

La mission MICROSCOPE pour le Test du Principe d'Equivalence

Gilles METRIS





Manuel Rodrigues (ONERA)
Chef de Projet instrument
Responsable CMS



Pierre Touboul (ONERA)
Principal Investigateur



Gilles Metris (CNRS-UCA-OCA-Géoazur)
Co PI – Analyse des données



Pierre-Yves Guidotti (CNES)
Chef de Projet MICROSCOPE



Alain Robert (CNES)
Responsable Groupe Performances

SOMMAIRE

- ❖ **Le Principe d'Equivalence : enjeux et statut**
- ❖ **La mission Microscope**
- ❖ **Que mesure-t-on ?**
- ❖ **Premiers résultats**
- ❖ **La suite**

Le Principe d'Equivalence enjeux et statut

Le contexte en quelques mots

- ❖ **La Relativité Générale (RG) est la théorie consacrée pour la gravitation**
 - Toutes ses prédictions ont été vérifiées...
 - Le Principe d'Equivalence (PE) est l'un des piliers de la RG
- ❖ **Des théories tentent d'unifier la gravitation avec les autres interactions**
 - Elles permettent en général une violation du PE
 - Le niveau de violation n'est pas explicitement prédit mais des arguments dimensionnels permettent de l'envisager à un niveau accessible aux tests actuels
- ❖ **Améliorer le test du PE est donc important pour guider l'élaboration de théories unificatrices**

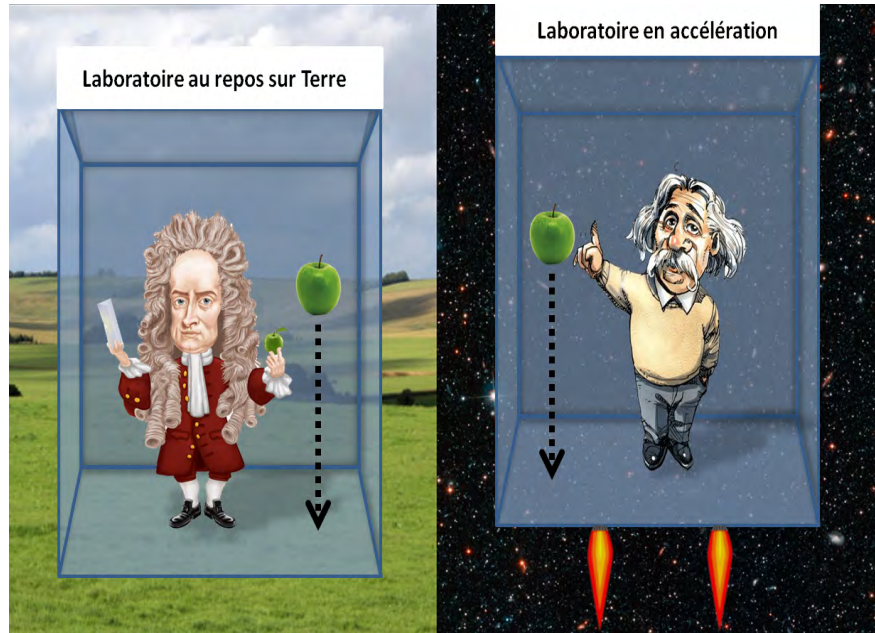
Le Principe d'Equivalence : un fait expérimental, pilier de la RG

- ❖ Forme dite faible : équivalence entre masse grave et masse inertielle
- ❖ Paramètre d'Eötvös :

$$\eta(A, B) = 2 \frac{\frac{m_{gA}}{m_{iA}} - \frac{m_{gB}}{m_{iB}}}{\frac{m_{gA}}{m_{iA}} + \frac{m_{gB}}{m_{iB}}} \simeq \frac{m_{gA}}{m_{iA}} - \frac{m_{gB}}{m_{iB}}$$

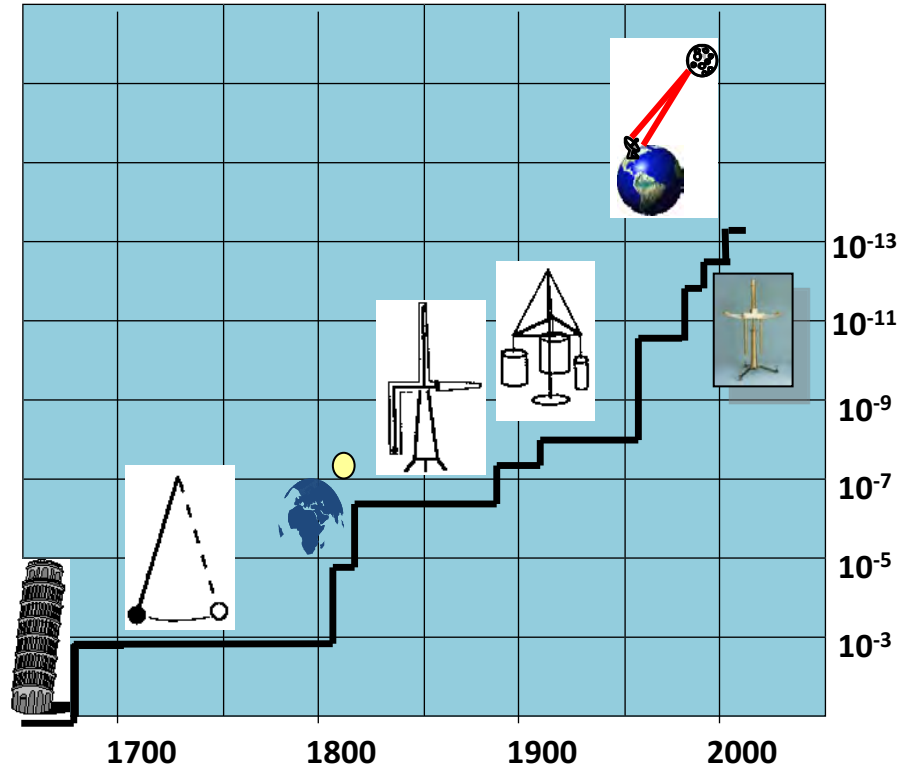
- ❖ Conséquence : universalité de la chute libre
- ❖ Violations possibles

