

MICROSCOPE



MICRO

Satellite à traînée

Compensée pour

l'Observation du

Principe

d'Equivalence

Gilles METRIS

Et toute l'équipe MICROSCOPE



Des équipes complémentaires CNES-ONERA-OCA-ESA-ZARM

Modèle Standard et Relativité Générale : Deux Théories à compléter



Interactions :

- **Electromagnétique** ($\alpha = 7.3 \cdot 10^{-3}$)
- **Forte** ($\alpha = 15$)
- **Faible** ($\alpha = 3.05 \cdot 10^{-12}$)

- **Gravitation** ($\alpha = 5.9 \cdot 10^{-39}$)

Relativité Générale :

- géométrique/ continue
- non quantification du champ

Tentatives de théories globales

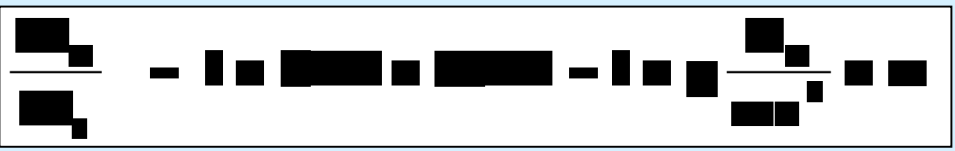
Théorie des cordes :
nouvelles interactions...

Violation du principe d'équivalence :
nouvelle interaction, extension de RG...

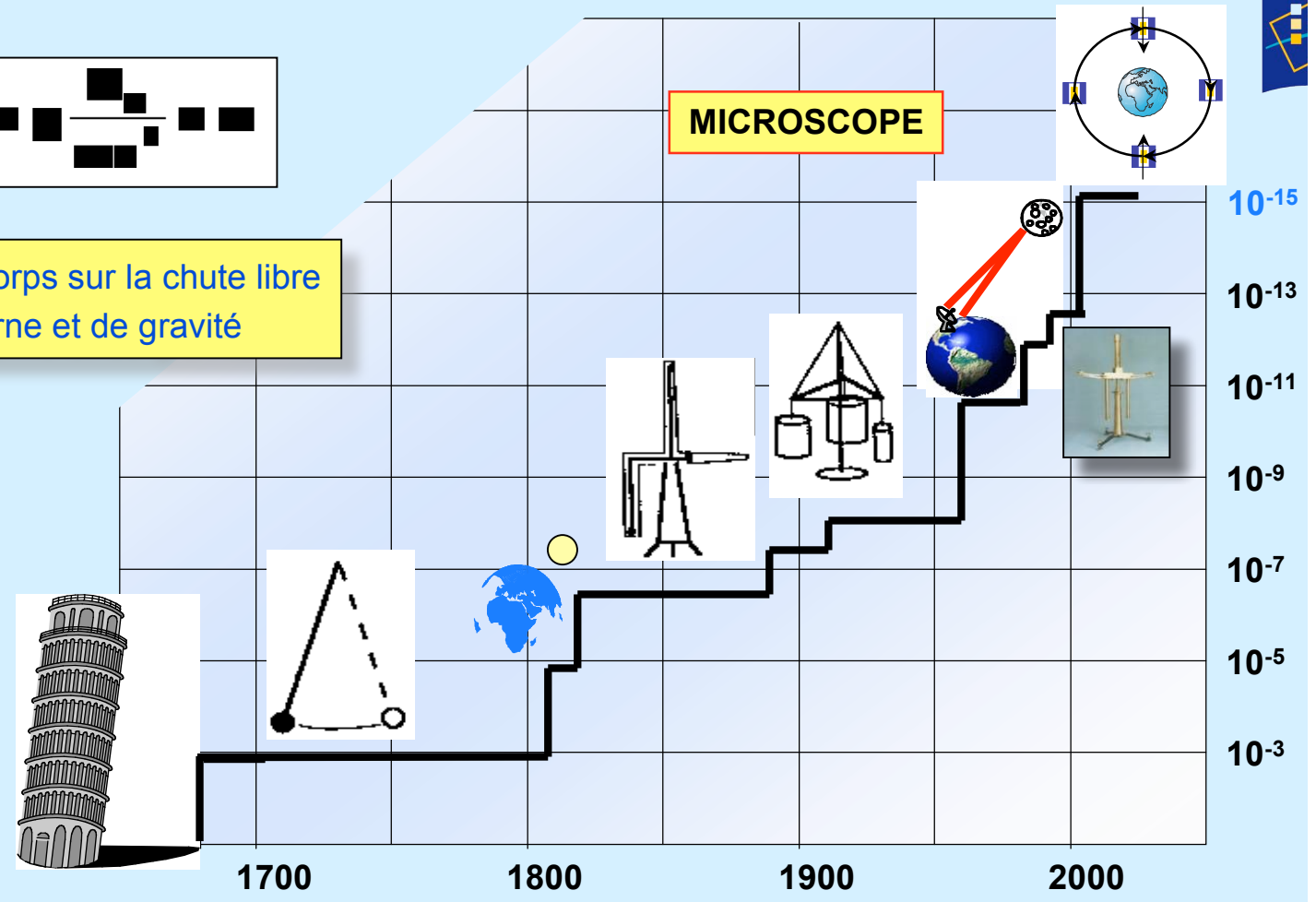
Test du Principe d'Equivalence :
ne nécessite pas d'hypothèses théoriques
& fort potentiel de confrontation T/E

- **Matière noire 25%** (rotation des galaxies)
- **Energie noire 70 %** (expansion de l'Univers)
- **Anomalie Pioneer ?**

Principe d'Equivalence

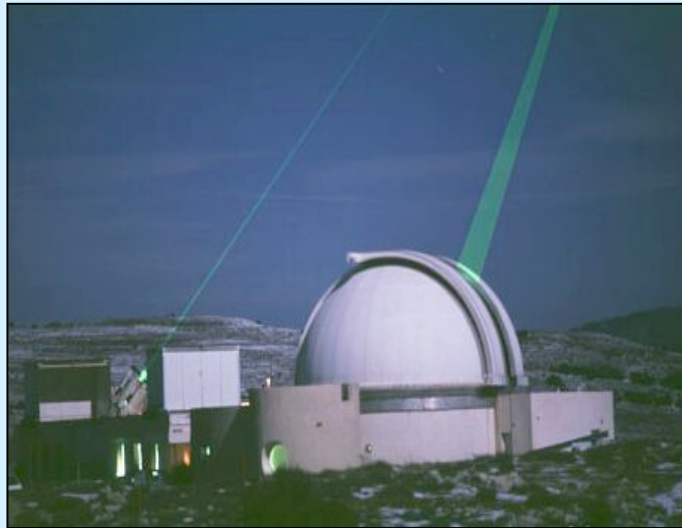


WEP : Effet de la composition du corps sur la chute libre
SEP : Couplage entre énergie interne et de gravité



Précision de 10^{-3} g \rightarrow 10^{-15} g (Terre ou Soleil)

Le test du Principe d'Equivalence aujourd'hui



Télémétrie Laser

- impulsion Laser 100ps
- 1 photon détecté au retour pour 10^{20} émis, toutes les 100 pulses

