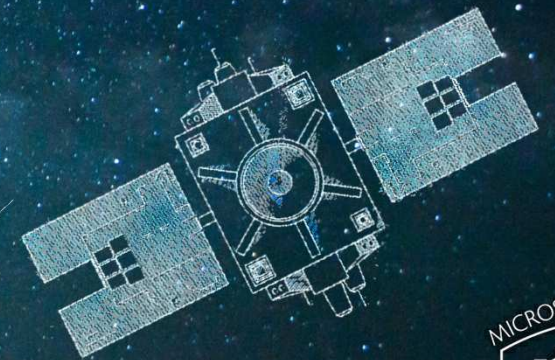




Test du Principe d'Equivalence dans l'espace : les premiers résultats de la mission MICROSCOPE

Emilie HARDY (ONERA)
au nom de Pierre TOUBOUL (PI)
et de l'équipe MICROSCOPE

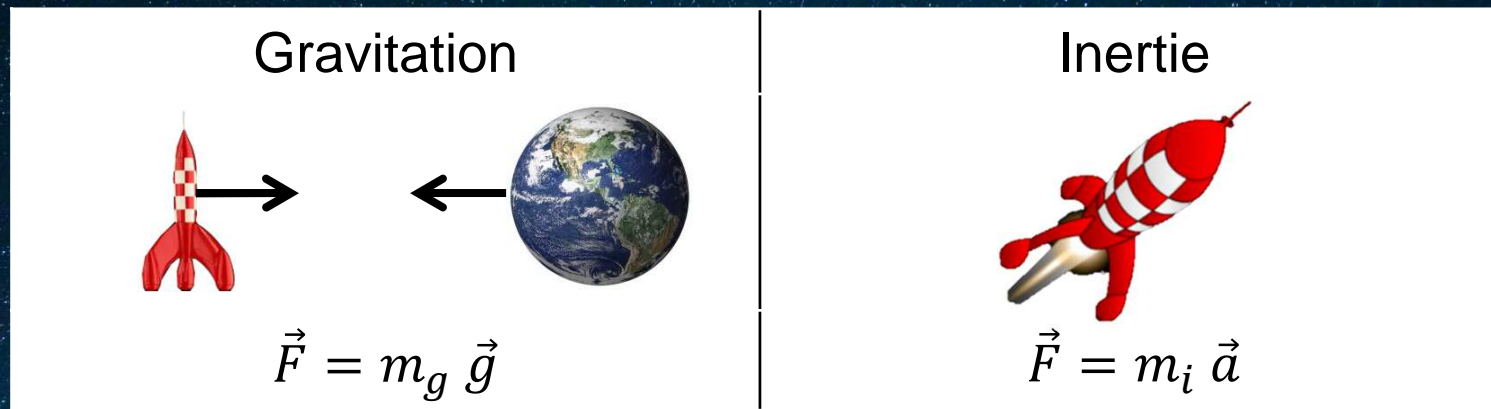




Le Principe d'Equivalence



- L'universalité de la chute libre, pilier de la **Relativité Générale**
La trajectoire d'un corps en chute libre est indépendante de sa structure et de sa composition.



- Recherche de théories alternatives permettant l'Unification
→ apparition d'une **violation du Principe d'Equivalence**

$$\delta(A, B) = \frac{\frac{m_{gA}}{m_{IA}} - \frac{m_{gB}}{m_{IB}}}{\frac{1}{2} \left(\frac{m_{gA}}{m_{IA}} + \frac{m_{gB}}{m_{IB}} \right)}$$



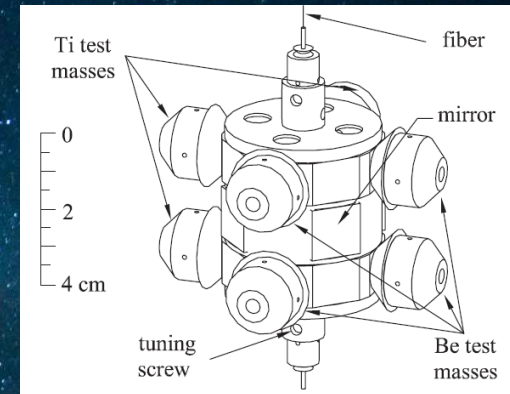
Tester le Principe d'Equivalence

- Tir Laser Terre-Lune
JPL / Caltech (Pasadena)
J.G. Williams et al, CQG, 29 (2012)



$$\delta_{Terre-Lune} = (-0.8 \pm 1.3) \times 10^{-13}$$

- Pendule de torsion
Université Washington (Seattle) - Groupe EotWash
S. Schlamminger et al, PRL 100, 041101 (2008)



$$\delta_{Be-Ti} = (0.3 \pm 1.8) \times 10^{-13}$$

- Objectif de l'expérience spatiale MICROSCOPE : test du Principe d'Equivalence avec une précision de 10^{-15}





La mission MICROSCOPE



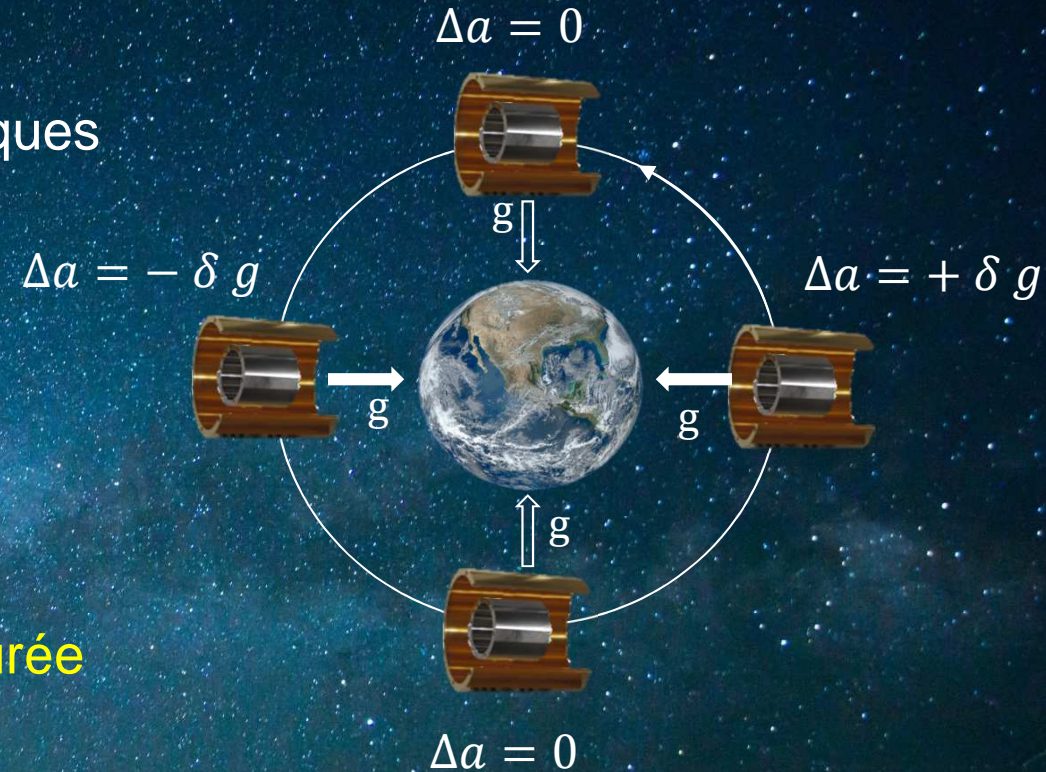
Microsatellite MYRIADE du CNES

- Lancement le 25 avril 2016
- Masse : 300 kg (charge utile 35kg)
- Orbite circulaire héliosynchrone : 710 km, $e < 5 \cdot 10^{-3}$
- 2 accéléromètres différentiels électrostatiques

$$a_1 - a_2 = \left(\frac{m_{g1}}{m_{i1}} - \frac{m_{g2}}{m_{i2}} \right) g$$

Une « chute libre » dans l'espace

- 2 masses de **compositions différentes maintenues concentriques**
- Environnement : très faiblement perturbé, **satellite à compensation de traînée**
- Durée de la mesure : **non limitée par la durée de la chute libre** (120 orbites)
- Signal à détecter de **phase et de fréquence connues**





Fréquence du signal de violation du Principe d'Equivalence modulée :

- mode inertiel : $f_{EP} = f_{orb} = 1/T_{orbite}$
- mode spinné (à $3.1 \times 10^{-3} Hz$) : $f_{EP} = f_{orb} + f_{spin}$



© CNES / Virtual-IT 2017+ Onera 2017
Vers une nouvelle physique

Partenaires

02:02:22 UTC

Physique Fondamentale | Chute libre en orbite | Performance ultime | Résultats de la mission