- Dépendance de la composition
- Dépendance de la quantité de l'énergie d'auto-gravitation

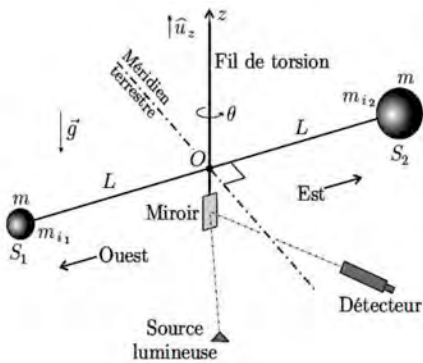
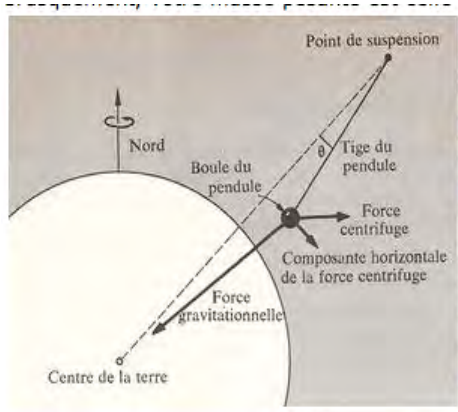


Aucune expérience locale ne permet de distinguer une accélération gravitationnelle d'une accélération non gravitationnelle

Le test du PE : une longue histoire

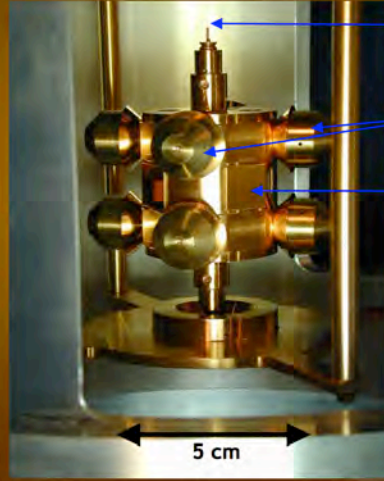


Balance de torsion : expérience Eotwash



torsion pendulum of our recent EP test

T. A. Wagner et al., Class. Quant. Grav. 29, 184002 (2012)



- 20 μm diameter tungsten fiber
- eight 4.84 g test bodies (4 Be & 4 Ti) or (4 Be & 4 Al)
- 4 mirrors for measuring pendulum twist
- symmetrical design suppresses false effects from gravity gradients, etc.

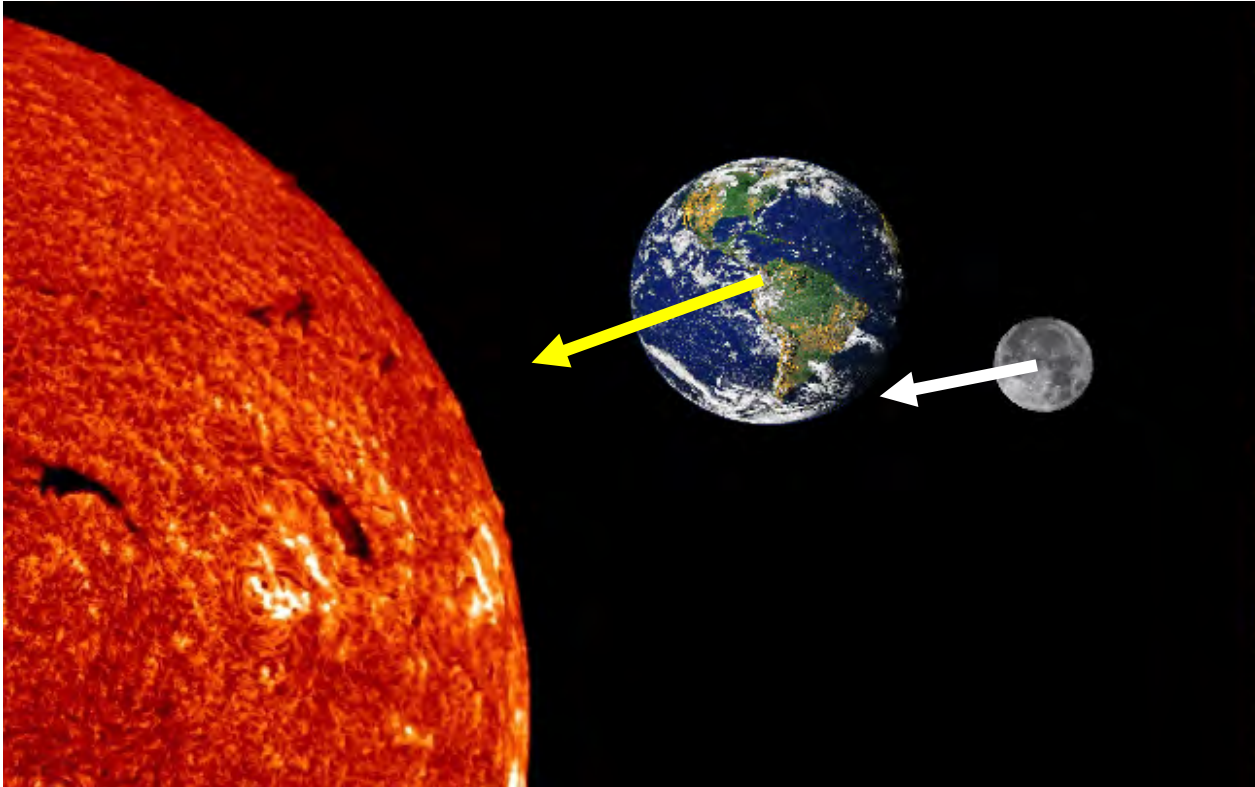
free osc freq:	1.261 mHz
quality factor:	4000
machining tolerance:	5 μm
total mass :	70 g

