellite sur l'expérience :
 - Accélération linéaires $< 3 \cdot 10^{-10} \text{ms}^{-2}\text{Hz}^{-1/2}$ autour de FEP
 - Accélération angulaires $< 10^{-8} \text{rad}\cdot\text{s}^{-2}\text{Hz}^{-1/2}$ autour de FEP

les bruits proviennent des détecteurs (accéléromètres, SST). Les exigences sont tenues d'après les études de faisabilité et les specs détecteurs

- Fluctuation gradient self-gravité $< 10^{-8} \text{s}^{-2}\text{Hz}^{-1/2}$ autour de FEP

Exigence peu critique

- Fluctuation thermique $< 3 \text{K}\cdot\text{Hz}^{-1/2}$ sur [0,1 mHz ; 0,1 Hz] à l'interface FEEU
 $< 0,3 \text{K}\cdot\text{Hz}^{-1/2}$ sur [0,1 mHz ; 0,1 Hz] à l'interface SU
- Fluctuation magnétique $< 0,04 \text{Am}^2\text{Hz}^{-1/2}$ autour de FEP à 0,3 m des ME

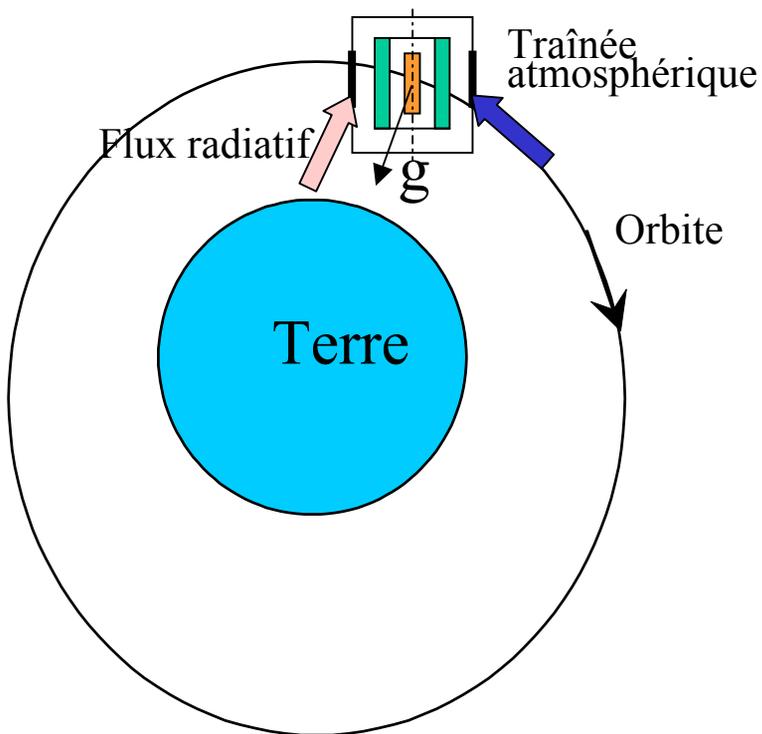
Ces exigences seront vérifiées par simulation et essais mais nécessitent des durées longues

- Assurer des performances à la fréquence de l'expérience

Principales exigences de performances à FEP

- Pour la résolution de la mesure des accélérations
 - La stabilité thermique de la CU (SU 1mK, FEEU 10 mK @ fep)
 - La propreté magnétique (1.2×10^{-4} A.m² @ Fep à 30 cm masse d'épreuve)
 - Le champ de gravité propre satellite (10^{-11} s⁻² @ fep)
- Datation (4ms @ fep, 3fep)
- Pour l'exploitation de la mesure différentielle d'accélération
 - Le contrôle des accélérations linéaires mesurées (10^{-12} ms⁻² @fep)
 - Le contrôle du pointage et stabilité angulaire instrument (10^{-3} rad, 0.16 μrad@fep)
 - Connaissance des décentrages des masses d'épreuve (0.1 μm) et restitution pointage et position satellite

Les sources de perturbations et d'erreur de mesure



Ordres de grandeur

Traînée à 700 km : $\sim 10 \mu\text{N}$
 Flux absorbé en inertiel 1 face (SSM) : $\sim 55 \text{ W/m}^2$
 Gradient de gravité : $\sim 10^{-6} \text{ s}^{-2}$

Environnement spatial

(champ de gravité)
 Traînée atmosphérique
 Flux radiatifs terrestres \rightarrow Effets directs à fep et à proximité
 Flux radiatifs terrestres
 Champ mag. Terrestre (fep+forb)