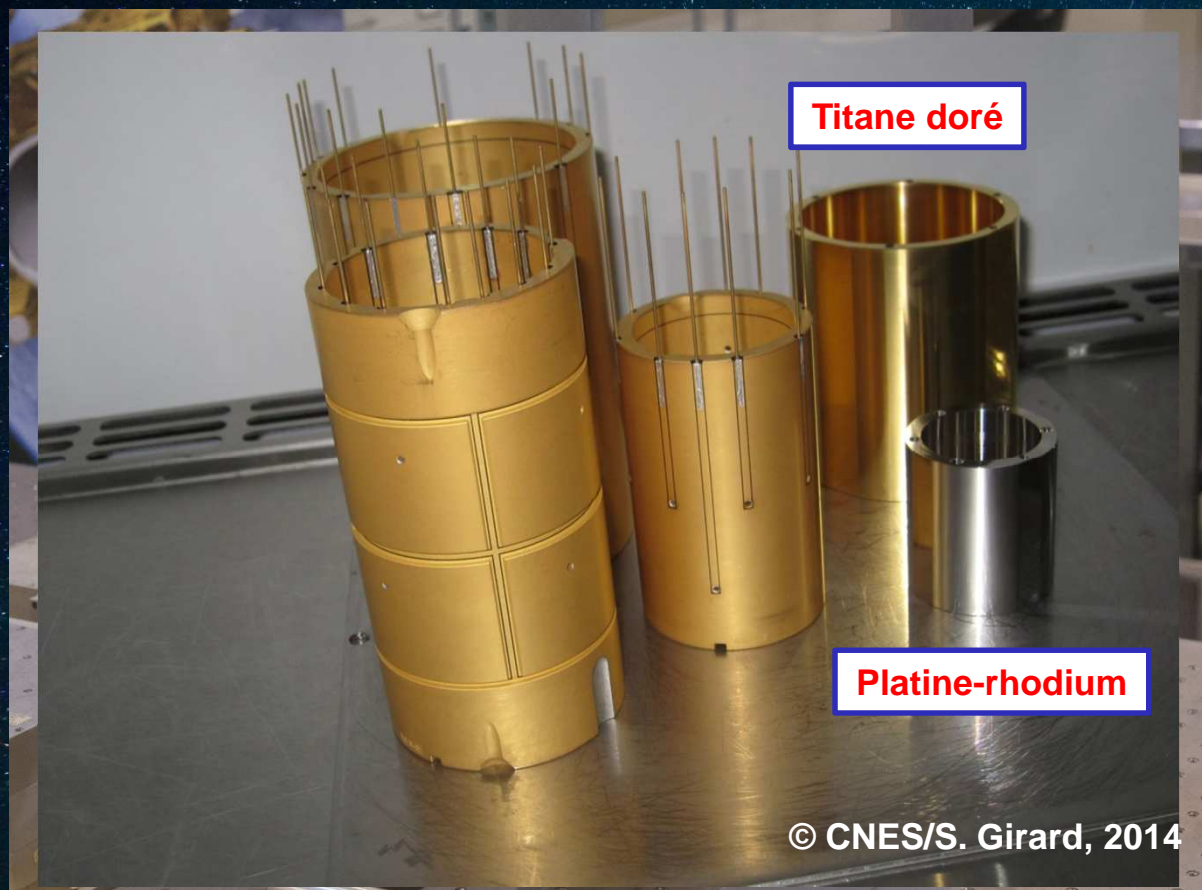


L'instrument T-SAGE

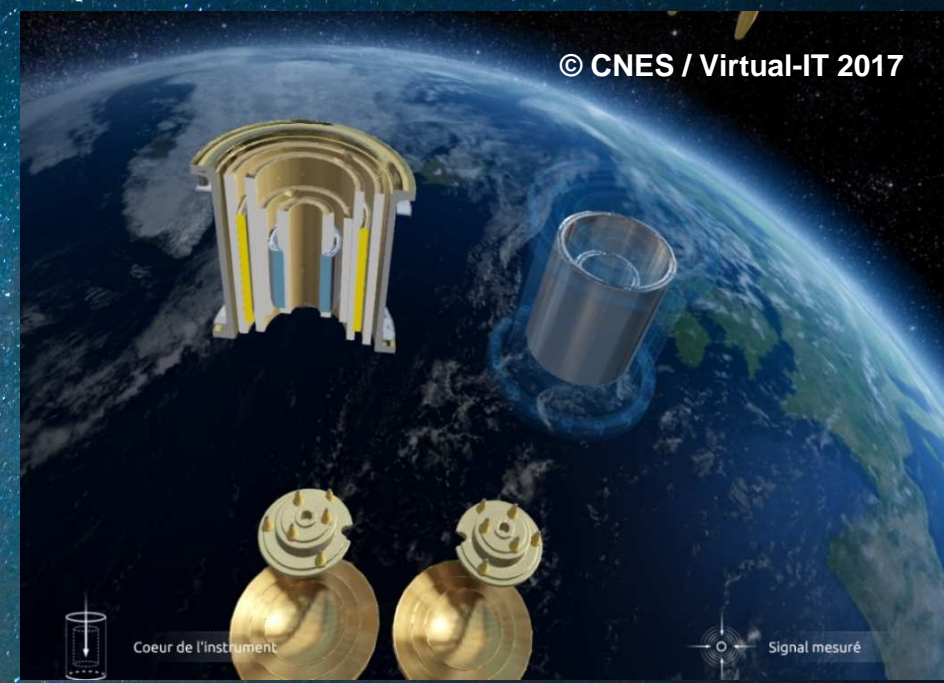


2 instruments identiques à bord comprenant chacun 2 masses concentriques:

- SUEP : titane / platine
- SUREF : platine / platine



Comparaison des accélérations appliquées aux deux masses d'épreuve pour les maintenir sur la même trajectoire à 710km





L'instrument T-SAGE



2 instruments identiques à bord comprenant chacun 2 masses concentriques :

SUEP : titane / platine

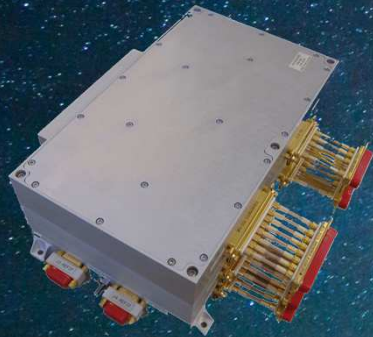
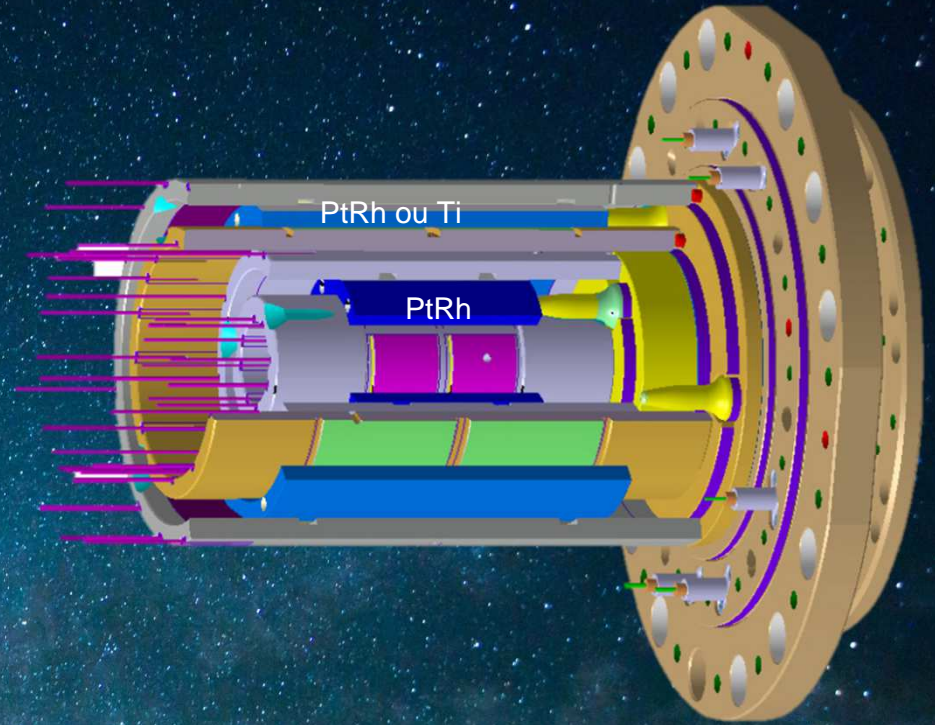
SUREF : platine / platine

Chaque masse cylindrique :

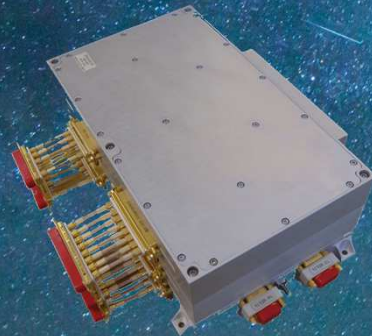
Entourée d'un ensemble d'électrodes ayant 2 fonctions

1) **Mesure de la position (linéaire et angulaire)**

vs électrodes : **détecteur capacitif**



FEEU MQV1 – SUREF



FEEU MV2 - SUEP

Noise of detectors : $10\mu\text{V Hz}^{-1/2}$
Reference voltages : $0.2\mu\text{VHz}^{-1/2}$ & $0.3\text{ppm}/^\circ\text{C}$
24 bits sigma-delta ADC