Credit University of Washington

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

$$\eta(Be, Al) = (-0.7 \pm 1.3) \times 10^{-13}$$

Chute de la Terre et de la Lune

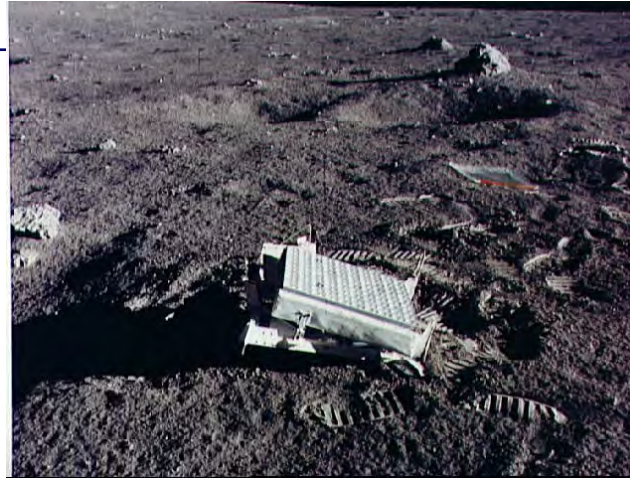


La Terre et la Lune
ont-elles la même
chute libre dans le
champ de gravitation
du Soleil ?

Télémétrie laser



MeO: télémétrie laser sur satellites et sur la Lune (plateau de Calern)



$$\eta(\text{Terre}, \text{Lune}) = (-0.8 \pm 1.3) \times 10^{-13} \text{ (Williams et al, 2013)}$$

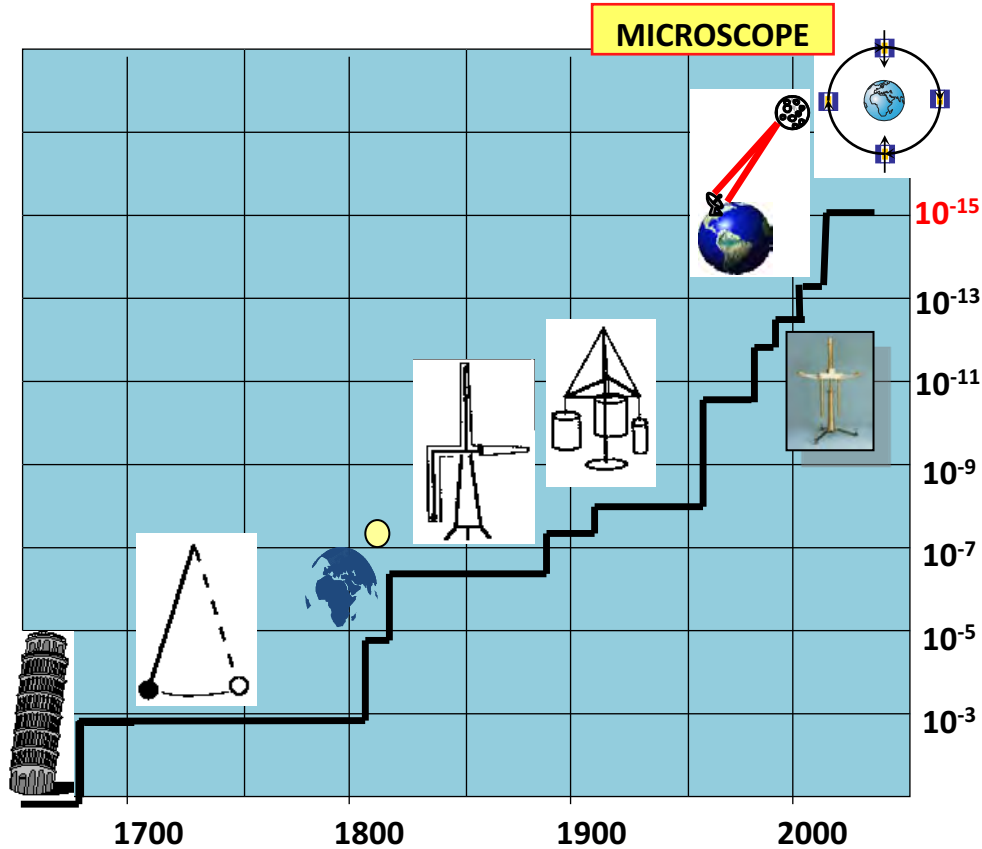
$$\eta(\text{Terre}, \text{Lune}) = (-3.8 \pm 7.1) \times 10^{-14} \text{ (Viswanathan et al, 2018)}$$



Paramètre de Nordvedt δ_N qui quantifie l'impact de l'énergie interne de self-gravité

$$\eta = \delta_N (E_T - E_L); \delta_N = 4\beta - \gamma - 3$$

MICROSCOPE : une nouvelle étape vers 10^{-15}



Cela veut dire quoi 10^{-15} ?