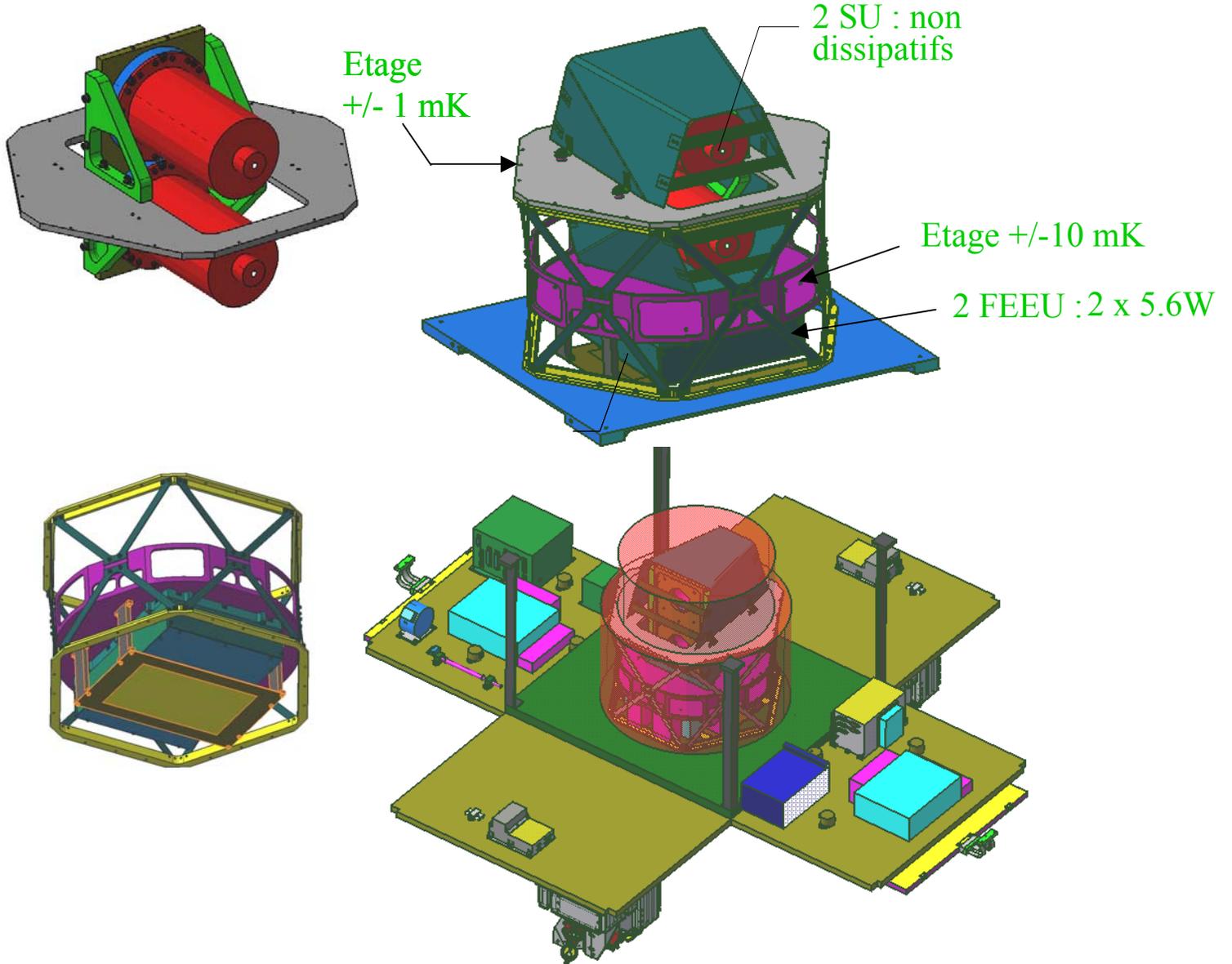
Satellite

Champ de gravité induit
 Champ magnétique éqts \rightarrow Effets potentiels à fep
 Dissipation thermique éqts
 Fluctuations alim. électrique
 Perturbations dynamiques \uparrow