L'instrument T-SAGE



2 instruments identiques à bord comprenant chacun 2 masses concentriques:

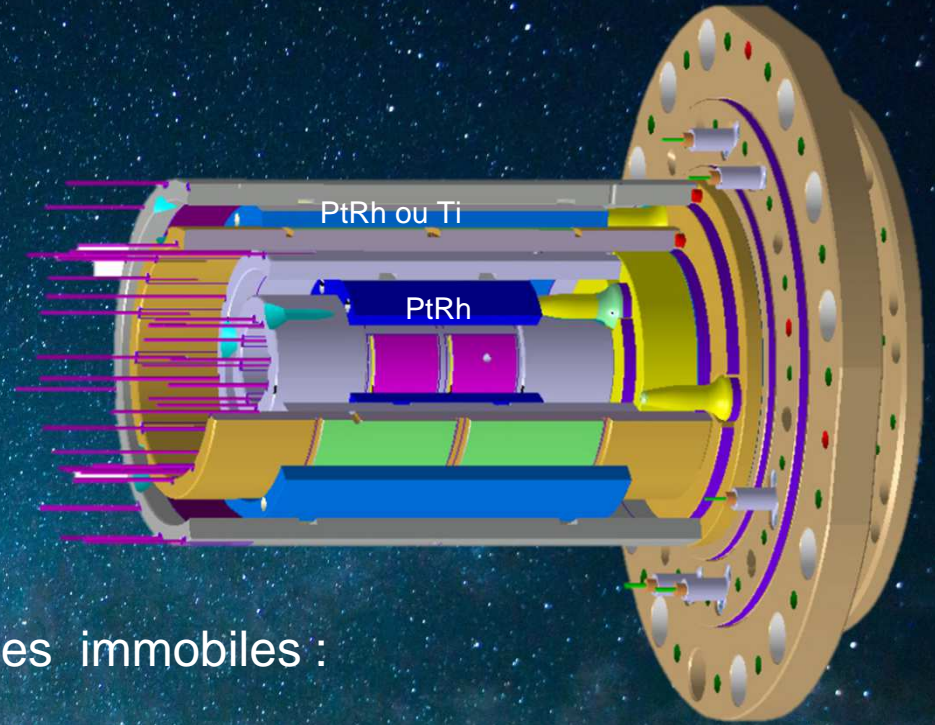
SUEP : titane / platine

SUREF : platine / platine

Chaque masse cylindrique:

Entourée d'un ensemble d'électrodes ayant 2 fonctions

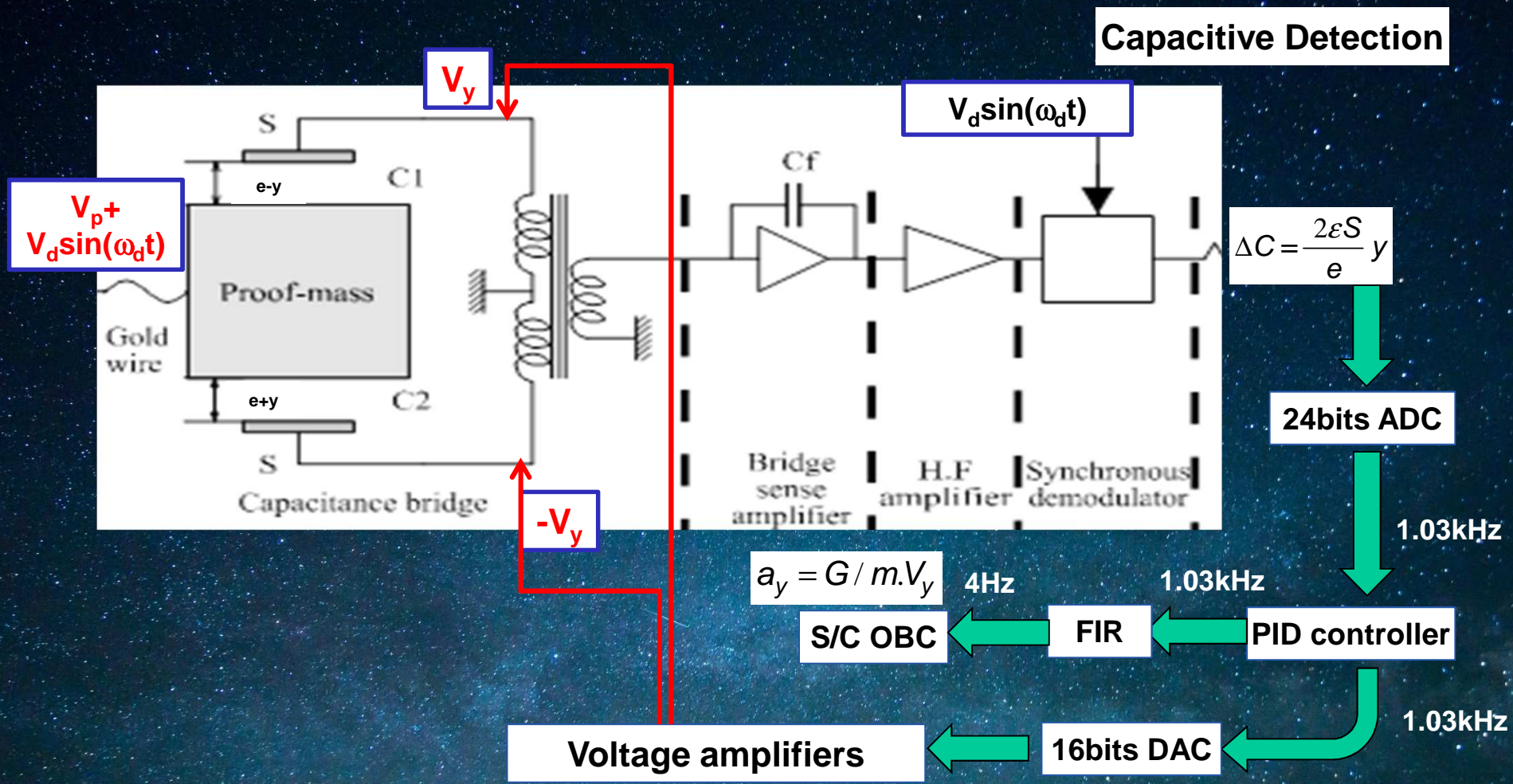
- 1) **Mesure des positions et angles** des ME vs électrodes: **détecteur capacitif**
- 2) A partir de ces mesures, génération de **forces électrostatiques** pour maintenir les masses immobiles : **asservissement des tensions d'électrodes**



2 stacked ICU : digital control laws, data conditioning
40 bits DSP architecture
32 bits outputs at 4Hz (Acc) + 1Hz (pos, angl, Temp, ...)
1.03 kHz test-mass servo-loop



Principe de l'accéléromètre électrostatique



$$F_{el} = F_{el,1} - F_{el,2} = \frac{1}{2} \left[\frac{\partial C_2}{\partial y} (V_y - V_p - V_d \sin(\omega_d t))^2 \right] - \frac{1}{2} \left[\frac{\partial C_1}{\partial y} (V_y + V_p + V_d \sin(\omega_d t))^2 \right] \approx G \cdot V_y \Rightarrow m\Gamma \approx G \cdot V_y$$



L'instrument T-SAGE



2 instruments identiques à bord comprenant chacun 2 masses concentriques:

SUEP : titane / platine

SUREF : platine / platine

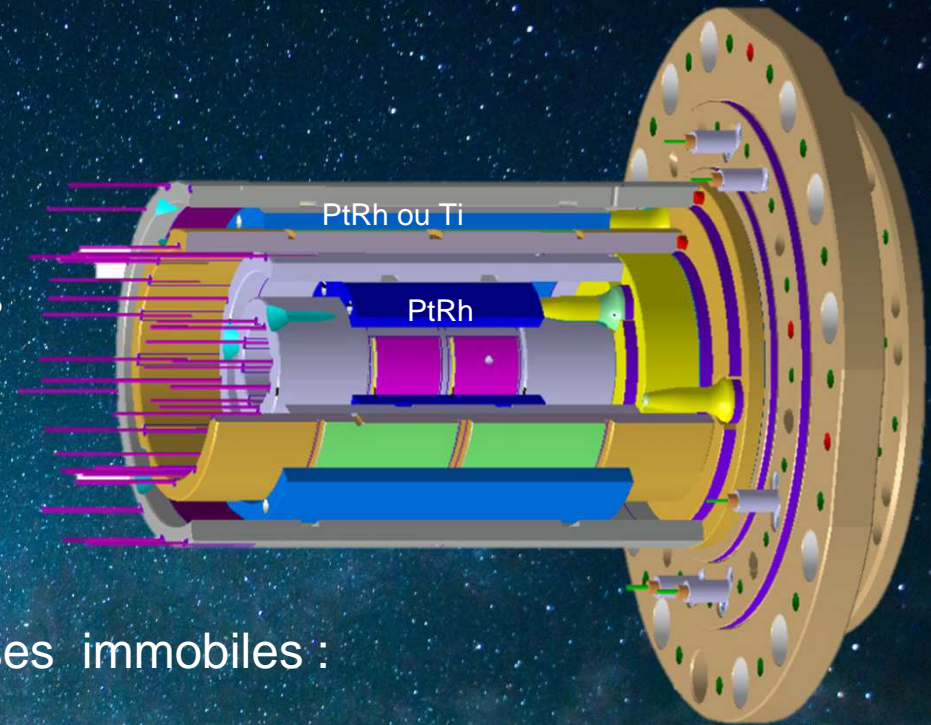
Chaque masse cylindrique:

Entourée d'un ensemble d'électrodes ayant 2 fonctions

- 1) **Mesure des positions et angles** des ME
vs électrodes: **détecteur capacitif**
- 2) A partir de ces mesures, génération de **forces électrostatiques** pour maintenir les masses immobiles :
asservissement des tensions d'électrodes

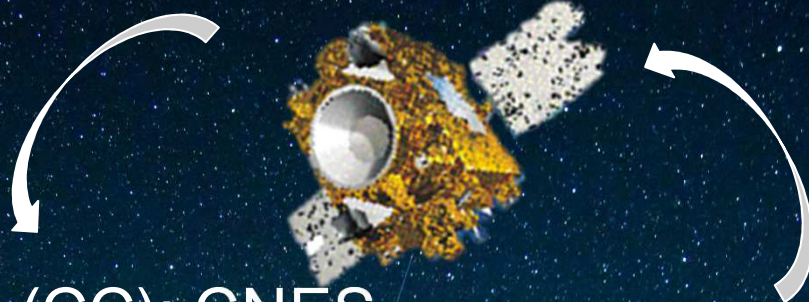
Ces **tensions** fournissent **l'accélération à mesurer**

T-SAGE : Un accéléromètre ultrasensible





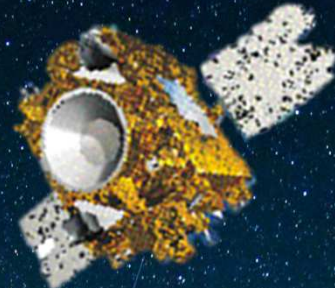
Comment les mesures sont-elles collectées ?



- **Centre de Contrôle (CC): CNES**
 - Echanges avec le satellite : données brutes + programmation



Comment les mesures sont-elles collectées ?



Centre de Contrôle (CC): CNES

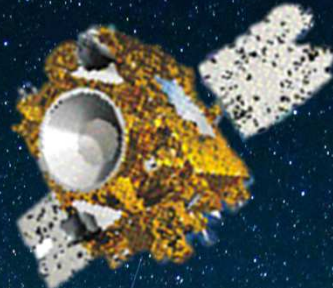
- Echanges avec le satellite : données brutes + programmation

Centre d'Expertise de la Compensation de Traînée (CECT): CNES

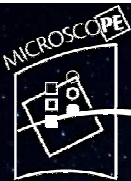
- Interface CNES/ONERA : données N0a, N0b, N0c + scenario de mission



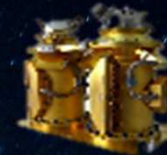
Comment les mesures sont-elles collectées ?



- **Centre de Contrôle (CC): CNES**
 - Echanges avec le satellite : données brutes + programmation
- **Centre d'Expertise de la Compensation de Traînée (CECT): CNES**
 - Interface CNES/ONERA : données N0a, N0b, N0c + scenario de mission
- **Centre de Mission Scientifique MICROSCOPE (CMSM): ONERA**
 - Traitement opérationnel des données de l'instrument
 - Traitement scientifique + mise à jour du scenario de mission



Comment les mesures sont-elles collectées ?



Centre de Contrôle (CC): CNES

- Echanges avec le satellite : données brutes + programmation

Centre d'Expertise de la Compensation de Traînée (CECT): CNES

- Interface CNES/ONERA : données N0a, N0b, N0c + scenario de mission

Centre de Mission Scientifique MICROSCOPE (CMSM): ONERA

- Traitement opérationnel des données de l'instrument
- Traitement scientifique + mise à jour du scenario de mission

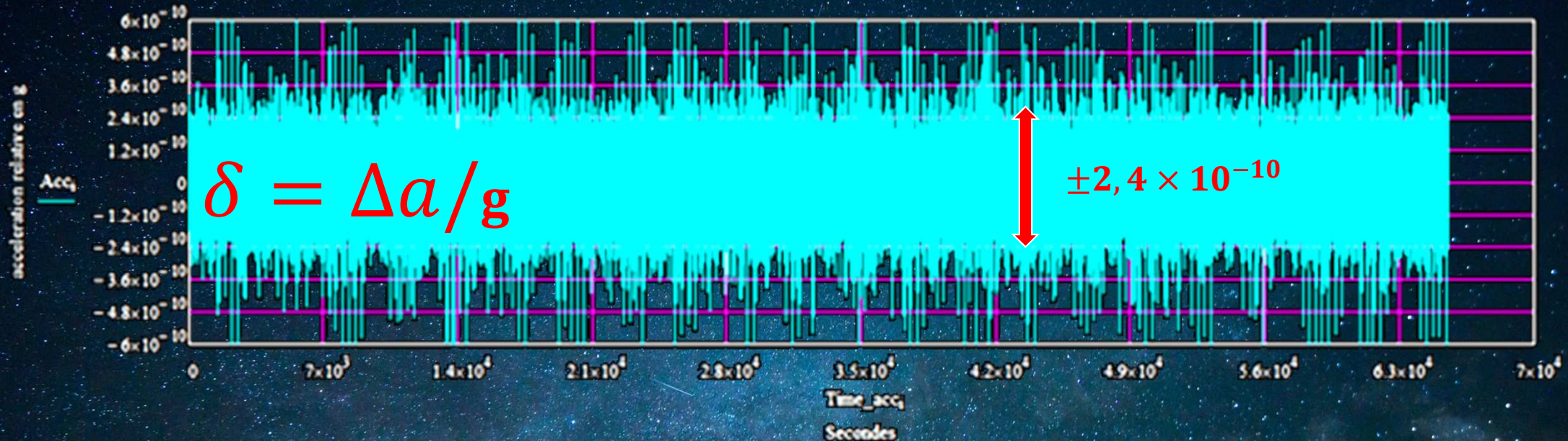
- Le satellite a parcouru 9000 orbites, dont **2000 orbites dédiées à la science** (1 orbite = 01H40)



La mesure - session 218 (SUEP)



120 orbites = 8,25 jours → 2 Giga octets de données à traiter



- Le signal recherché pourrait être 240 000 fois plus petit...