❖ En terme de rapport de forces :

→ rapport entre le poids d'un moustique et celui d'un supertanker

❖ En terme d'accélération :

$$\Delta \left(\frac{m_g}{m_i} \right) = 10^{-15} \Rightarrow \Delta \gamma = 10^{-15} g \sim 8 \cdot 10^{-15} \text{ ms}^{-2}$$

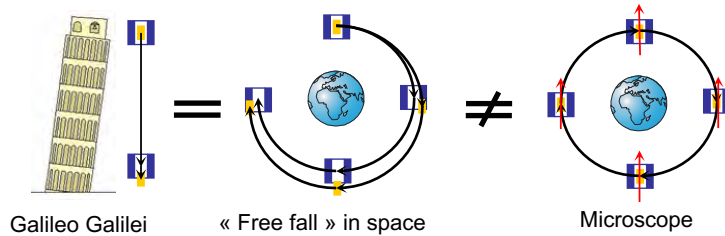
→ 4 millions d'années pour passer de 0 à 1 m/s (marche lente)

La mission Microscope

MICROSCOPE

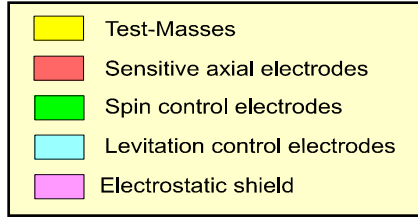
MICROsatellite à traînée **C**ompensée pour
l'**O**bservation
du **P**incipe d'**E**quivalence

De Galilée à MICROSCOPE

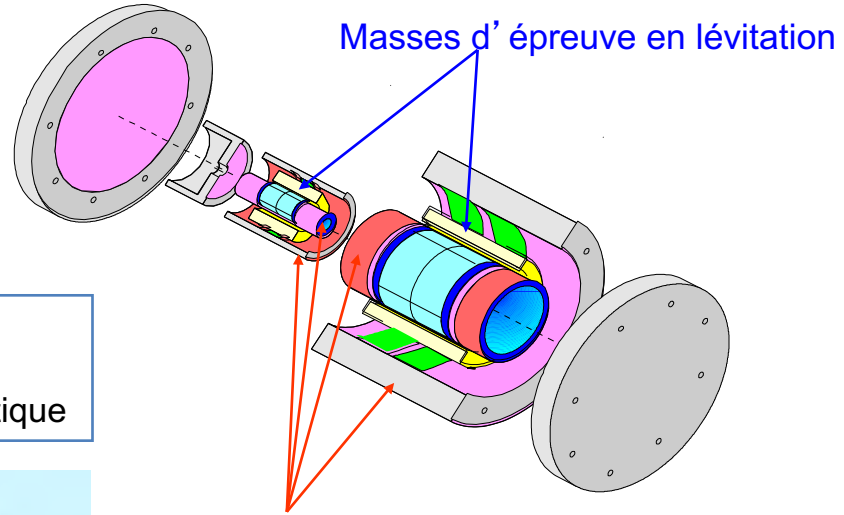


- Source gravitationnelle : la Terre
- Accélération inertielle: Mouvement orbital
- Contrôle des 2 masses de compositions différentes ($< 10^{-11}\text{m}$)

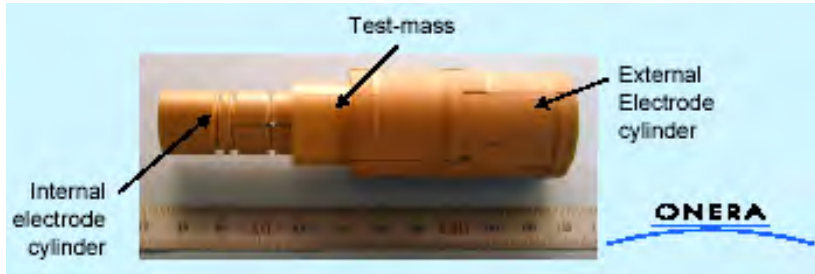
Les détecteurs : des accéléromètres différentiels (ONERA)



Le mouvement des masses (jaunes) est mesuré par détection capacitive et compensé par une force électrostatique



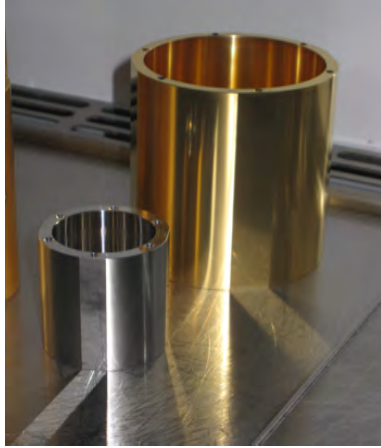
Cages liées au satellite



Document ONERA

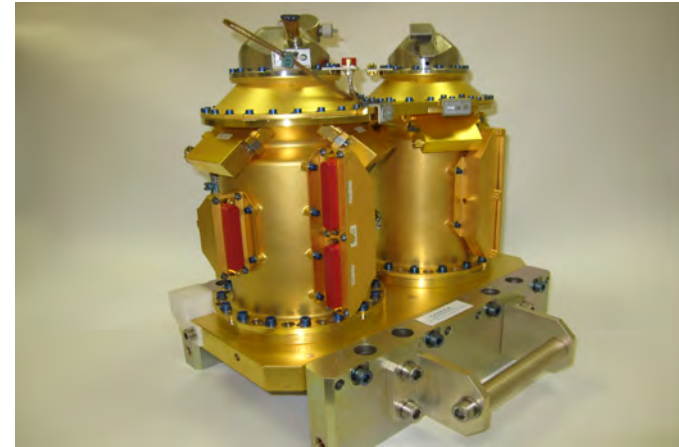
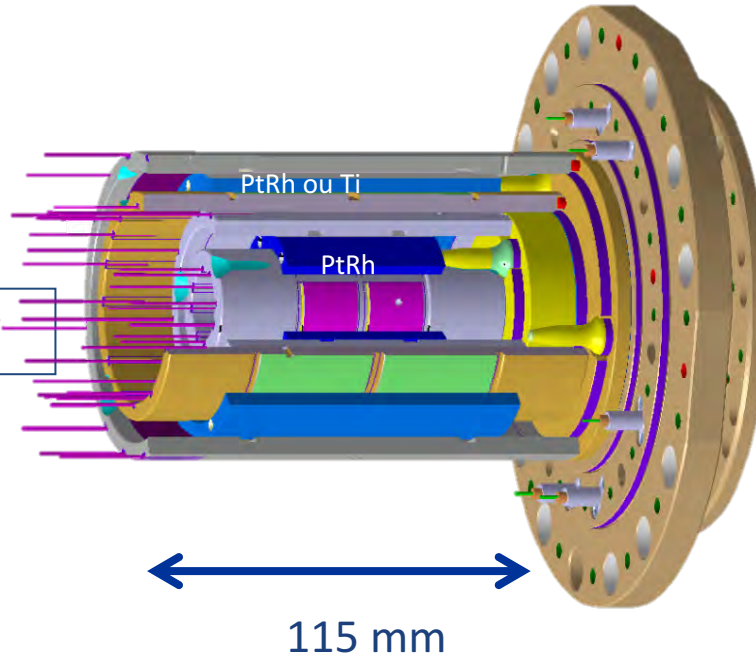
Document ONERA