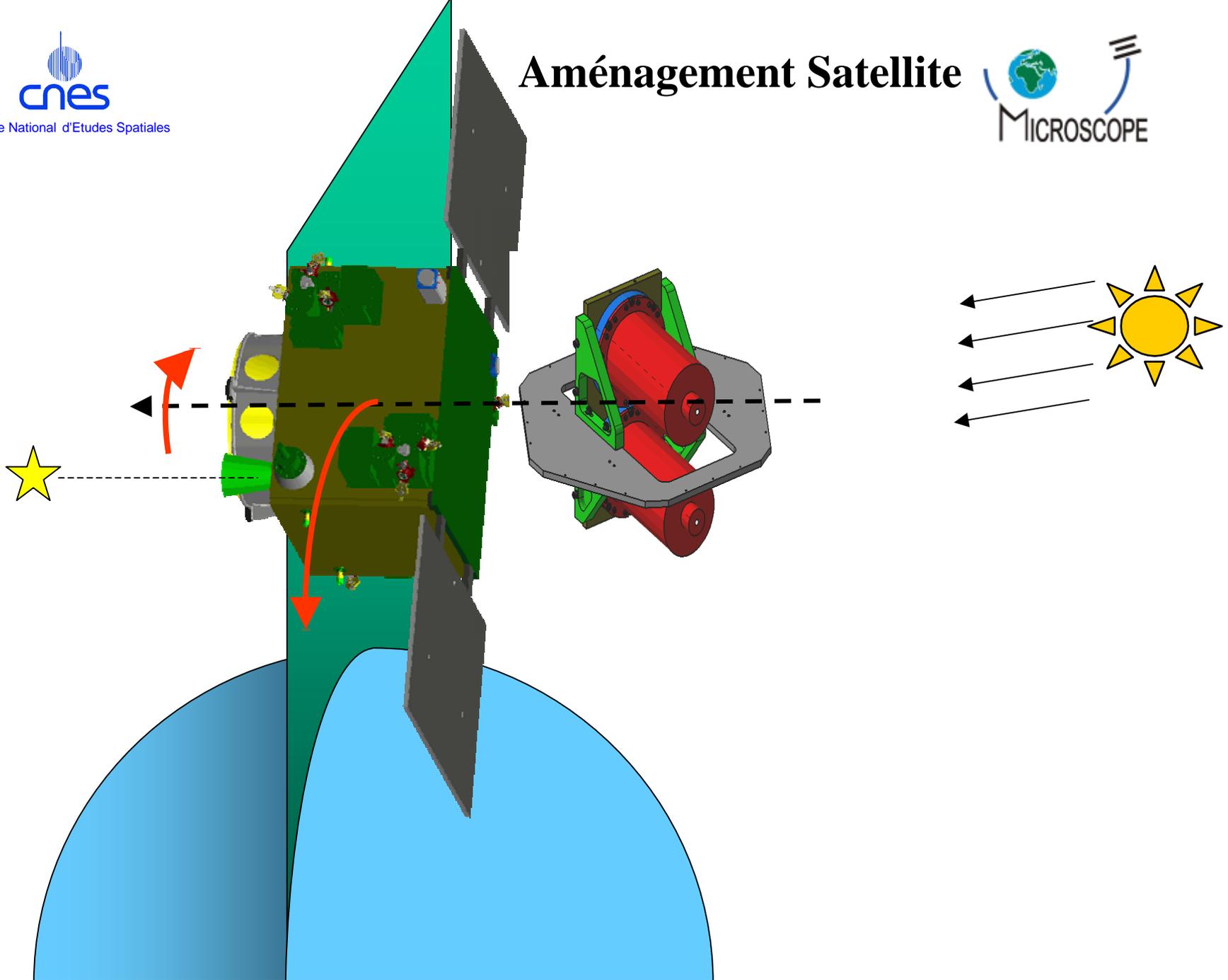
Décentrage des masses \times Gradient de gravité (fep, 2fep) \times Pointage Datation (fep, 3fep)

Décentrage des masses \times Stabilité Accélération Angulaire Stabilité Vitesse Angulaire

Aménagement Satellite



Aménagement Satellite



ADVANCED STELLAR COMPAS de DTU

- Equipement de la filière MYRIADE
- Capteur unique du mode nominal DEMETER
- Equipement autonome
- Composé de 3 éléments, la tête optique, le baffle et une unité de traitement
- Pas de contrôle actif thermique
- Utilisation de composants commerciaux
- Détecteur de technologie CCD (matrice SONY 78