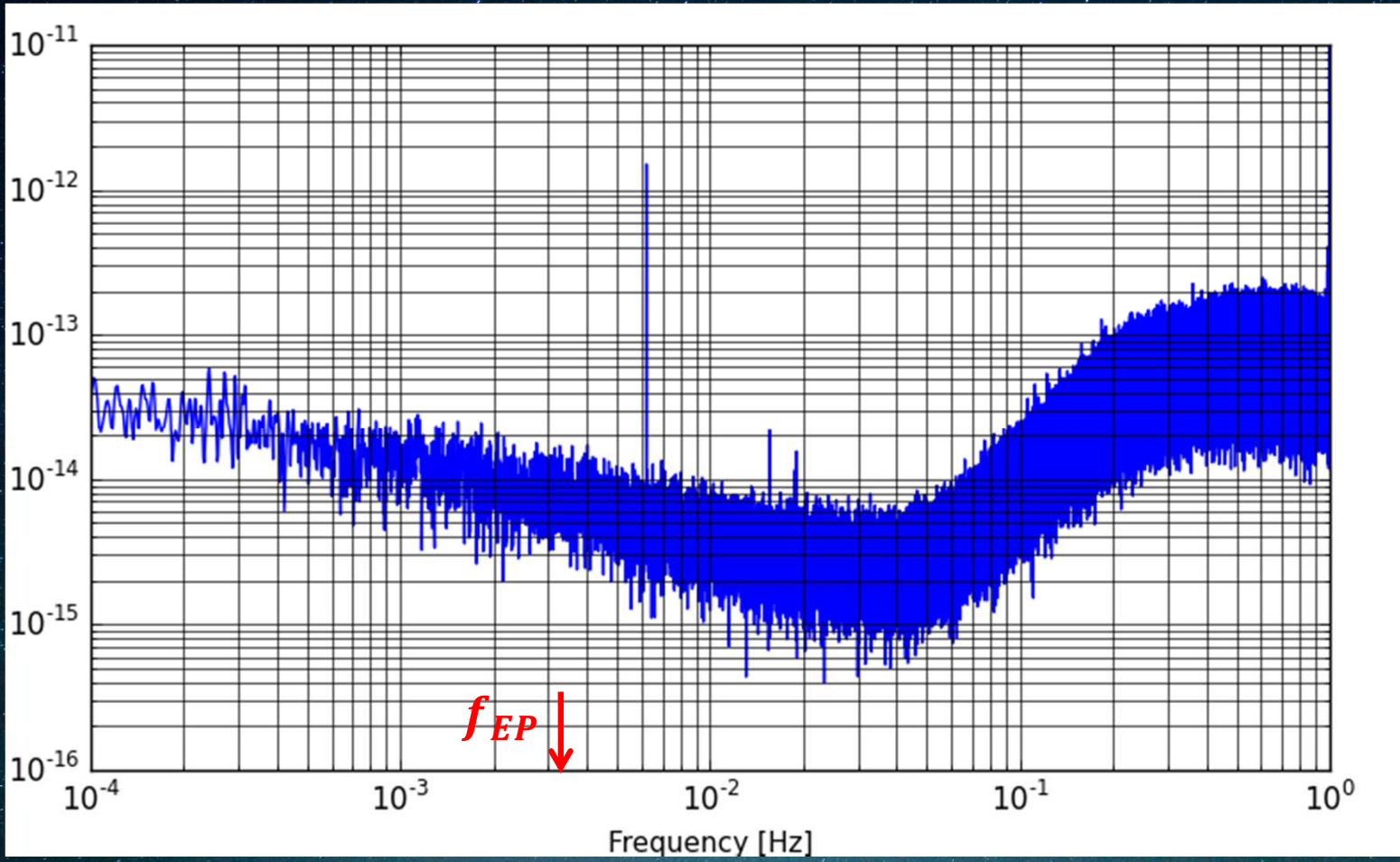


La mesure - session 218 (SUEP)



Densité spectrale d'amplitude de $\Gamma_{\text{mes,dx}}/g(O_{\text{sat}})$ sur 120 orbites

$\Delta a/g$



Contenu du signal à f_{EP} :

- éventuel signal de violation du Principe d'Equivalence
- erreur systématique
- erreur stochastique



Modélisation de la mesure



- Mesure idéale de l'accéléromètre : accélération électrostatique appliquée à la masse d'épreuve k pour la maintenir centrée

$$\begin{aligned} \overrightarrow{\Gamma}_{App,k} = & \frac{M_{g,sat}}{M_{I,sat}} \overrightarrow{g}(O_{sat}) + \overrightarrow{\Gamma}_{ng,sat} && \text{mouvement du satellite} \\ & - \frac{m_{g,k}}{m_{I,k}} \overrightarrow{g}(O_k) && \text{gravité} \\ & + [In] \cdot \overrightarrow{O_{sat}O_k} + \overrightarrow{\ddot{O}_{sat}O_k} && \text{effet d'inertie d'entraînement} \\ & + 2[\Omega] \cdot \overrightarrow{O_{sat}O_k} && \text{effet Coriolis} \\ & - \overrightarrow{\Gamma}_{ng,sat} && \text{forces parasites} \end{aligned}$$

- Mesure réelle de l'accéléromètre

$$\overrightarrow{\Gamma}_{mes,k} = \overrightarrow{K_{0,k}} + [M_k] \overrightarrow{\Gamma}_{App,k} + K_{2,k} \overrightarrow{\Gamma}_{App,k}^2 + [Coupl_k] \dot{\overrightarrow{\Omega}} + \overrightarrow{\Gamma}_{n,k}$$

- K_0 : biais
- $[M]$: matrice de sensibilité (facteurs d'échelle, défauts d'alignement, couplages)
- K_2 : terme quadratique
- $[Coupl_k]$: couplage angulaire vers linéaire
- Γ_n : bruit



Modélisation de la mesure



- Mesure en **mode différentiel** (demi-différence) → **pour le test du Principe d'Equivalence**

$$\begin{aligned} \vec{\Gamma}_{mes,d} &= \frac{1}{2} (\vec{\Gamma}_{mes,1} - \vec{\Gamma}_{mes,2}) \\ &= \vec{K}_{0,d} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &+ [M_c] \{ ([T] - [In]) \vec{\Delta} \\ &\quad - 2[\Omega] \dot{\vec{\Delta}} - \ddot{\vec{\Delta}} \\ &\quad + \delta_{EP} \vec{g}(O_{sat}) \} \end{aligned}$$

$$+ 2[M_d] \vec{\Gamma}_{app,c}$$

$$+ \vec{\Gamma}_{quad,d}$$

$$+ 2[Coupl_d] \dot{\vec{\Omega}}$$

$$+ \vec{\Gamma}_{n,d}$$

biais différentiel

gradients de gravité et d'inertie

effet Coriolis, mvt des masses

violation du PE : $\delta_{EP} = \frac{m_{g,2}}{m_{I,2}} - \frac{m_{g,1}}{m_{I,1}}$

accélération commune

accélération quadratique différentielle

couplage différentiel angulaire vers linéaire

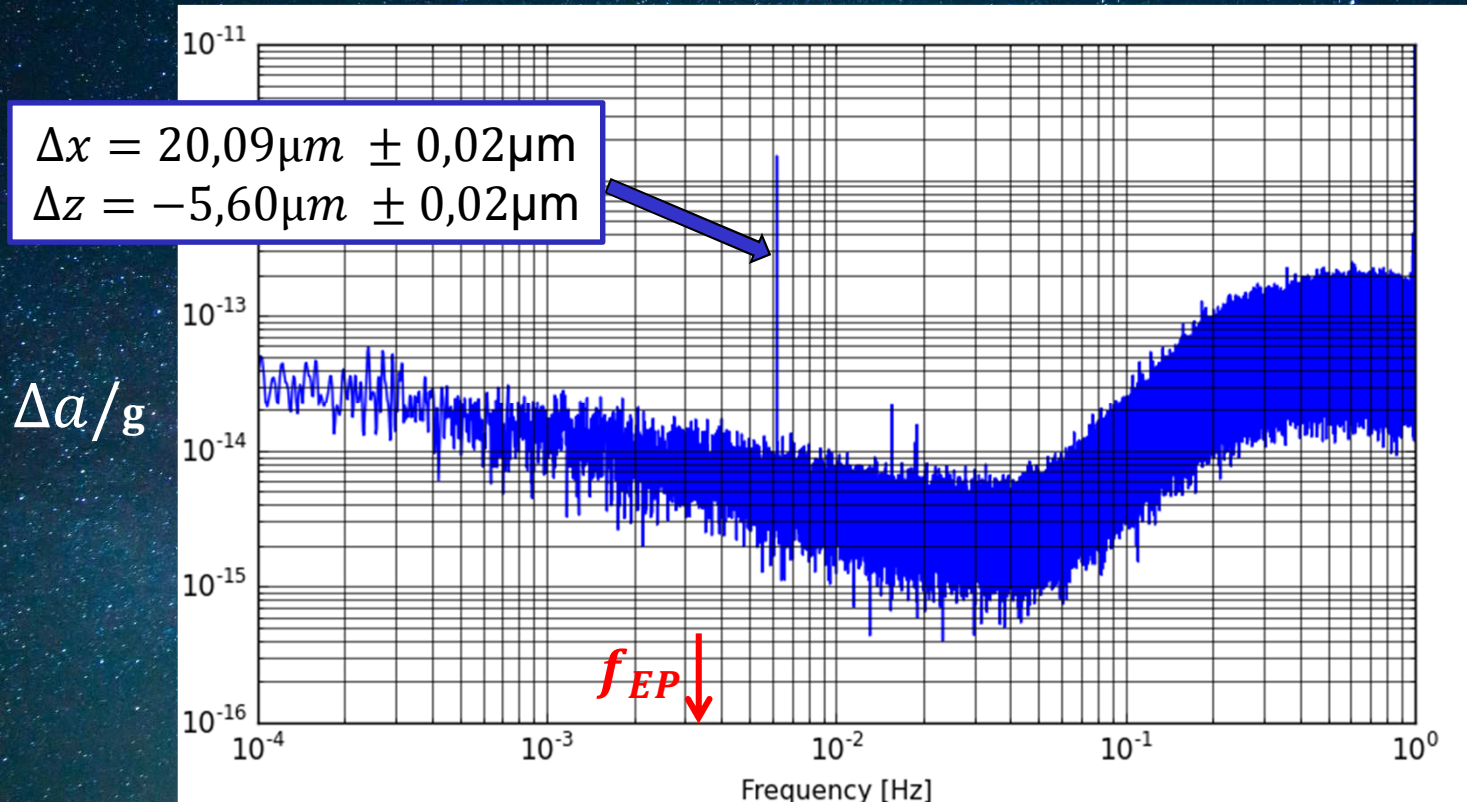
bruit différentiel

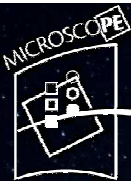
- Mesure en **mode commun** (demi-somme) → **commande le système de compensation de traînée**



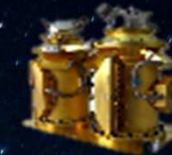
Etalonnage en vol

- Objectif : évaluation des paramètres instrumentaux pour soustraire leur effet de la mesure
 - excentrement Δ , paramètres de sensibilité différentiels, terme quadratique
- Principe : pour chaque paramètre à estimer, une session dédiée permet d'amplifier le terme contenant le paramètre