T-SAGE : une ensemble de 2 accéléromètres différentiels



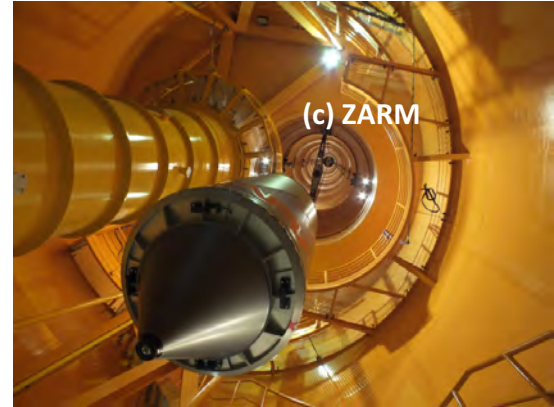
Masses d'épreuve fabriquées par le PTB (Allemagne)

- 1 senseur avec 2 masses identiques (Pt) : SUREF
- 1 senseur avec 2 masses différentes (Pt, Ti) : SUEP



Métrieologie : précision ~ 1 à 5 μm

Tests dans la tour de chute libre BREMEN



(c) ZARM

H = 120 m

→ 5 s de chute libre

→ 10 s avec catapulte



(c) ZARM

Le satellite MICROSCOPE

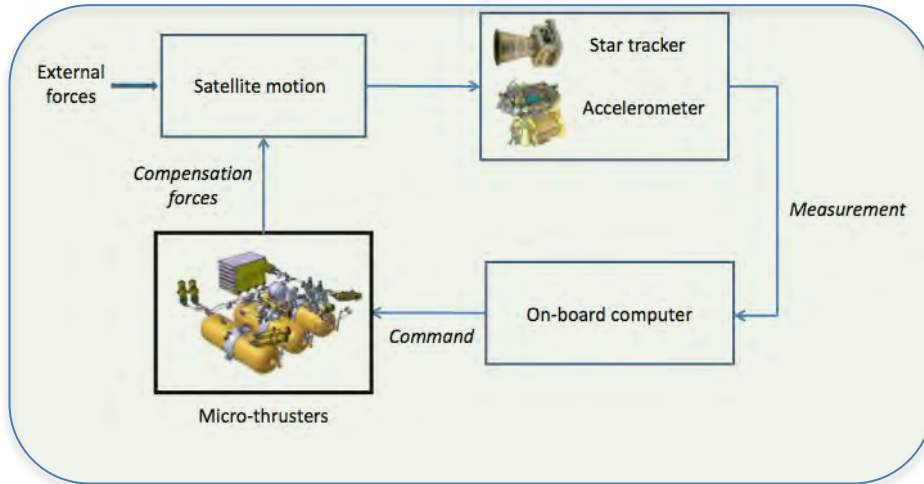
- ❖ **Un laboratoire spatial de 300kg**
- ❖ **Dimensions : 1,4 m x 1 m x 1,5 m**
- ❖ **Orbite :**
 - H = 710 km
 - Quasi-circulaire
 - Heliosynchrone



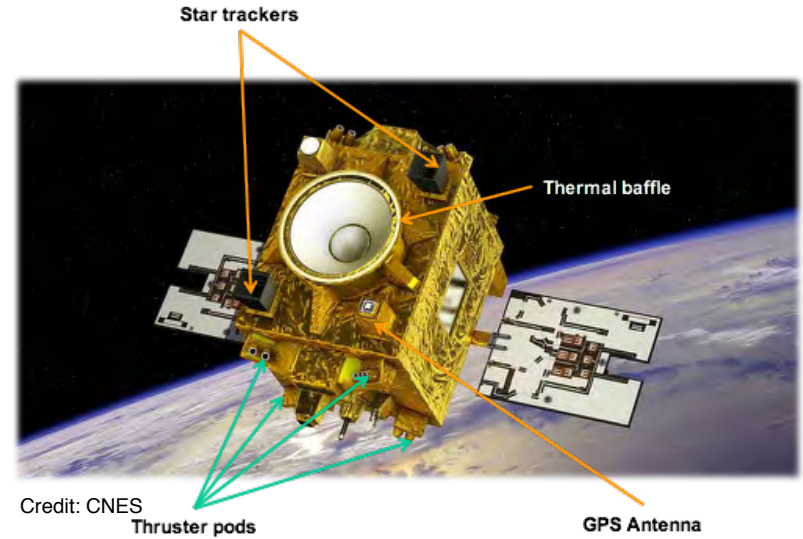
Le Système de Contrôle d'Attitude et d'Accélération

Objectifs :

- minimiser les accélérations en mode commun : forces non gravitationnelles... → « drag-free »
- Contrôler le mouvement angulaire