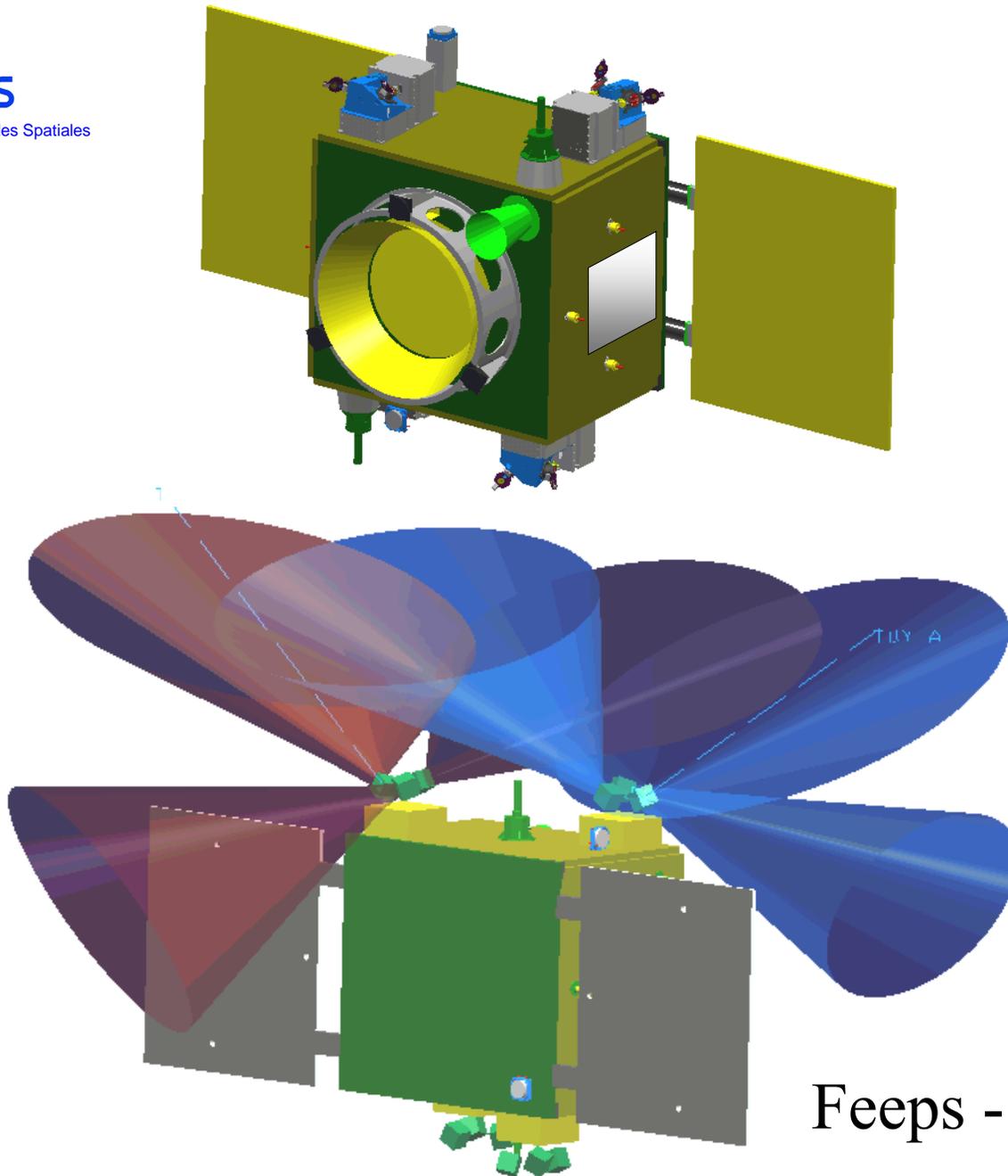
ADVANCED STELLAR COMPAS de DTU

Caractéristiques détaillées

Champ de vue	18.4° * 13.4°
Sensibilité stellaire	7
Fréquence de mesures	4Hz
Erreurs: biais (3s)	10" / 40"
Bruit (3s)	12" / 96"
Vitesse angulaire acceptable	2°/s
Température opérationnelle	[-40°C ; 20°C]
Puissance	7W (BE) + 0.6W (T)
Masse	< 1.5 Kg
Output Data	RS 422

Points critiques:

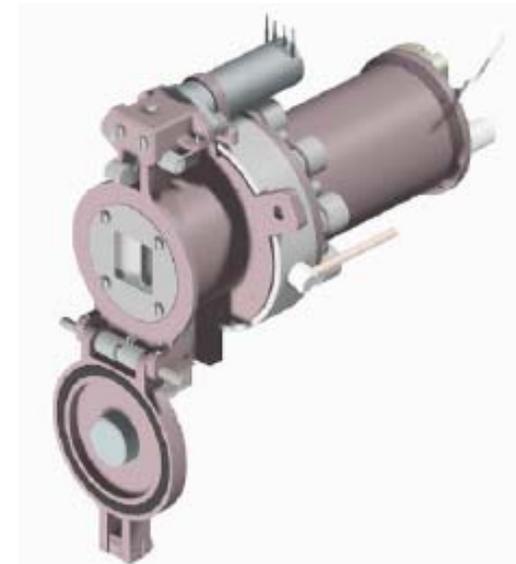
- Tenue aux radiations (design défini pour une altitude de 1000 Km sur 3 ans)
- Implantation de la tête (fonctionnement nominal de - 40°C à 20°C°)