Etalonnage en vol



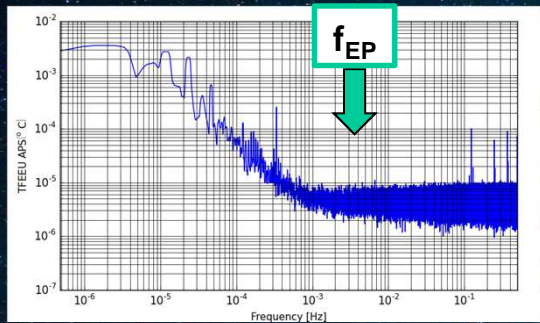
Paramètre	Mouvement spécifique	Amplificateur	Fréq	Estimée
Excentrement Δ_x	Session EP	Gradient de gravité fort à $2f_{EP}$	$2f_{EP}$	$20,1 \pm 0,1 \mu\text{m}$
Excentrement Δ_z	Session EP	Gradient de gravité fort à $2f_{EP}$	$2f_{EP}$	$-5,6 \pm 0,1 \mu\text{m}$
Excentrement Δ_y	Oscillation angulaire du satellite autour de Z	Gradient d'inertie	$f_{\text{cal/ang}}$	$-8,0 \pm 0,2 \mu\text{m}$
Facteur d'échelle M_{dxx}	Oscillation linéaire du satellite le long de X	Commande drag-free = accélération commune	$f_{\text{cal/lin}}$	$8,5 \cdot 10^{-3} \pm 1,5 \cdot 10^{-4}$
Mésalignement et couplage M_{dxy}	Oscillation linéaire du satellite le long de Y	Commande drag-free = accélération commune	$f_{\text{cal/lin}}$	$< 1,5 \cdot 10^{-4} \text{ rad}$
Mésalignement et couplage M_{dxz}	Oscillation linéaire du satellite le long de Z	Commande drag-free = accélération commune	$f_{\text{cal/lin}}$	$< 1,5 \cdot 10^{-4} \text{ rad}$



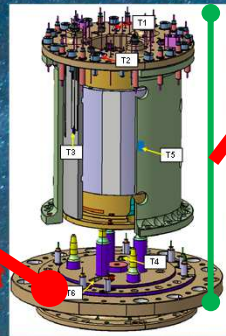
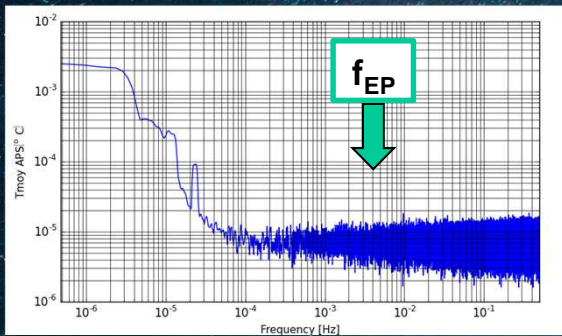
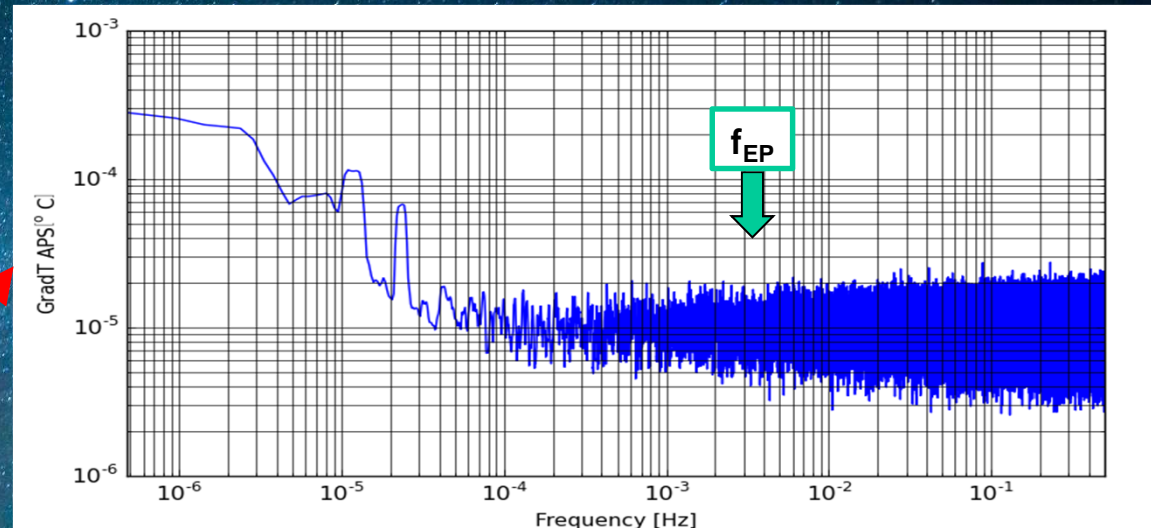
Effets thermiques

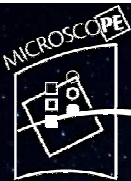


- Résidus de perturbation thermique
 - Sensibilité thermique élevée
 - Variation de température $< 20 \mu\text{K}$

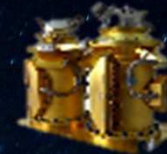


FFT of temperature probes





Bilan des erreurs systématiques

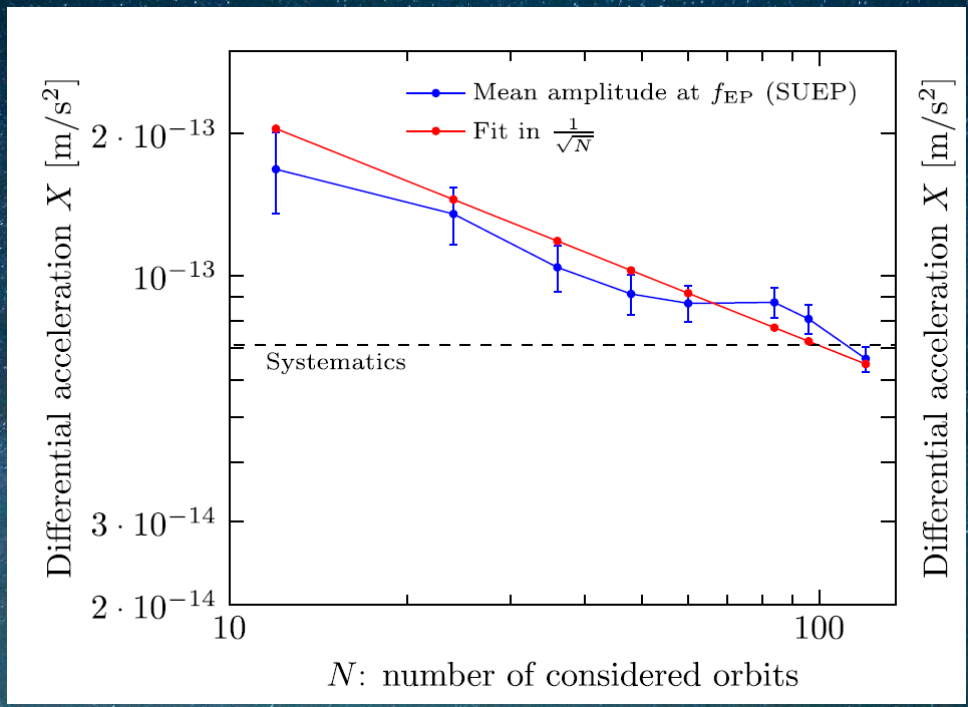


Contribution sur l'axe X	Amplitude ou borne supérieure	Méthode d'estimation
Gradient de gravité à f_{EP} (en phase avec g_x)	$< 10^{-17} \text{ m/s}^2$	Modèle du champ de gravité terrestre et étalonnage en vol
Gradient d'inertie à f_{EP}	$1,4 \cdot 10^{-17} \text{ m/s}^2$	Performances du système drag-free et étalonnage en vol
Contrôle drag-free : $[M_d] \overrightarrow{\Gamma_{app,c}}$	$1,7 \cdot 10^{-15} \text{ m/s}^2$	
Non-linéarité	$5 \cdot 10^{-17} \text{ m/s}^2$	
Couplage angulaire vers linéaire	$< 2 \cdot 10^{-15} \text{ m/s}^2$	Couplage observé pendant la phase de recette
Contribution thermique	$< 67 \cdot 10^{-15} \text{ m/s}^2$	Evaluation en vol de la sensibilité thermique
Contribution magnétique	$< 2,5 \cdot 10^{-16} \text{ m/s}^2$	Calcul aux éléments finis
Contribution totale à $\overrightarrow{\Gamma_{mes,dx}}$	$< 71 \cdot 10^{-15} \text{ m/s}^2$	
Contribution totale à δ	$< 9 \cdot 10^{-15}$	