Résultats

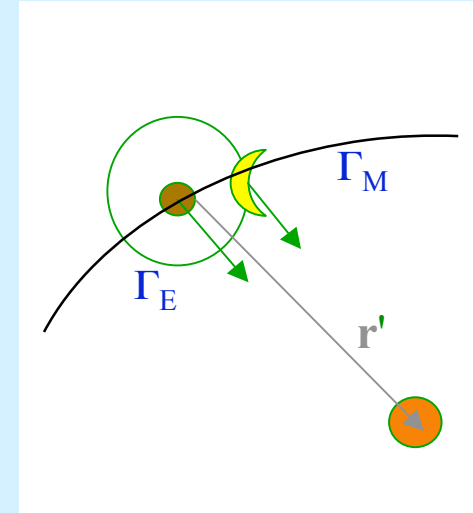
Paramètres Post-Newtoniens :

$$\beta - 1 = -0.001 \pm 0.004$$

$$\gamma - 1 = 0.002 \pm 0.004$$

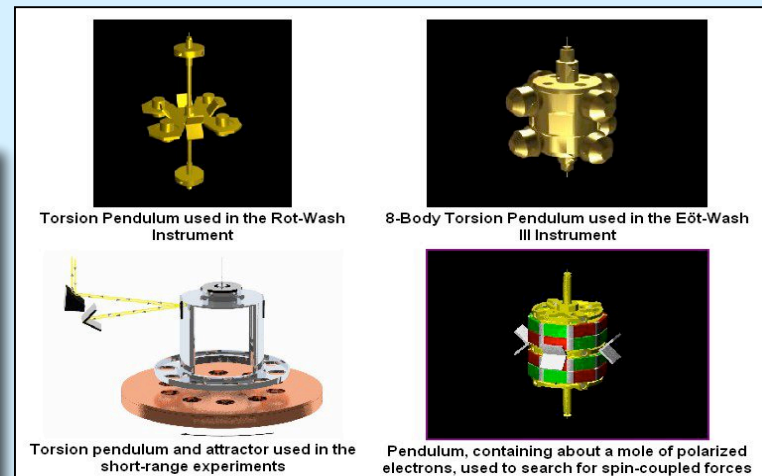
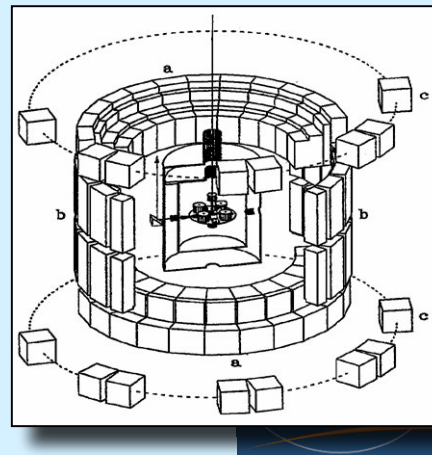
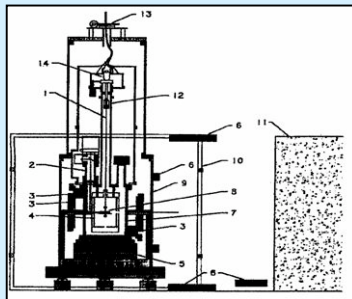
- Test EP à partir des mesures depuis 20 ans :

$$\delta = \left[\frac{M_G}{M_I} \right]_{Earth} - \left[\frac{M_G}{M_I} \right]_{Moon} = (-1 \pm 2) \times 10^{-13}$$

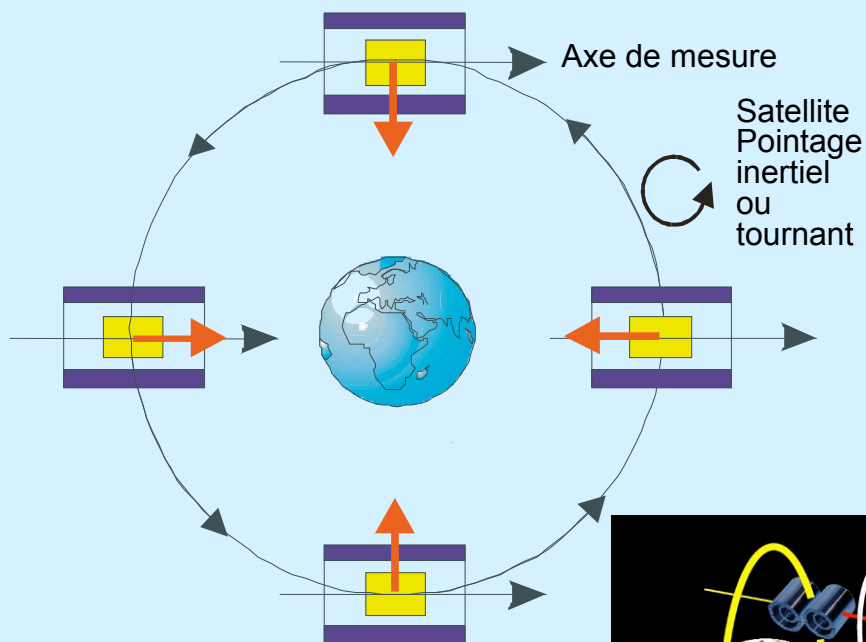


Pendule de torsion

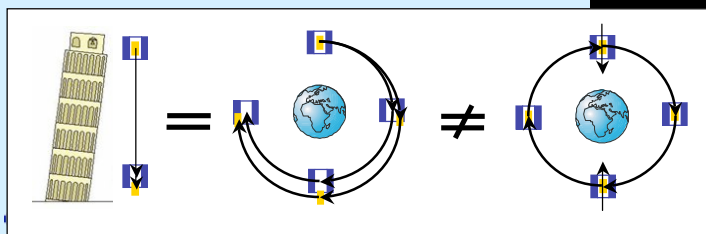
- 2 masses (matériaux différents)
- Mvt / Soleil ($g_s = 5.9 \cdot 10^{-3} \text{ ms}^{-2}$)
- Enceinte thermique magnétique / électrique / gravi. /
- Précision $\sim 5 \cdot 10^{-13}$



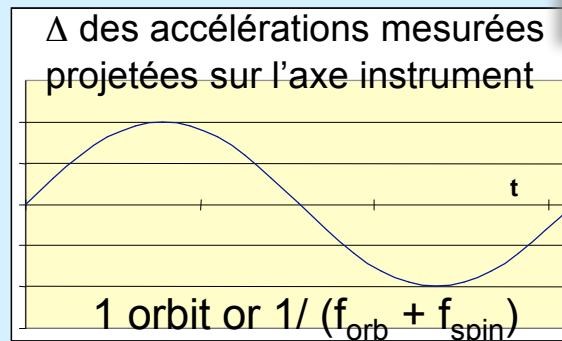
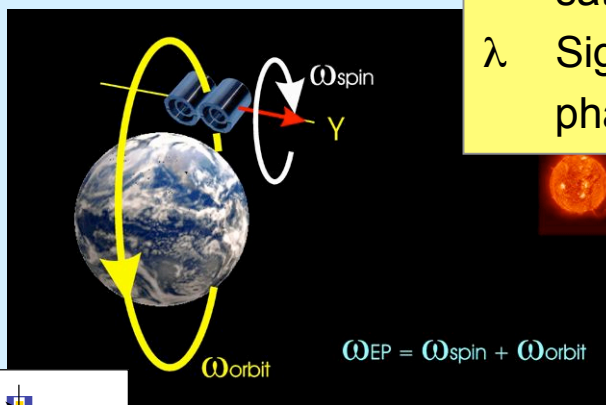
Le principe de l'expérience spatiale MICROSCOPE



- Matériau 1 (Pt)
- Matériau 2 (Ti)