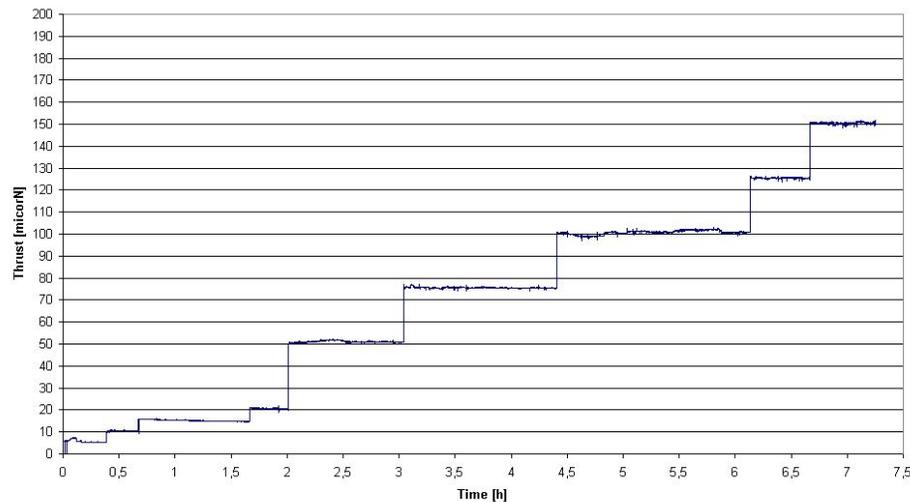
Feeps - Effets de jets

Alta FEEP thruster

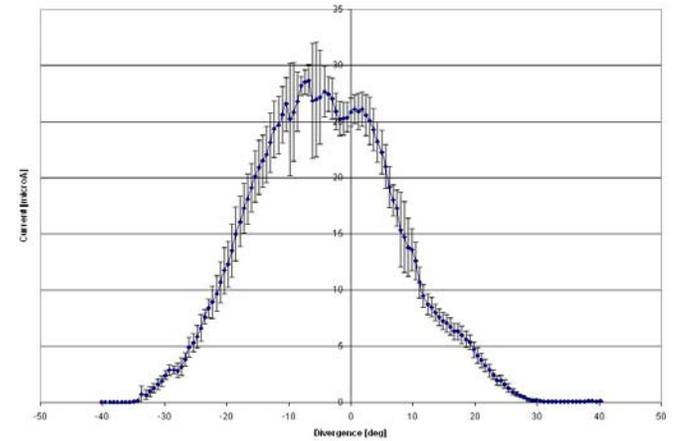
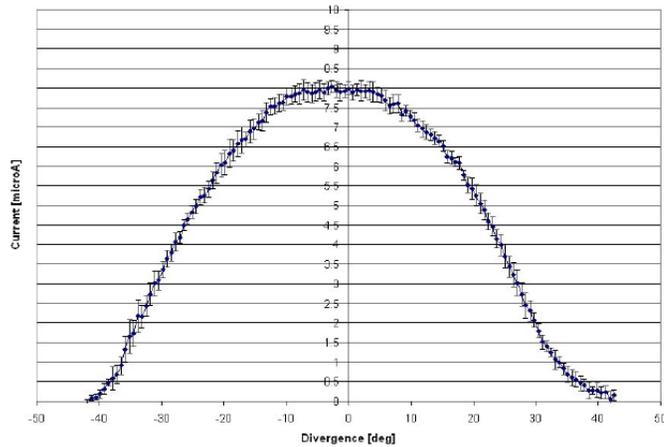
Propellant:	Cesium
Slit length:	8 mm
Nominal thrust range:	1 – 150 μN
Specific impulse:	4000 – 8000 sec
Power to thrust ratio:	40 – 60 W/mN
Thrust resolution:	< 0.1 μN
Maximum thrust:	~ 200 μN
Minimum thrust:	~ 0.1 μN
Mass:	~ 500 g