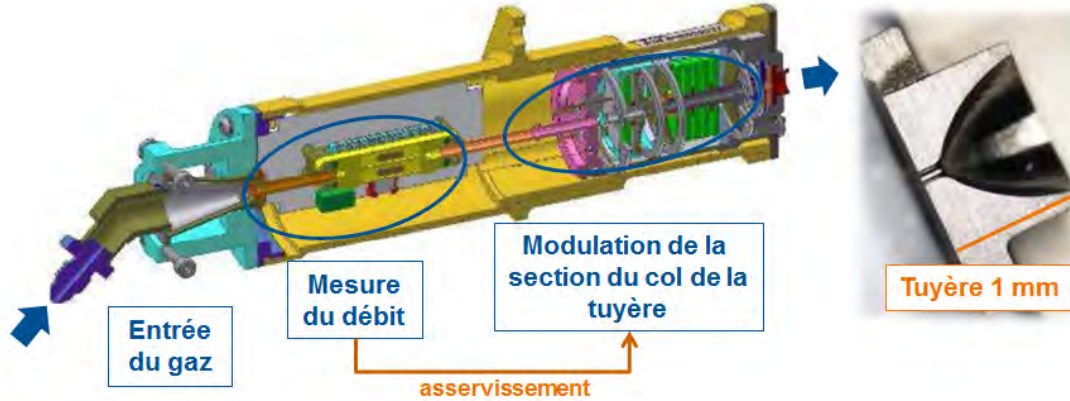
Performance meilleure que 10^{-12} m/s^2 ,
1 à 2 ordres de grandeur mieux que la spec.



La micro-propulsion gaz froid

2 x 3 réservoirs →
16 kg de gaz à 350 bars en début de vie

Ejection du gaz



Résolution de quelques μ Newtons
= poids d'un grain de sable sur Terre



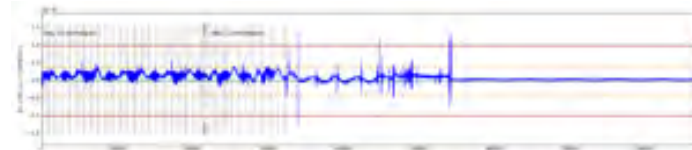
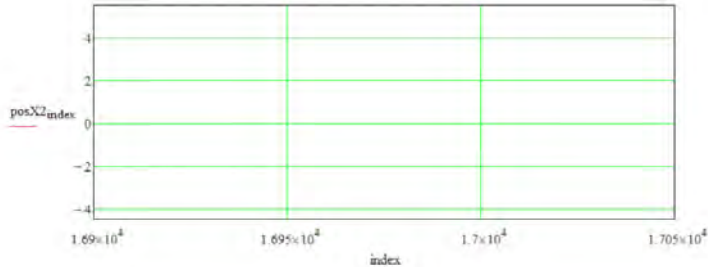
(c) CNES AIT Y. Le Deuff



(c) CNES AIT Y. Le Deuff

Lancement et premières étapes clef

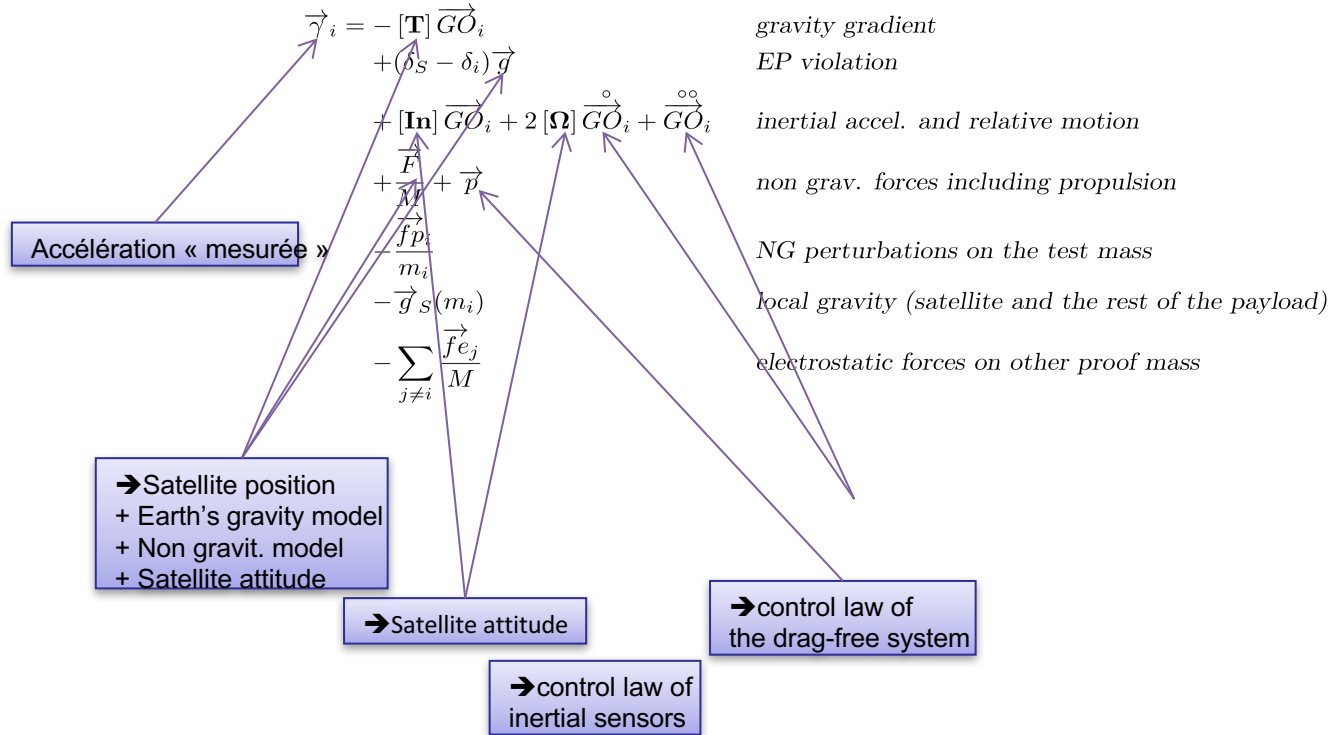
- ❖ **25 avril 2016** : lancement depuis Kourou par Soyuz
- ❖ **2 mai** : libération des masses d'épreuve et activation du contrôle électrostatique
- ❖ **7 juin** : 1^{er} contrôle d'attitude par hybridation des senseurs stellaires et des mesures d'accélération angulaire par T-SAGE
- ❖ **9 juin** : 1^{er} drag-free 6 axes (36 boucles d'asservissement)
- ❖ **16 décembre** : début des opérations scientifiques