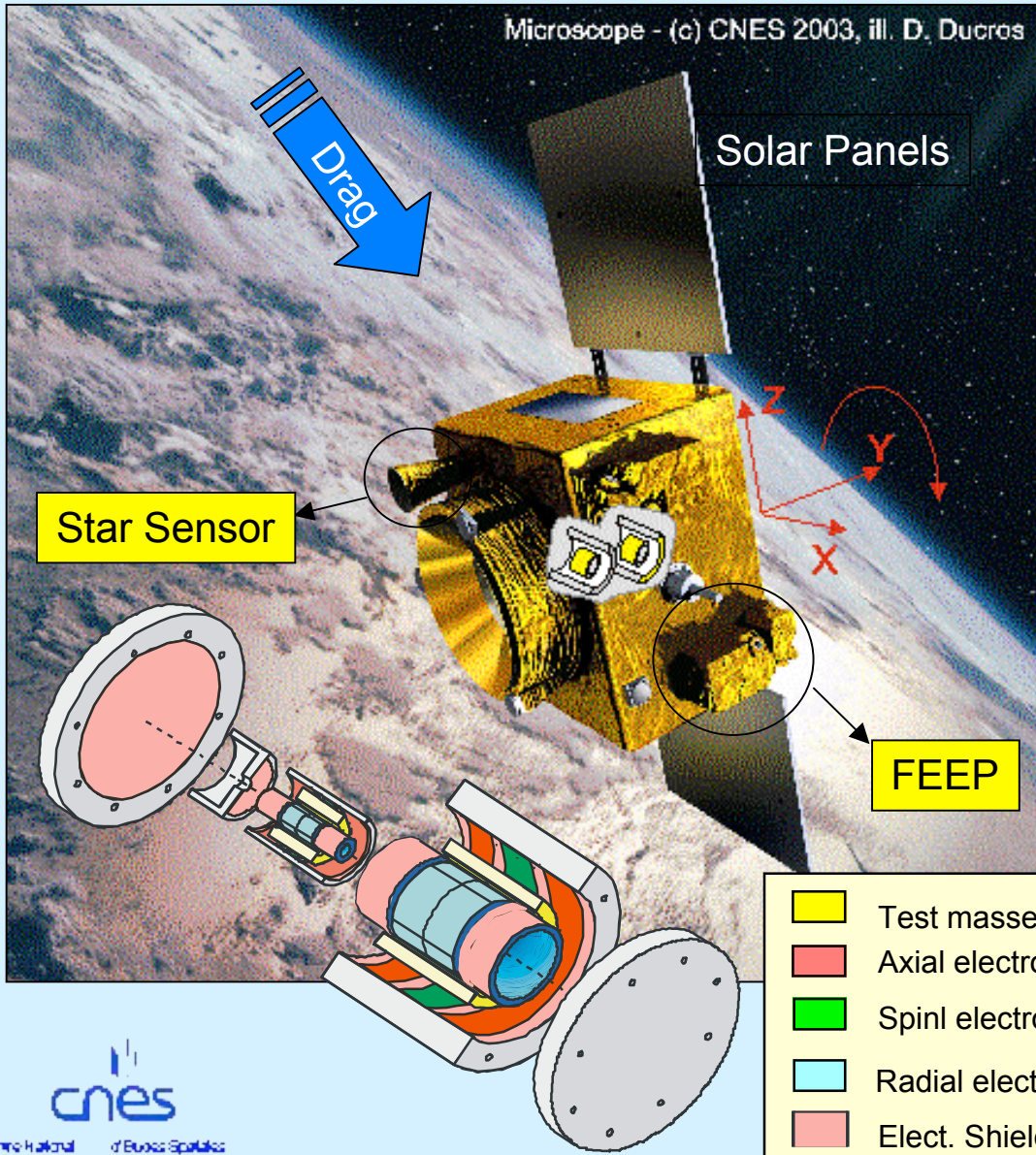
- λ Source gravitationnelle : la Terre
- λ Accélération inertielle : Mouvement orbital
- λ 2 masses de compositions différentes : contrôlées sur la même orbite ($< 10^{-11}m$) grâce aux forces électrostatiques mesurées
- λ Durée de la mesure : non limitée par la chute libre (> 20 orbites)
- λ Environnement : très contrôlé ou préservé des perturbations, satellite à traînée compensée
- λ Signal à détecter : phase & fréquence définies



$$f_{ep} = f_{orb} + f_{spin}$$

Orbite circulaire
Terre ~ Mercure

Paramètres principaux de la mission MICROSCOPE



- Lancement en 2009-2010**
- λ Orbite : 730 km, $e < 5 \cdot 10^{-3}$
 - λ Pointage inertiel ou tournant : $7 \cdot 10^{-3}$ rd/s
 - λ Durée de la mission = 12 mois
 - λ Microsatellite Cnes avec compensation traînée continue : 180-200 kg
 - λ Charge utile : 35 kg, 40 Watts
 - 2 accélero. électrostatiques différentiels (paires de masses: Pt/Pt & Pt/Ti)
 - λ 12 propulseurs électriques 'FEEP' ESA

	B/ μ	Z/ μ	(N-)
Pt	1.00800940296		
Ti	1.00890146309		



PTB (Braunschweig)

Gradient de gravité



L'accélération de gravité n'est pas exactement la même partout
si les 2 masses d'épreuve n'ont pas des centres de gravité exactement confondus on mesure une différence d'accélération :

$$\frac{\text{décentrage des masses}}{\text{taille de l'orbite}} < \frac{10^{-15}}{40} = 2.5 \cdot 10^{-17} \Rightarrow \Delta < 2 \text{ \AA}$$

Heureusement, la partie principale (99.7 %) de ce signal n'a pas la même évolution temporelle que le signal PE que l'on cherche
Un décentrage de $0.1 \mu\text{m}$ est acceptable

$$s_{PE}(t) = \delta g = \delta \omega_{orb}^2 \cos(\omega t)$$

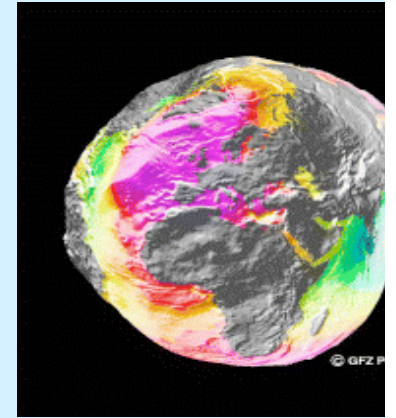
$$s_{grad}(t) = [T] \Delta = \frac{1}{2} \omega_{orb}^2 \left(1 + 3 \cos(2\omega t) + \frac{3}{2} e \cos(\omega t) \right)$$

Fabrication + montage \ environ $20 \mu\text{m}$.

Stratégie : évaluer ce décentrage à $0.1 \mu\text{m}$ près grâce à des mesures d'étalonnage en orbite puis corriger par traitement au sol ses effets dans le signal mesuré.

Il faut aussi tenir compte de la gravité due au satellite

Positionnement du satellite



La connaissance de la position est nécessaire pour calculer le champ de gravité afin de :

- \ rechercher un signal PE*
- \ corriger les effets du gradient de gravité*

$$\frac{\text{décentrage physique des masses}}{\text{taille de l'orbite}} \times \frac{\text{erreur de position}}{\text{taille de l'orbite}} < \frac{10^{-15}}{40} = 2.5 \cdot 10^{-17}$$