Signal aléatoire

- Bruit intrinsèque de l'accéléromètre dans son environnement
- A f_{EP} : $5,6 \cdot 10^{-11} \text{ m/s}^2/\sqrt{\text{Hz}}$ pour SUEP, $1,8 \cdot 10^{-11} \text{ m/s}^2/\sqrt{\text{Hz}}$ pour SUREF
- Réductible si on utilise plus de 120 orbites

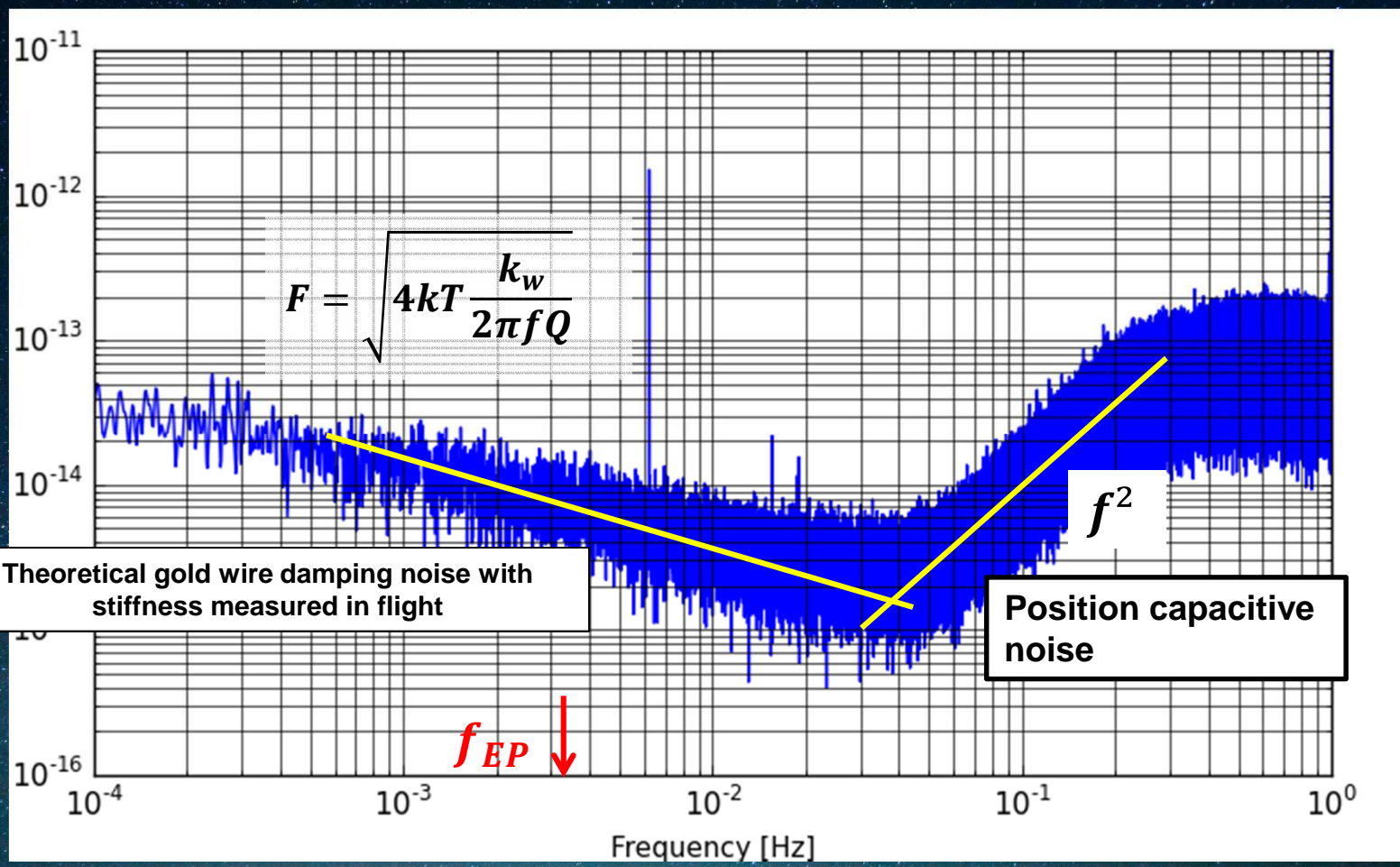




Le bruit de la mesure

120 orbites

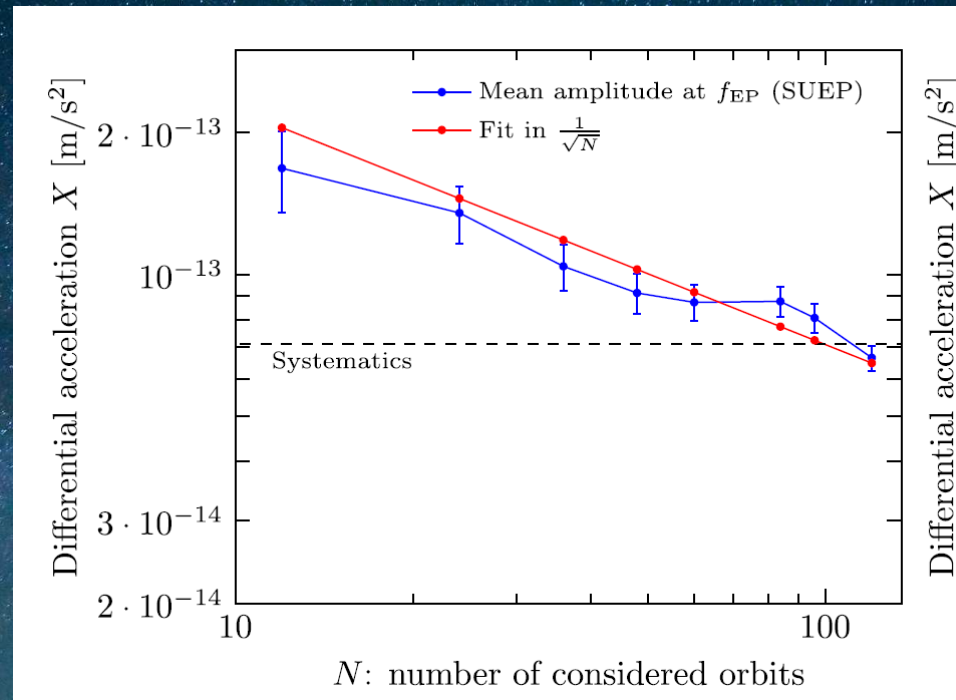
$$\delta = \Delta a / g$$





Signal aléatoire

- Bruit intrinsèque de l'accéléromètre dans son environnement
- A f_{EP} : $5,6 \cdot 10^{-11}$ m/s²/√Hz pour SUEP, $1,8 \cdot 10^{-11}$ m/s²/√Hz pour SUREF
- Réductible si on utilise plus de 120 orbites



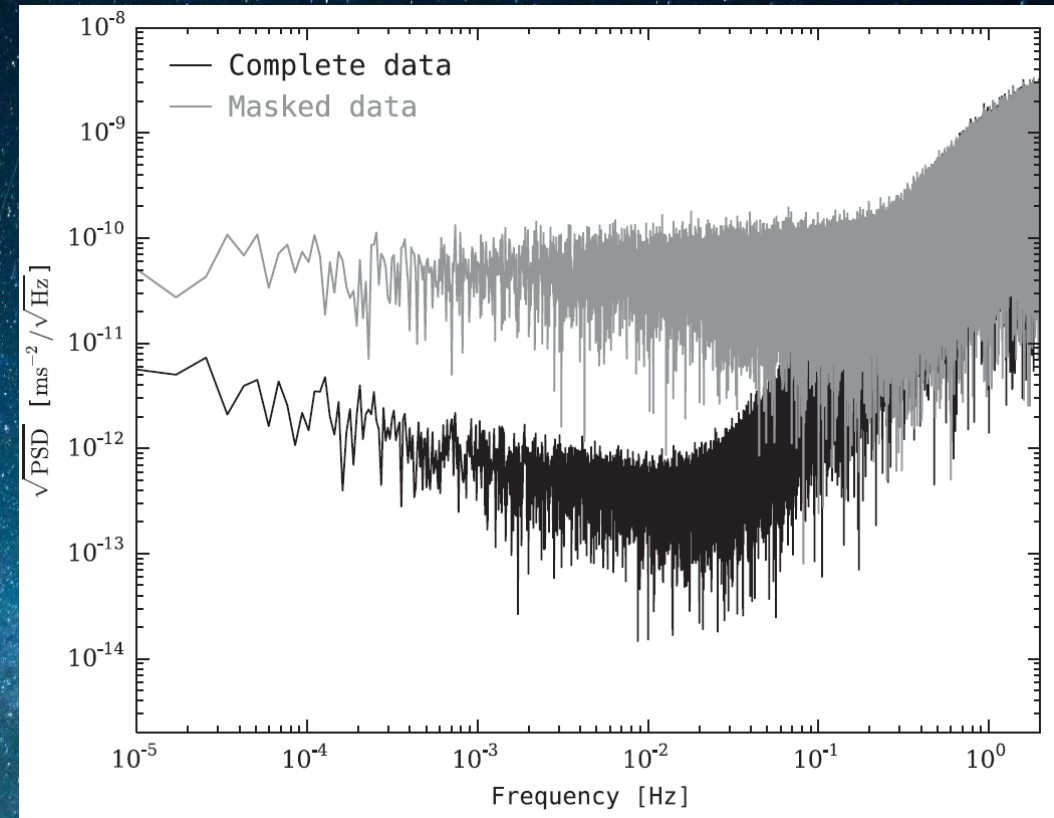


Trous de mesure



Pour la gestion des données manquantes (trous, données invalides) :