Que mesure-t-on ?

Mesure théorique

L'accélération électrostatique (mesurée) équilibre les accélérations "naturelles"



Réponse des senseurs

- sensor (test mass) k
- theoretical acceleration (input): $\vec{\gamma}^{(k)}$
- measured acceleration (output): $\vec{\Gamma}^{(k)}$

$$\vec{\Gamma}^{(k)} = \vec{B}^{(k)} + [\mathbf{M}]^{(k)} [\Theta]^{(k)} \vec{\gamma}^{(k)} + \vec{Q}^{(k)} + [\mathbf{N}^{(k)}] \vec{\Omega}^{(k)} + \vec{\Gamma}_n^{(k)}$$

Biais

Scale factors
+ axis coupling
(symmetric matrix)

Test mass rotation

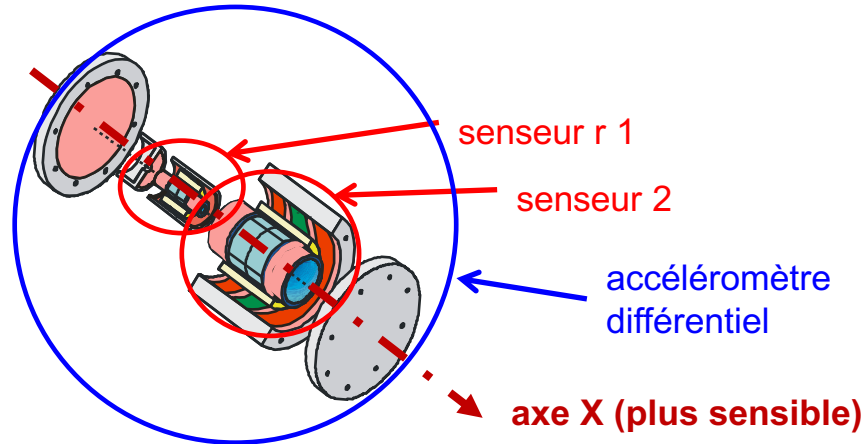
Quadratic terms

Angular to linear
acceleration coupling

Noise
(not white!)

Accélération différentielle

1 accéléromètre différentiel = 2 senseurs (masses)



Nous nous intéressons à :

- l'accélération différentielle (pour observer la différence de chute libre),
- projetée sur l'axe sensible X (axial)

Accélération différentielle mesurée sur l'axe sensible X

$$\begin{aligned}
 2\Gamma_x^{(d)} = & 2B_x^{(d)} \\
 & + \delta_x g_x + \delta_y g_y + \delta_z g_z \\
 & + \Delta_x S_{xx} + \Delta_y S_{yy} + \Delta_z S_{zz} + (ac_{13}\Delta_y + ac_{12}\Delta_z)S_{yz} + ac_{12}\Delta_y S_{yy} + ac_{13}\Delta_z S_{zz} \\
 & + (-ac_{13}\Delta_y + ac_{12}\Delta_z + 2nd_{11})\dot{\Omega}_x - (\Delta_z - 2ac_{13}\Delta_x + 2nd_{12})\dot{\Omega}_y + (\Delta_y - 2ac_{12}\Delta_x + 2nd_{13})\dot{\Omega}_z \\
 & + 2(-ac_{13}\dot{\Delta}_y + ac_{12}\dot{\Delta}_z)\Omega_x - 2(\dot{\Delta}_z - 2ac_{13}\dot{\Delta}_x)\Omega_y + 2(\dot{\Delta}_y - 2ac_{12}\dot{\Delta}_x)\Omega_z \\
 & - mc_{11}\ddot{\Delta}_{x,inst} - mc_{12}\ddot{\Delta}_{y,inst} - mc_{13}\ddot{\Delta}_{z,inst} \\
 & + 2(ad_{11}\Gamma_x^{(c)} + ad_{12}\Gamma_y^{(c)} + ad_{13}\Gamma_z^{(c)}) \\
 & + K_{2xx}^{(1)} \left(\frac{\Gamma_x^{(1)} - b_{0x}^{(1)}}{K_{1x}^{(1)}} \right)^2 - K_{2xx}^{(2)} \left(\frac{\Gamma_x^{(2)} - b_{0x}^{(2)}}{K_{1x}^{(2)}} \right)^2
 \end{aligned}$$