- \ Erreur de position < 60m*

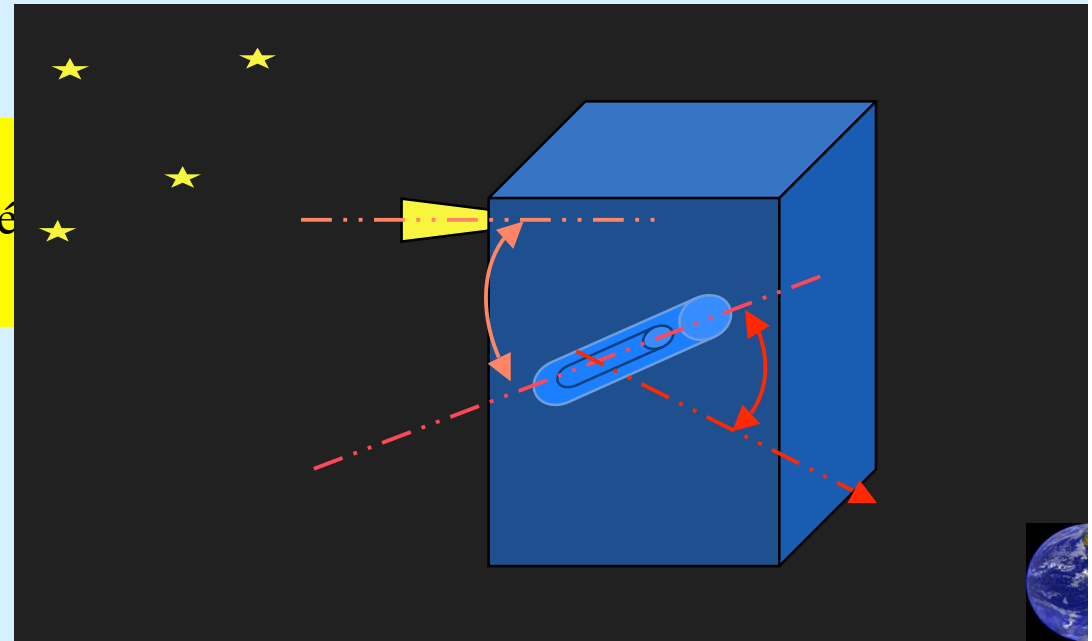
- 3 directions pour les décentrages*
- 3 directions pour le positionnement*
- \ environ 10 m par direction*

Datation et synchronisation des mesures cohérentes.

Pointage – Stabilité de pointage - Restitution

$$\frac{\text{décentrage physique des masses}}{\text{taille de l'orbite}} \times \text{dépointage} < 2.5 \cdot 10^{-17}$$

- stabilité de pointage < $5 \mu\text{rad}$ (mode inertiel)
- stabilité de pointage < $0.16 \mu\text{rad}$ (mode spinné)
- biais de pointage < 1 mili rad



1 μrad :

- inférieure au mouvement du sommet de la Tour Eiffel vu de Toulouse
- inférieure aux déformations thermo-élastiques du satellite !!

Une partie de la stabilité doit être asservie non pas par les senseurs stellaires mais sur les mesures d'accélération angulaire des accéléromètres

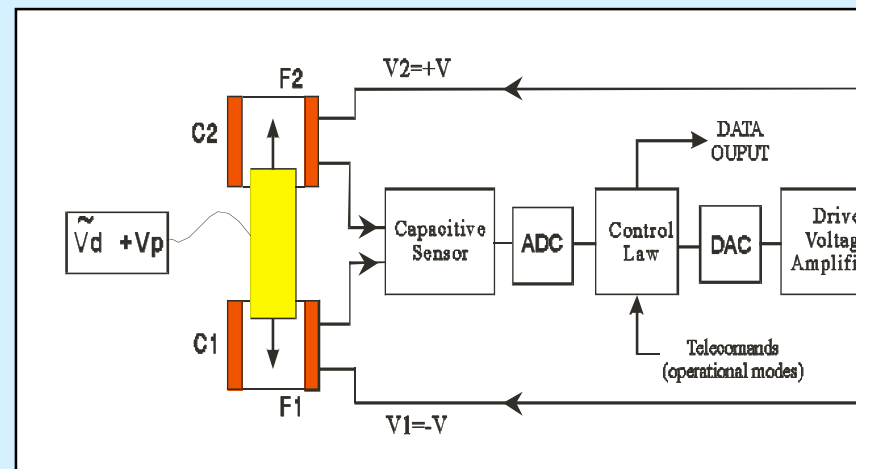
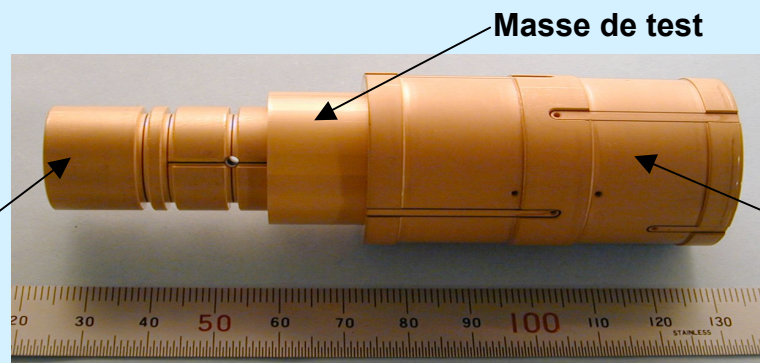
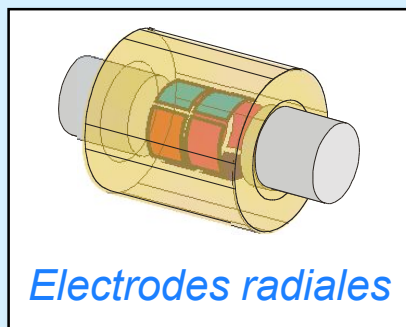
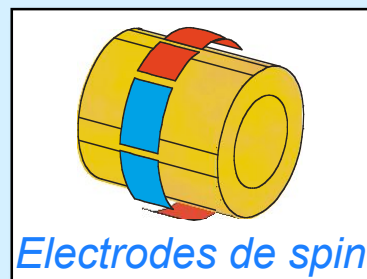
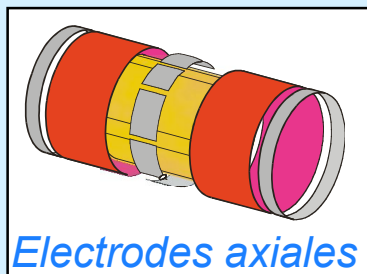
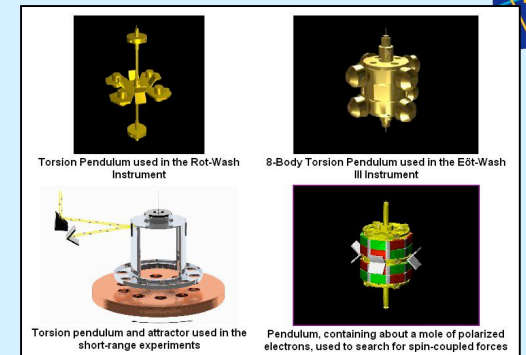
Hybridation du contrôle d'attitude.

Accéléromètres spatiaux


Mesurer les très faibles accélérations

- Le pendule de torsion, une solution sous pesanteur, Coulomb, Eötvös...
- Exploiter l'environnement spatial, mouvement en quasi-chute libre :

- ↳ Une masse inerte libre de tout mouvement : ni charnière, ni ressort...
- ↳ Des détecteurs de position de très grande précision : < 0.1 Angström.
- ↳ Des forces de rappel de très faibles amplitudes, contrôlées et mesurées avec exactitude.