TABB 1 - day 7 - Thrust

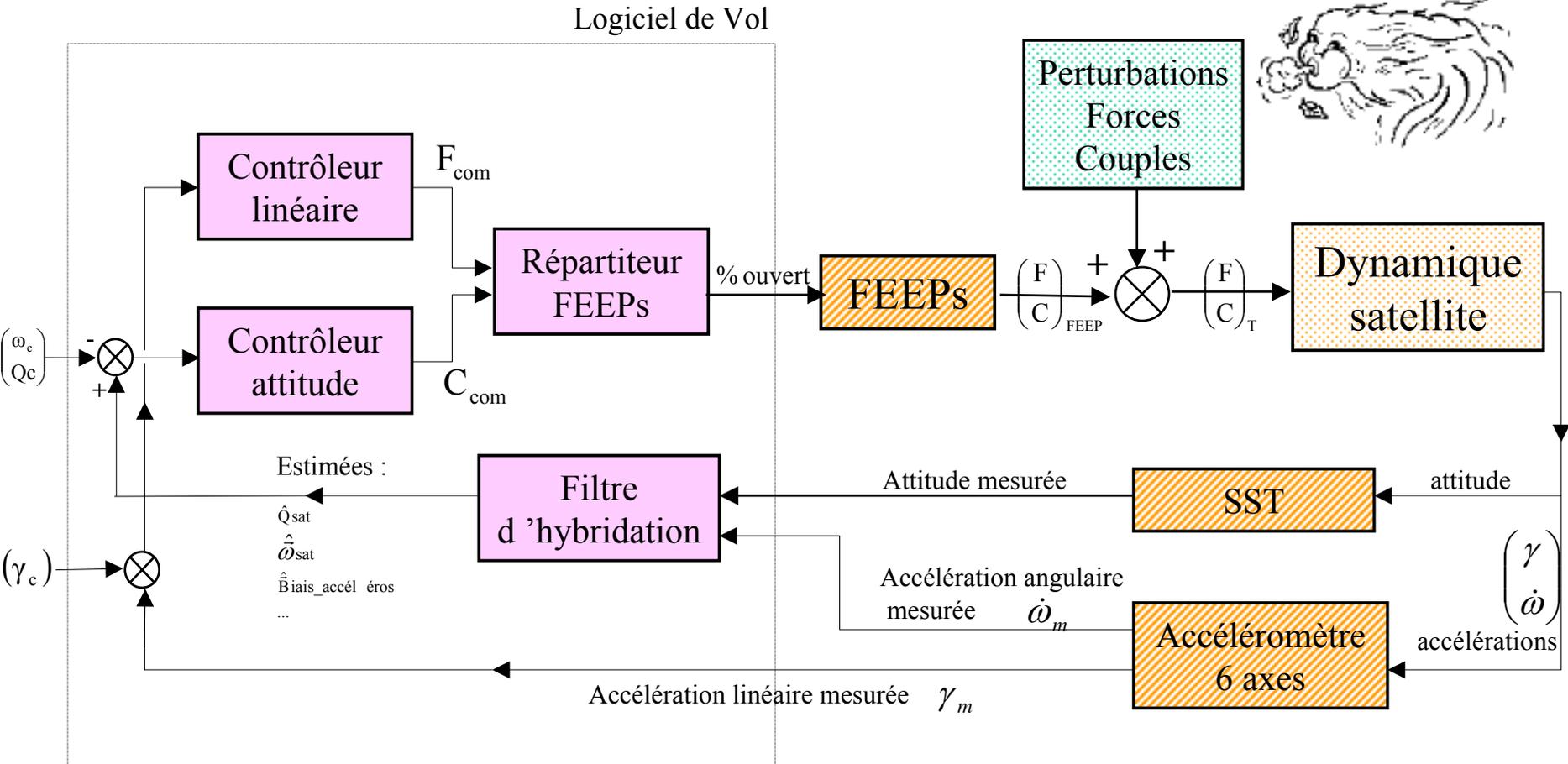


Thruster performance – beam divergence



- 40° on the plane normal to the slit;
- 15° on the slit plane.

Contrôle d'attitude et des accélérations



Un défi : la stabilité angulaire

$$\vec{\gamma}_1 - \vec{\gamma}_2 = \delta \vec{g} + \vec{\Omega} \wedge (\vec{\Omega} \wedge \vec{0}_2 \vec{0}_1) + \dot{\vec{\Omega}} \wedge \vec{0}_2 \vec{0}_1 \quad \text{avec } \vec{\Omega} = \begin{pmatrix} \Omega_{spin} + \delta\omega_x \\ \delta\omega_y \\ \delta\omega_z \end{pmatrix}$$



Le besoin

$O_2O_1 \sim 20\mu\text{m}$ (construction Accéléros) \Rightarrow le besoin en stabilité angulaire :