- Augmentation importante du bruit
- Remplacement des données manquantes par une valeur interpolée → algorithme *inpainting* (sparsity)
- Estimation de la DSP du bruit afin de pondérer la mesure → **KARMA** (Kalman Auto-Regressive Model Analysis)
- Estimation des données manquantes par leur espérance conditionnelle pour maximiser la vraisemblance : **MECM** (Modified-Expectation-Conditional-Maximization)



Q Baghi et al, Phys. Rev. D 91, 062003 (2015)



Estimation du paramètre de violation du PE

- 1) N0c \rightarrow N1a : data forming – mesure par senseur
- 2) N1a \rightarrow N2a : mesure commune / différentielle (+ \vec{g} , [T])

$$\overrightarrow{\Gamma}_{mes,d} = \frac{1}{2} (\overrightarrow{\Gamma}_{mes,1} - \overrightarrow{\Gamma}_{mes,2})$$

- 3) Détection des points invalides, masquage, rebouchage
- 4) N2a \rightarrow N2b : correction de l'effet des paramètres instrumentaux estimés pendant l'étalonnage en orbite
- 5) N équations temporelles \rightarrow N équations fréquentielles
- 6) Filtrage sur une bande étroite autour de f_{EP} et $2f_{EP}$
- 7) Inversion par moindres carrés pour l'estimation simultanée de δ_{EP} , Δ_X et Δ_Z



Estimation du paramètre de violation du PE

- Sur une session SUEP de 120 orbites :
$$\delta(Ti, Pt) = [-1 \pm 9 (stat) \pm 9 (syst)] \times 10^{-15} \text{ à } 1\sigma$$
- Sur une session SUREF de 62 orbites :
$$\delta(Pt, Pt) = [4 \pm 4 (stat)] \times 10^{-15} \text{ à } 1\sigma$$
- \Rightarrow A ce jour, pas de violation à 19×10^{-15}

PRL **119**, 231101 (2017)

PHYSICAL REVIEW LETTERS

week ending
8 DECEMBER 2017



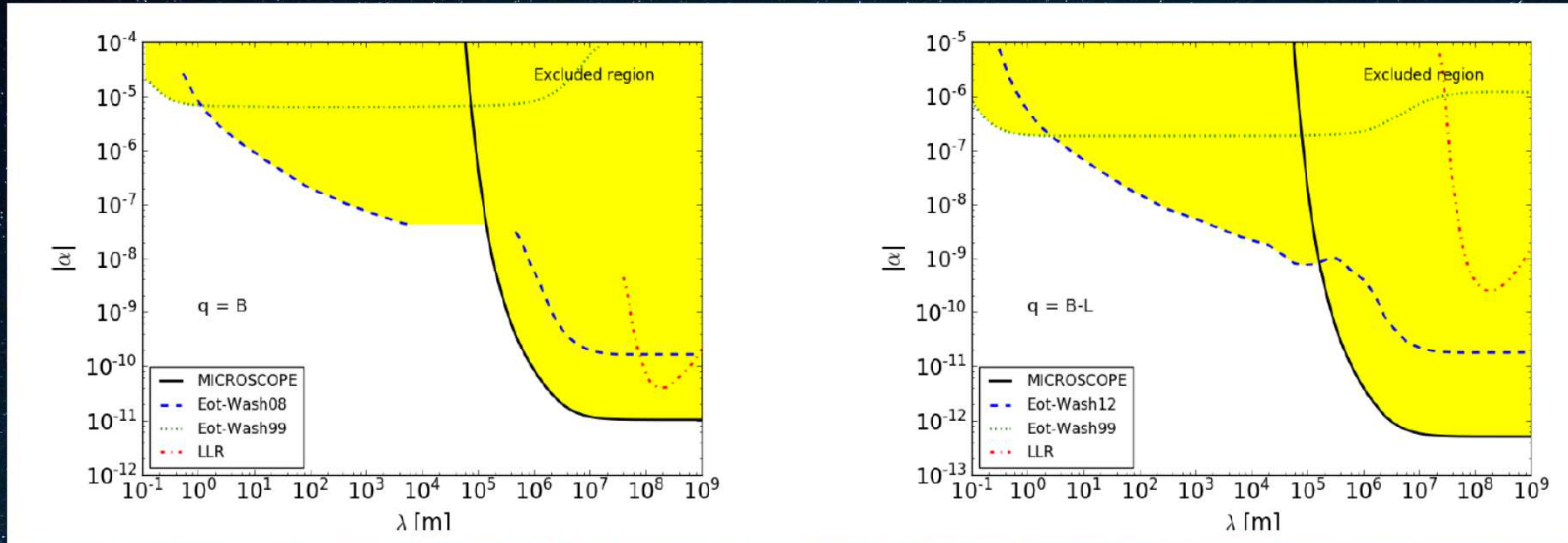
MICROSCOPE Mission: First Results of a Space Test of the Equivalence Principle

Pierre Touboul,^{1,*} Gilles Métris,^{2,†} Manuel Rodrigues,^{1,‡} Yves André,³ Quentin Baghi,² Joël Bergé,¹ Damien Boulanger,¹ Stefanie Bremer,⁴ Patrice Carle,¹ Ratana Chhun,¹ Bruno Christophe,¹ Valerio Cipolla,³ Thibault Damour,⁵ Pascale Danto,³ Hansjoerg Dittus,⁶ Pierre Fayet,⁷ Bernard Foulon,¹ Claude Gageant,¹ Pierre-Yves Guidotti,³ Daniel Hagedorn,⁸ Emilie Hardy,¹ Phuong-Anh Huynh,¹ Henri Inchauspe,¹ Patrick Kayser,¹ Stéphanie Lala,¹ Claus Lämmerzahl,⁴ Vincent Lebat,¹ Pierre Leseur,¹ Françoise Liorzou,¹ Meike List,⁴ Frank Löffler,⁸ Isabelle Panet,⁹ Benjamin Pouilloux,³ Pascal Prieur,³ Alexandre Rebray,¹ Serge Reynaud,¹⁰ Benny Rievers,⁴ Alain Robert,³ Hanns Selig,⁴ Laura Serron,² Timothy Sumner,¹¹ Nicolas Tanguy,¹ and Pieter Visser¹²



Déjà deux articles sur l'impact des résultats

- arXiv:1712.00483v1 [gr-qc] 1 Dec 2017. Bergé et al



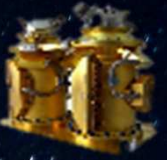
- arXiv:1712.00856v1 [hep-ph] 3 Dec 2017. Fayet.

We derive new limits from the first results of the MICROSCOPE experiment testing the Equivalence Principle in space. A long-range force coupled to $[\epsilon_Q Q + \epsilon_{B-L}(B-L)]e$ or $[\epsilon_Q Q + \epsilon_L L]e$ should verify $|\epsilon_{B-L}|$ or $|\epsilon_L| < .9 \cdot 10^{-24}$, and a force coupled to $[\epsilon_Q Q + \epsilon_B B]e$, $|\epsilon_B| < 6 \cdot 10^{-24}$.

We also discuss, within supersymmetric theories, how such extremely small gauge couplings g'' , typically $\lesssim 10^{-24}$, may be related to a correspondingly large $\xi'' D''$ term associated with a huge initial vacuum energy density, $\propto 1/g''^2$. The corresponding hierarchy between energy scales, by a factor $\propto 1/\sqrt{g''} \gtrsim 10^{12}$, involves a very large scale $\sim 10^{16}$ GeV, that may be associated with inflation, or supersymmetry breaking with a very heavy gravitino, leading to possible values of δ within the experimentally accessible range.



Conclusion



- Un satellite et un instrument en symbiose, avec des performances exceptionnelles jamais obtenues en orbite terrestre
- **Pas de violation à la précision de 1.9×10^{-14}**
 - Sur seulement 10% des données scientifiques collectées
 - **Gain d'un facteur 10** sur les expériences réalisées à ce jour
 - **MICROSCOPE devient la référence mondiale** du test du PE
- A la fin de la mission on aura 15 fois plus d'orbites pour faire encore mieux et se rapprocher de l'objectif (**résultats finaux en 2019**)
- À 10^{-15} y aura-t-il violation? Tout est possible !



MERCI

<http://microscope.onera.fr>



CHARGE UTILE T-SAGE



PERFO.& DESIGN MISSION : CNES OCA ZARM ONERA



OPERATION SAT - CNES ONERA



CENTRE DE MISSION SCI. ONERA OCA

ONERA

THE FRENCH AEROSPACE LAB