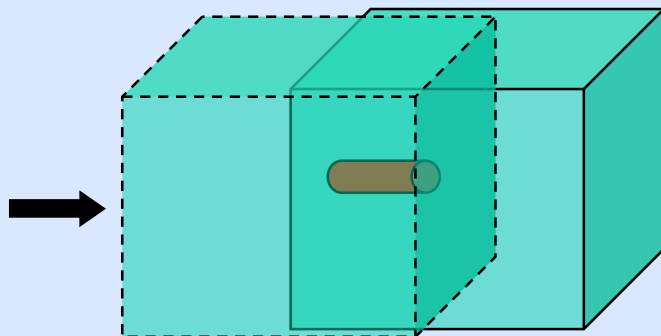
Détecteur capacitif : $8 \cdot 10^{-11} \text{ m / Hz}^{1/2} @ 60$
 conduisant à $3 \cdot 10^{-13} \text{ m} @ f_{EP}$
 Actionneur Electrostatique : $10^{-13} \text{ N / Hz}^{1/2}$
 conduisant à $3 \cdot 10^{-16} \text{ N} @ f_{EP}$


Cylindre interne porte-électrode
 Centre National d'Etudes Spatiales

Cylindre externe porte-électrode

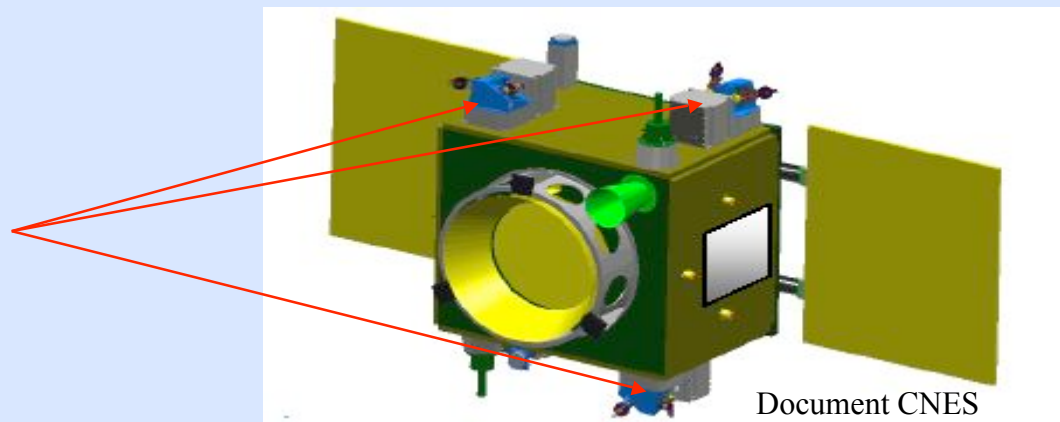
ONERA

Le contrôle d'attitude et de traînée



Propulseurs ioniques (FEEPs) :

- énergie électrique
- très légers
- poussée de 1 à 100 μN
- résolution de 0.1 N



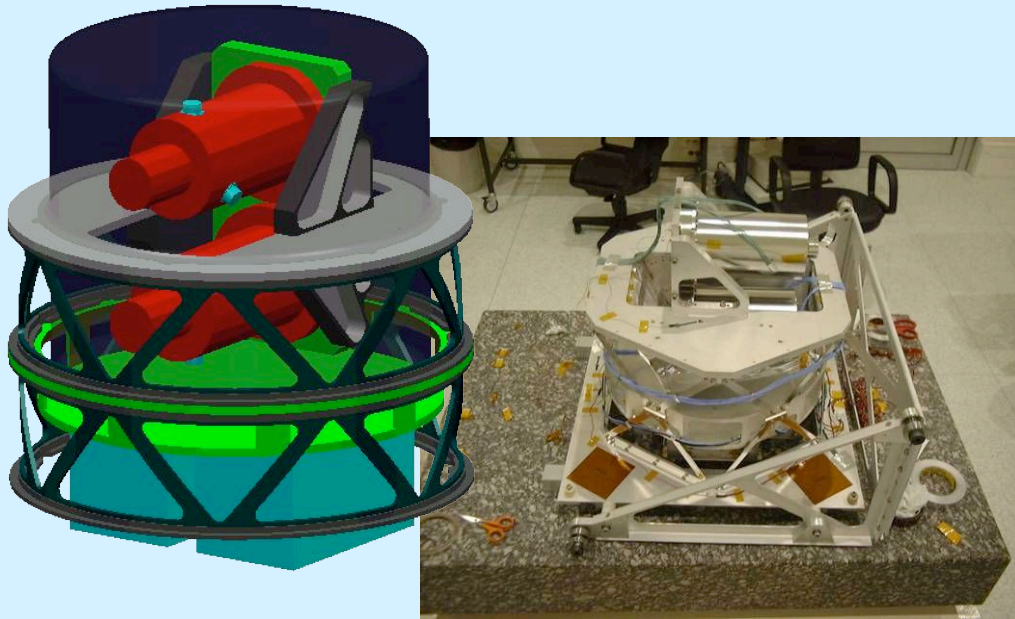
Document CNES

Les FEEPs servent également pour le contrôle d'attitude

Résidu de traînée $< 10^{-12} \text{ ms}^{-2}$
 Stabilité angulaire $< 10^{-6} \text{ rad}$

} A la fréquence du test.

Stabilité thermique : le milli-K !

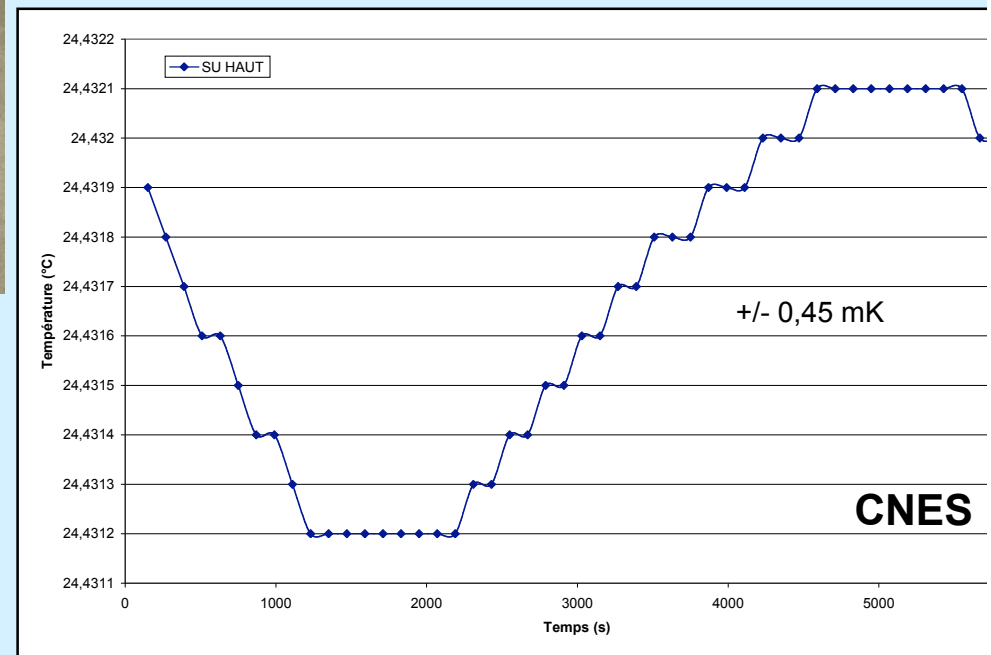


Variations de la température à l'interface
résultats expérimentaux avec proto. thermique

- Pressions de radiation
- Effet radiométrique et dégazage
- Variations thermiques de la géométrie
- Sensibilité thermique de l'électronique

Spécifications de stabilité :

- 300 mKHz^{-1/2} aléatoire
- 1 mK sinus @ fep



Double enceinte thermique passive & radiateur anti-Sun
avec cône de protection contre les radiations terrestres

Equation for the differential acceleration

$$\begin{aligned}
 2\vec{\gamma}^{(d)} &= \gamma^{(1)} - \gamma^{(2)} \\
 &= \vec{g}(\tilde{O}_2) - \vec{g}(\tilde{O}_1) && \text{gradient de gravité} \\
 &\quad + \delta_2 \vec{g}(\tilde{O}_2) - \delta_1 \vec{g}(\tilde{O}_1) && \text{violation du PE} \\
 &\quad + 2\vec{\Omega} \wedge \overrightarrow{O_2 O_1} + \overrightarrow{O_2 O_1}^{\circ\circ} && \text{mouvement relatif des masses} \\
 &\quad + \vec{\Omega} \wedge (\vec{\Omega} \wedge \overrightarrow{O_2 O_1}) + \dot{\vec{\Omega}} \wedge \overrightarrow{O_2 O_1} && \text{accélérations d'inertie} \\
 &\quad + \frac{\vec{f}p_2}{m_2} - \frac{\vec{f}p_1}{m_1} && \text{perturbations sur les masses}
 \end{aligned}$$