inertiel $\Leftrightarrow 8.8 \mu\text{rad}$ à Fep

spinné $\Leftrightarrow 0.16 \mu\text{rad}$ à Fep

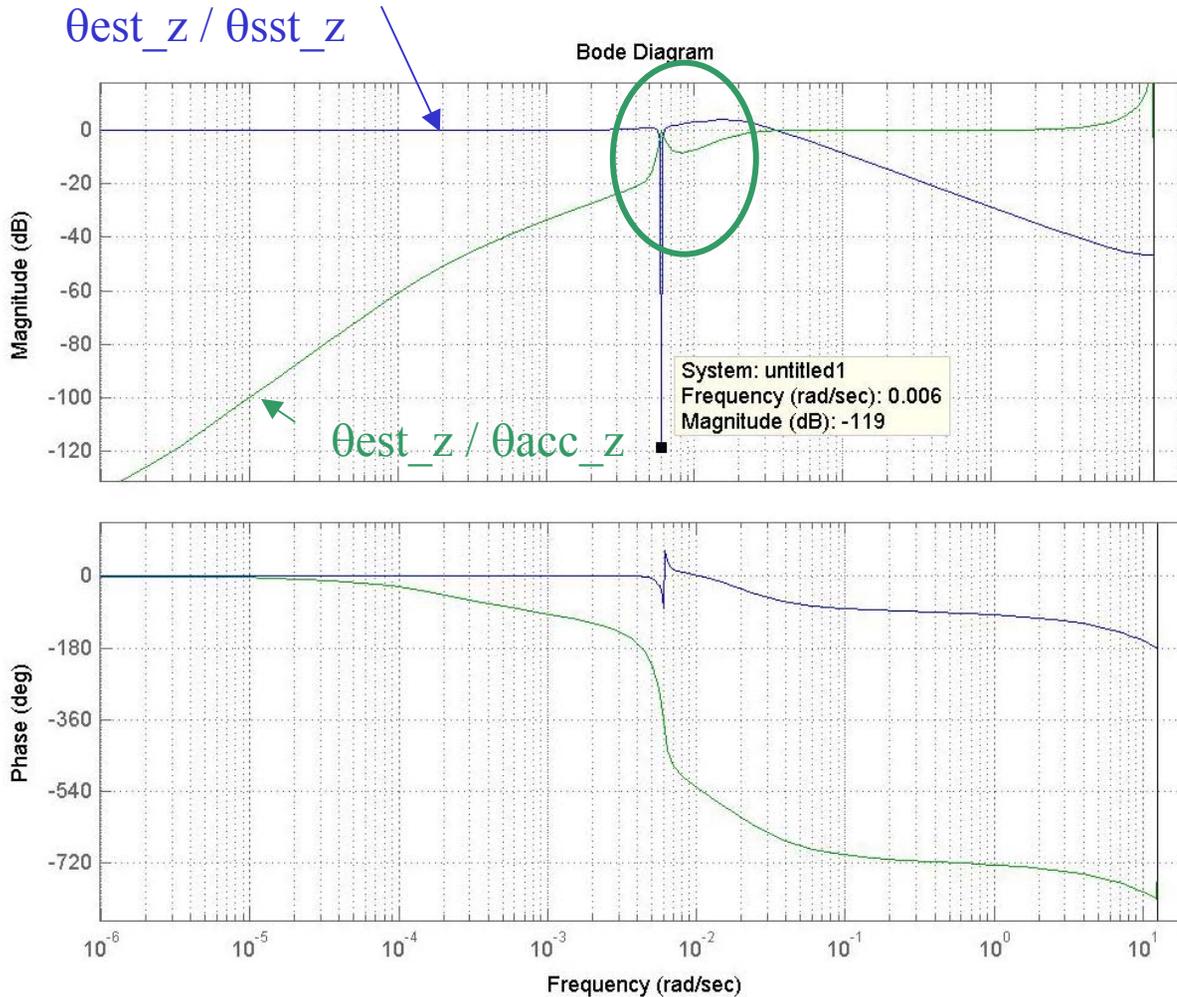
À répartir entre le pilotage et l'estimation d'attitude



Les postes d'erreur en présence

- Senseur Stellaire (SST) - DTU :
 - Bruit = 155/20/20 μrad RMS, Biais = 64/16/16 μrad
 - Thermique (\Rightarrow fep) , lumière parasite (\Rightarrow fep) : niveaux AD
- Alignement SST - SU
 - Stabilité @ fep : 10 / 2 μrad (inertiel / spinné) préliminaire
 - Biais : 400 μrad
- SU (accéléromètres)

Solution à l'étude : Filtre coupe sinus @ fep



L'idée est d'estimer l'erreur SST à Ω_{ep} et de la retirer du signal

- Trou < -90 dB à Ω_{ep} sur la mesure stellaire
- 0 dB sur la mesure accéléro à Ω_{ep}

- Reconstituer les accélérations d'inertie à partir des mesures d'accélération angulaire fournies par les accéléromètres



$$\hat{I} \overrightarrow{0_2 0_1} = \vec{\Omega} \wedge (\vec{\Omega} \wedge \overrightarrow{0_2 0_1}) + \dot{\vec{\Omega}} \wedge \overrightarrow{0_2 0_1}$$

- les compenser dans la mesure différentielle



$$(\vec{\gamma}_{1mes} - \vec{\gamma}_{2mes}) - \hat{T} \overrightarrow{0_1 0_2} - \hat{I} \overrightarrow{0_1 0_2} \approx \delta \vec{g}$$