Linearization of the gravity

$$\begin{aligned}
 2\vec{\gamma}^{(d)} &= -[\mathbf{I}] \overrightarrow{O_1 O_2} && \text{accélérations d'inertie} \\
 &\quad + [\mathbf{T}] \overrightarrow{\tilde{O}_1 \tilde{O}_2} && \text{gradient de gravité} \\
 &\quad + (\delta_2 - \delta_1) \vec{g}(\tilde{G}) && \text{violation du PE} \\
 &\quad + 2\vec{\Omega} \wedge \overrightarrow{O_2 O_1} + \overrightarrow{O_2 O_1}^{\circ\circ} && \text{mouvement relatif des masses} \\
 &\quad + \vec{\gamma}p_2 - \vec{\gamma}p_1 && \text{perturbation sur les masses}
 \end{aligned}$$

$$\delta = \delta_{1,2} = \frac{m_G^{(1)}}{m_I^{(1)}} - \frac{m_G^{(2)}}{m_I^{(2)}} = \eta_{1,2}$$

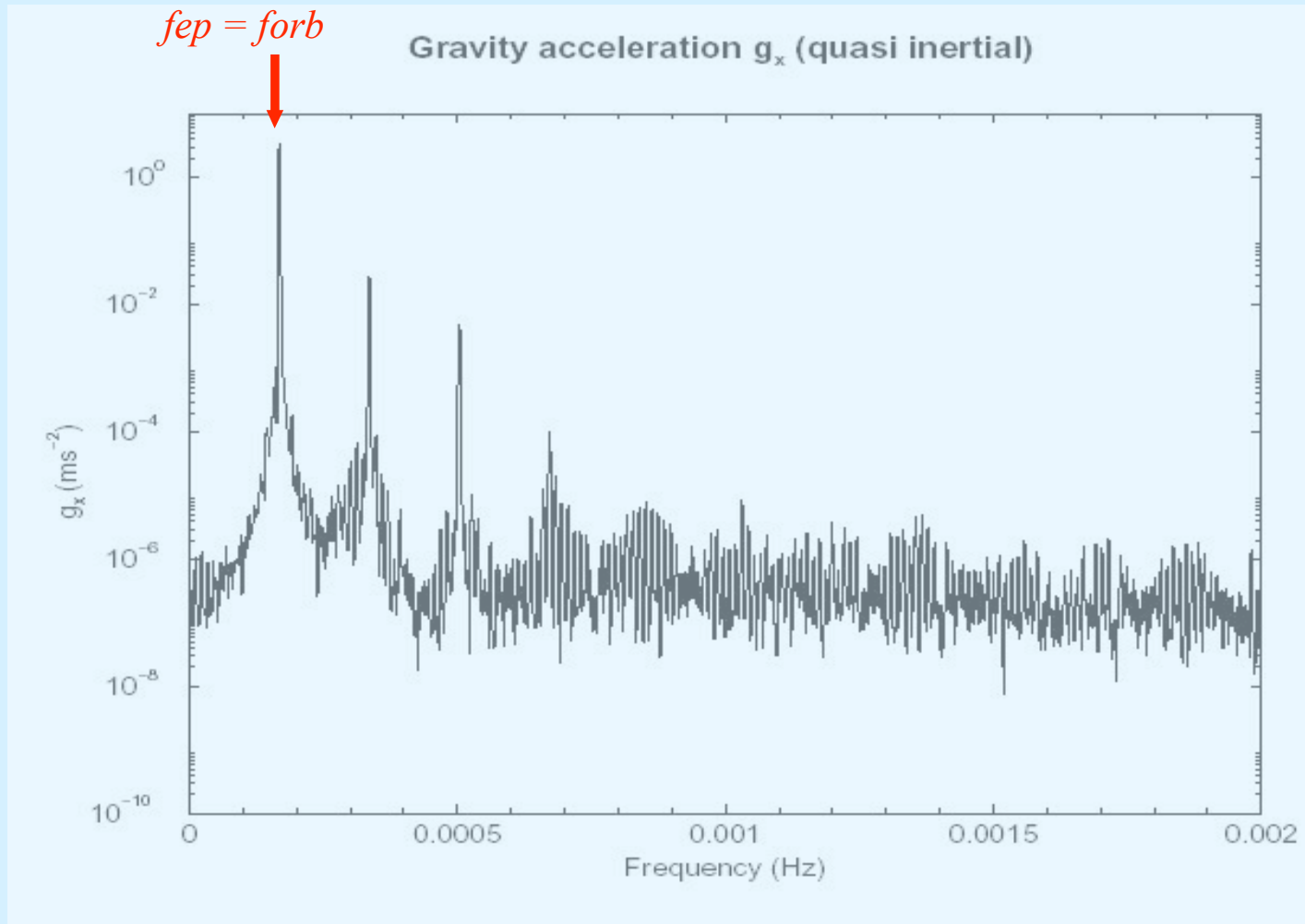
← Controlled to 0 in MICROSCOPE
 ← Not considered here



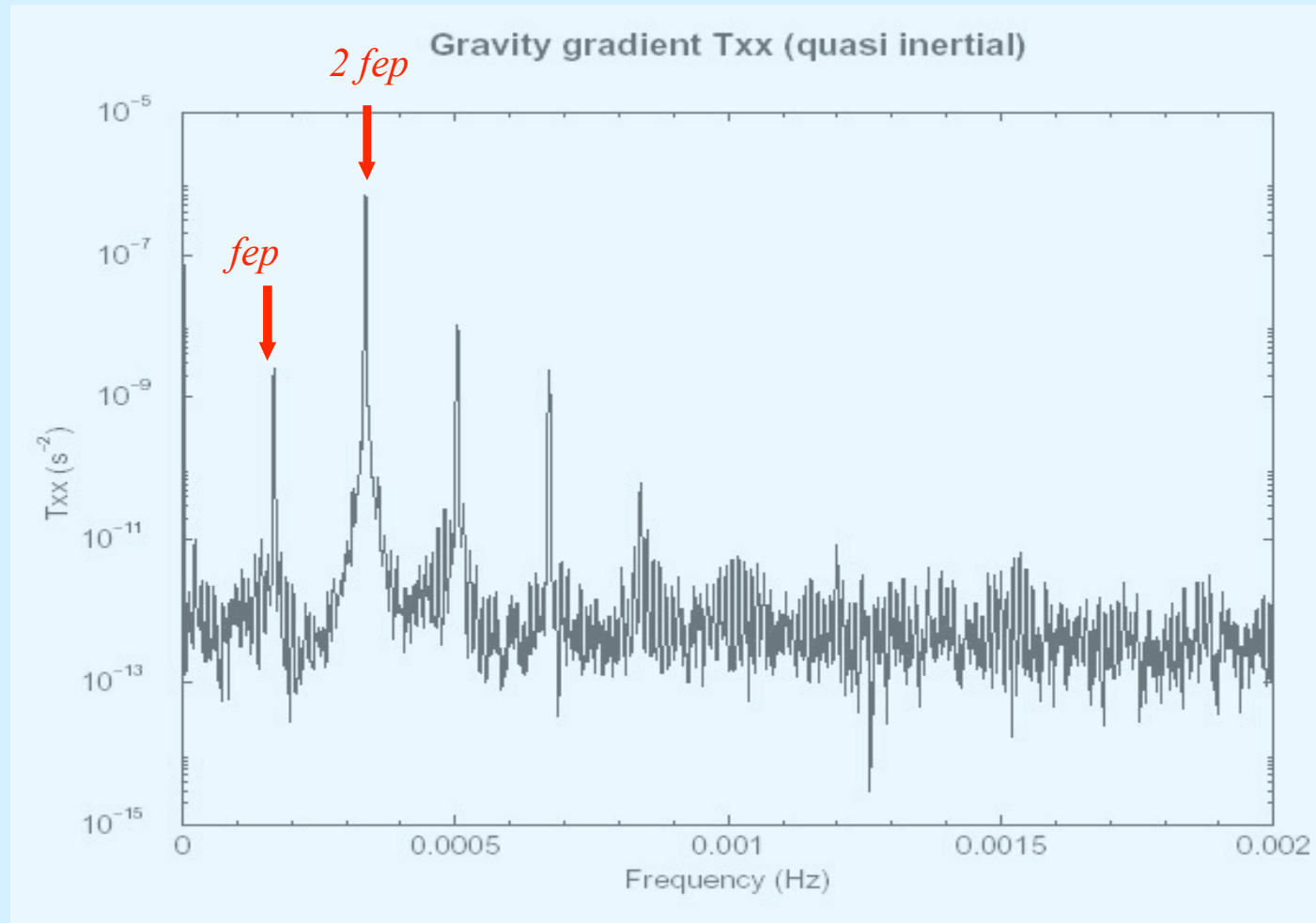
On the x sensitive axis

$$2\gamma_x^{(d)} \delta g_x + (T_{xx} - I_{xx})\Delta_x + (T_{xy} - I_{xy})\Delta_y + (T_{xz} - I_{xz})\Delta_z$$