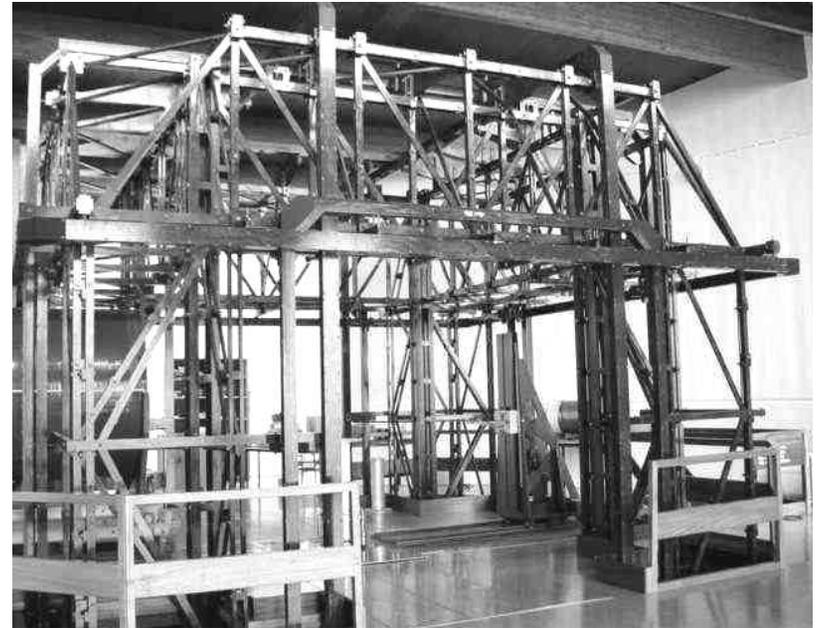
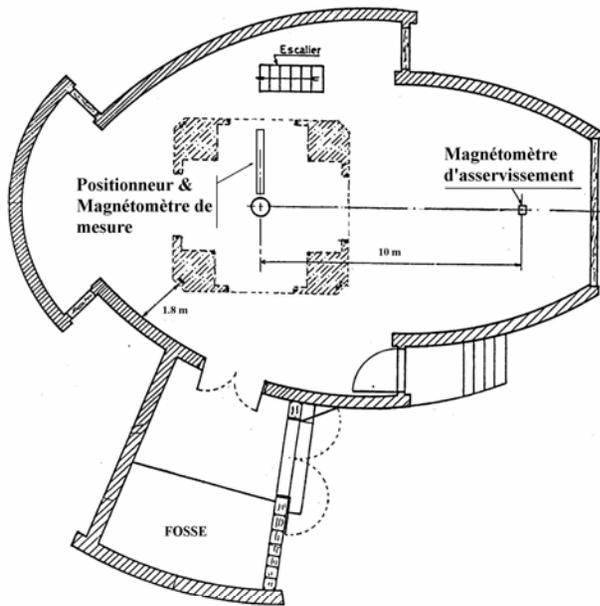


Tenseur gradient de gravité

Limite : la performance de mesure en angulaire de l'accéléromètre

- Les exigences
 - **pour la mission scientifique**
 - 1.2×10^{-4} A.m² à Fep à 30 cm masse d'épreuve
 - 4×10^{-2} A.m² par racine de Hz à Fep à 30 cm
 - moment magnétique DC < 1 A.m² à 30 cm
 - **Pour le contrôle d'attitude (SCA)**
 - moment magnétique DC < 1 A.m²
 - Biais sur la mesure magnétomètre < 1 μT et bruit < 0.5 μT
 - Gradient de l'erreur de mesure < 0.1 deg/deg
 - Couplages Magnétocoupleurs < 5%
- Les problèmes soulevés
 - Exigences sévères sur les électroniques de proximité de la CU (FEEU) + **difficultés de vérification** du respect de ces exigences
 - La CU comprend du matériau INVAR (blindage mag.);
 - ⇒ déviation des lignes de champ magnétique à proximité des magnétomètres
 - ⇒ Moment magnétique élevé
- Etudes prévues en 2005
 - Caractérisation par essais du blindage INVAR: efficacité, moment magnétique, champ induit
 - Caractérisation par essais des équipements P/F à fep
 - Analyse par modélisation de l'impact d'un SU sur l'autre

Moyen d'essai CNES



Conclusion



- Les défis du satellite
 - Implanter une expérience de ce niveau dans une plate-forme Myriade
 - Utiliser une technologie non qualifiée : les FEEPs
 - Optimiser la conception du satellite pour pousser les performances à la limite de ce qui est possible, et au-delà de ce qui est testable au sol
- Pour les relever
 - La phase B (conception préliminaire) qui vient de démarrer permettra de caractériser les perturbations des équipements et de conforter les solutions proposées
 - Une équipe CNES motivée travaillant avec ONERA et OCA
 - Des bilans de performance avec des itérations sur la conception d'ensemble de l'expérience et les allocations instrument/satellite
- Planning
 - Revue de définition préliminaire du satellite en novembre 2005,
 - Début d'Intégration mi-2006 pour un tir en Mars 2008