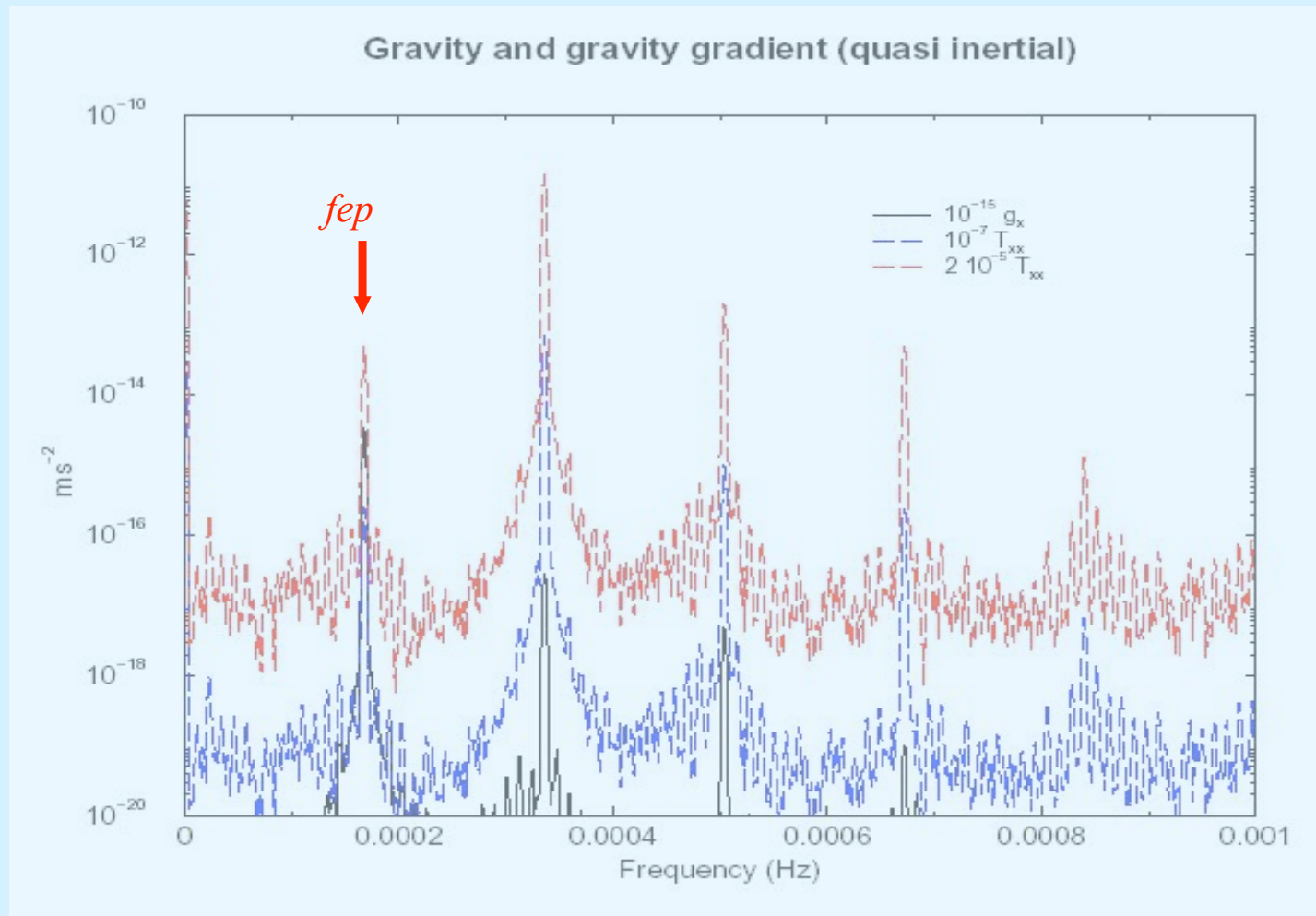
$$e = 0.005$$



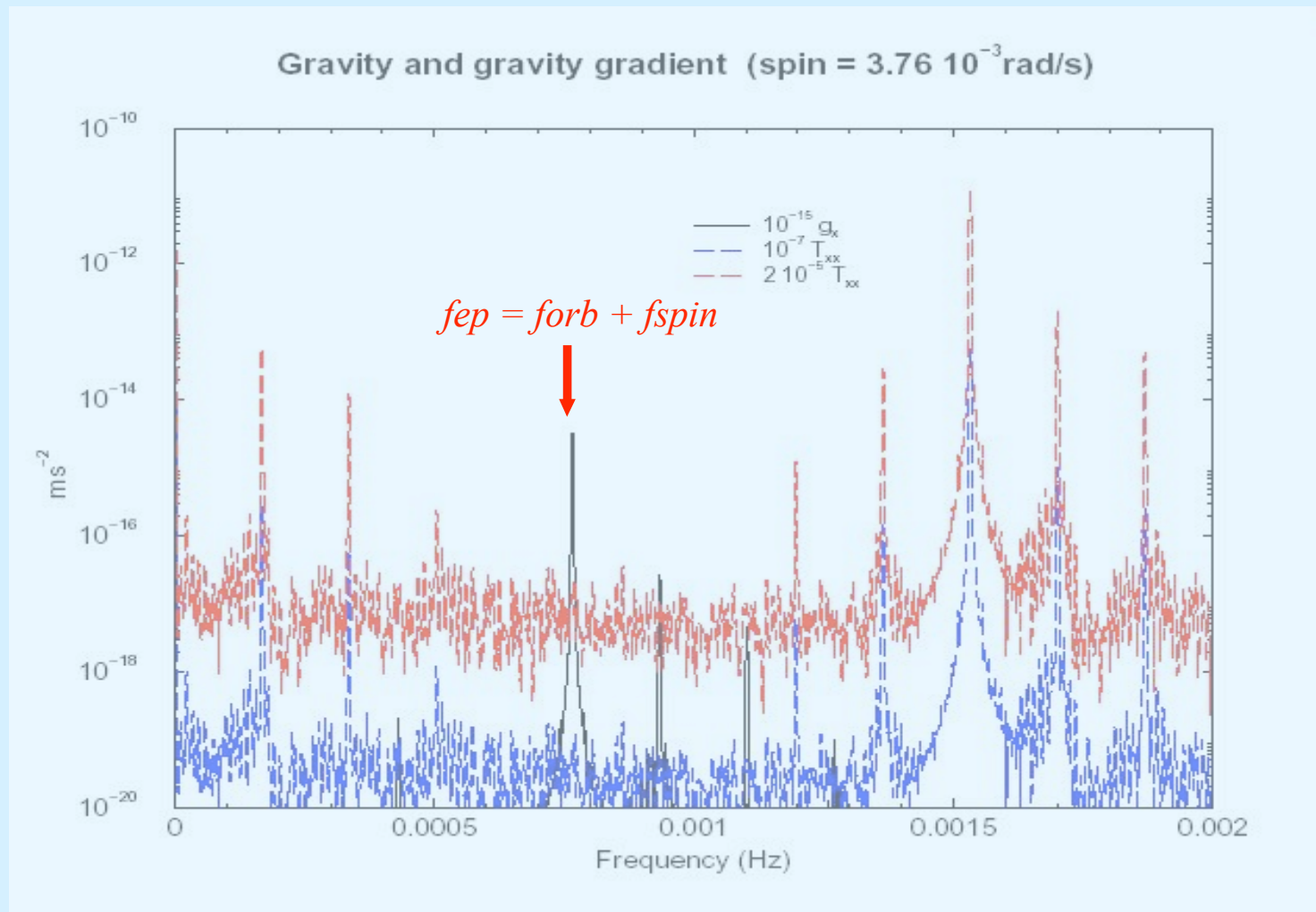
$e = 0.005$



$$e = 0.005$$



$$e = 0.005$$



How to handle the differential signal ?



Equation to solve :

$$\begin{array}{c} \text{Design matrix } A \\ \left(\begin{array}{ccc} g_x(t_1) & T_{xx}(t_1) & T_{xz}(t_1) \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ g_x(t_N) & T_{xx}(t_N) & T_{xz}(t_N) \end{array} \right) \end{array} \begin{array}{c} \left[\begin{array}{c} \delta \\ \Delta x \\ \Delta z \end{array} \right] \\ \text{parameters } X \end{array} = \begin{array}{c} \text{observations } Y \\ \left(\begin{array}{c} \Delta \gamma_x(t_1) \\ \vdots \\ \Delta \gamma_x(t_N) \end{array} \right) \end{array} \quad \rightarrow \quad X = (A^T P A)^{-1} A^T P Y$$

P : weight matrix = inverse of the covariance matrix

Difficulties :

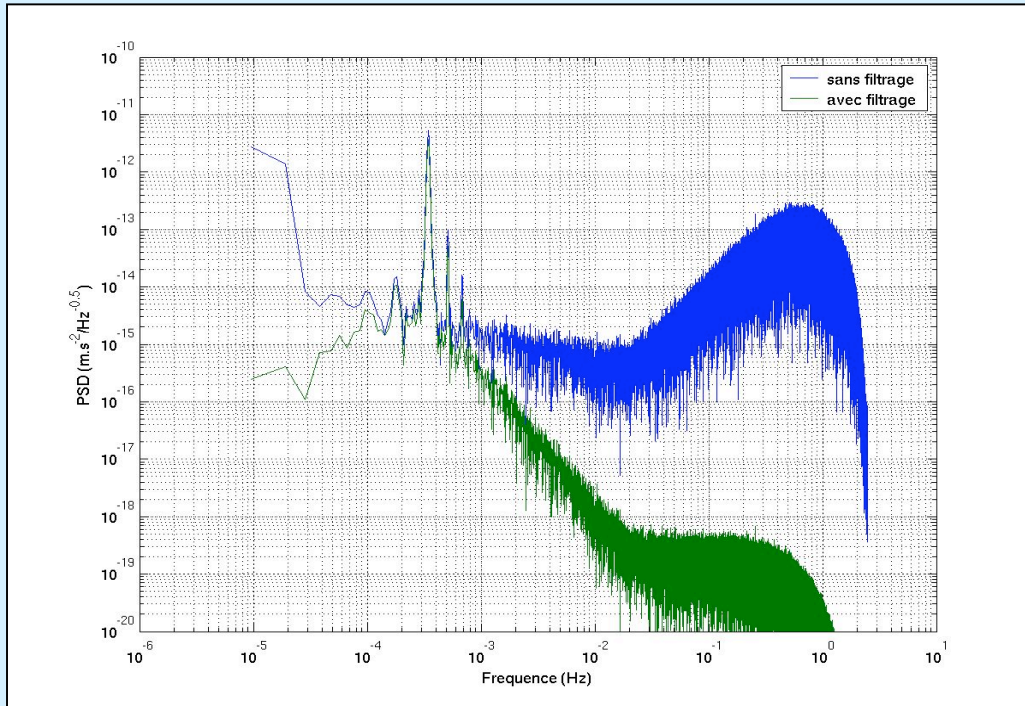
- P non diagonale for non white noise
- Covariance matrix difficult to know accurately
- Even if known, problem of inversion (typical dimension = 1 000 000)

Our solutions :

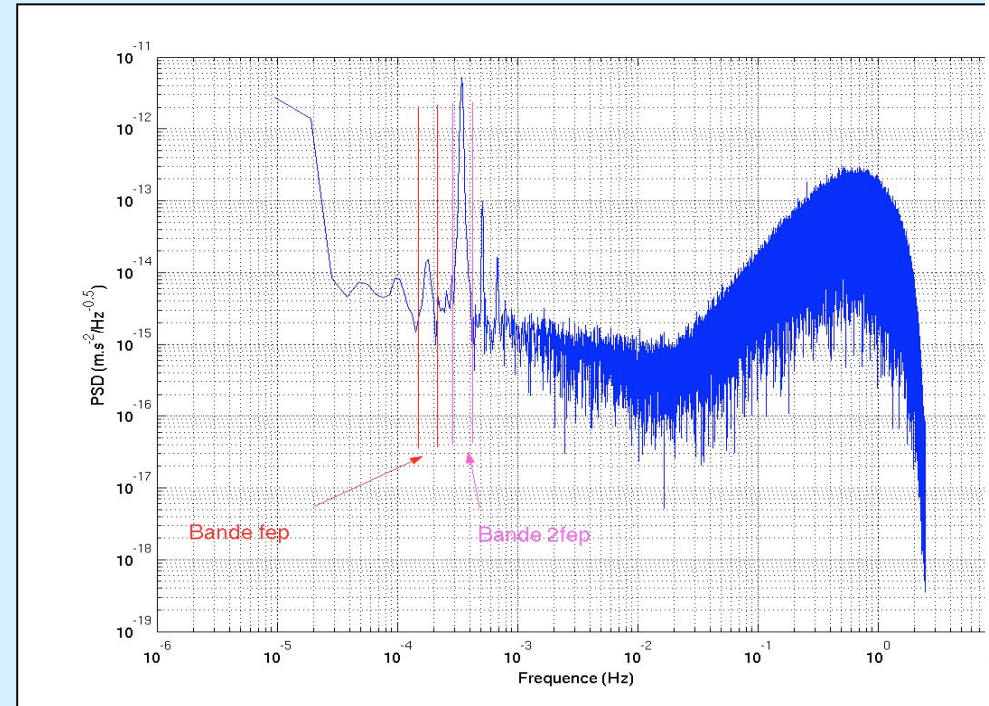
➔ Transform the linear system



TIME DOMAIN



FREQUENCY DOMAIN



Conclusion

If nothing is done, the differential signal measured at f_{ep} is dominated by the gravitational gradient ($e=5 \cdot 10^{-3}$, $\Delta=20 \mu m$).

Estimation of the off-centring along x and z with an accuracy of $0.1 \mu m$ is sufficient to correct the signal.

This estimation can be performed by using the larger signal of the gravitational gradient at frequency $2 f_{ep}$.

This requires the knowledge of the satellite position (10 m) and attitude (10^{-6} rd) and absolute time of measurement.

Satellite self gravity is not a real problem.

Analysis of simulated data allows to check these results.

We have also studied the effect of an unknown perturbation at different frequencies and the impact of possible gaps in the data.