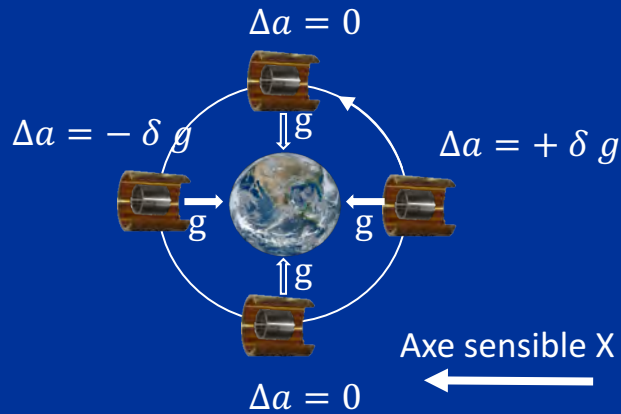
$g = 8 \text{ ms}^{-2}$

Eötvös parameter

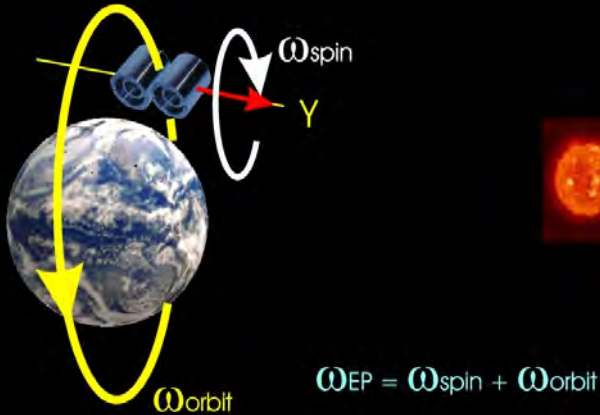
estimated by calibration
 observed or/and computed
 negligible at Fep

Gradient de gravité
 avec des décentrages Δ inconnus

Spinner le satellite pour contrôler Fep



- ❖ Le spin permet d'adapter la fréquence fondamentale du signal PE (Fep)
- ❖ Permet de minimiser le niveau de bruit
- ❖ Mais...
 - La micro-propulsion impose une limite de la vitesse de spin
 - Tourner plus vite consomme plus de gaz
- ❖ **4 configurations implémentées :**
 - Pas de spin (pointage quasi-inertiel)
→ $F_{ep} = F_{orb} = 1.7 \cdot 10^{-4}$ Hz
 - Spin V1, $f = 5.9 \cdot 10^{-4}$ Hz → $F_{ep} = 7.6 \cdot 10^{-4}$ Hz
 - Spin V2, $f = 7.6 \cdot 10^{-4}$ Hz → $F_{ep} = 9.3 \cdot 10^{-4}$ Hz
 - Spin V3, $f = 2.94 \cdot 10^{-3}$ Hz → $F_{ep} = 3.11 \cdot 10^{-3}$ Hz



Fréquence fondamentale
 $F_{ep} = F_{spin} + F_{orb}$

Premiers résultats

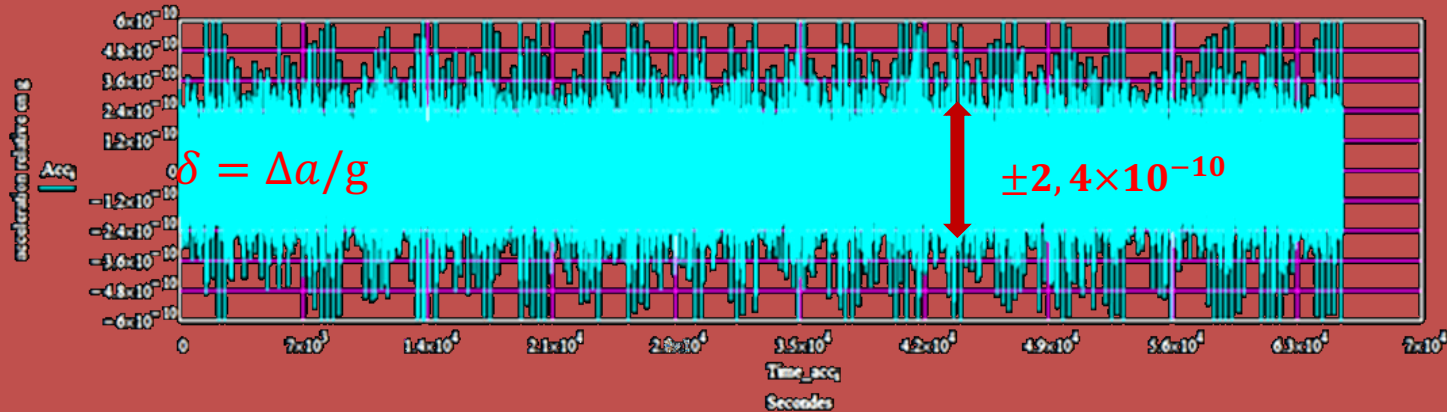
Les premières sessions de test du PE

171	2017-01-18T14:22:59.978006		3944	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	1	1.01295	E	0.9	0.9	6808.7	6826.2
172	2017-01-18T16:03:22.968294	CAL_K1dxDFIS2_01_SUREF	3945	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	1	5.07000	E	4.7	5.6	6804	6820.6
173	2017-01-19T00:25:49.137973		3950	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	1	3.07939	E	2.5	2.5	6801.2	6818
174	2017-01-19T05:30:59.159261	EPR_V2DFIS2_01_SUREF	3953	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	1	120.00000	E	81.1	67.5	6720	6750.3
175	2017-01-27T11:42:57.925815		4073	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	1	1.51531	E	1	0.6	6719	6749.6
176	2017-01-27T14:13:07.942964	EPR_V2DFIS2_01_SUREF	4074	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	1	82.00000	E	56	48.4	6662.9	6701
177	2017-02-02T05:39:19.100109		4156	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	1	2.57703	E	1.8	2	6661	6699
178	2017-02-02T09:54:42.094912	CAL_tetadZDFIS2_01_SUREF	4159	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	1	5.07000	E	3.1	2.8	6657.8	6696.2
179	2017-02-02T18:17:08.262799		4164	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	1	1.01295	E	0.6	0.7	6657.2	6695.5
180	2017-02-02T19:57:31.253445	CAL_tetadyDFIS2_01_SUREF	4165	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	1	5.07000	E	2.6	3.1	6654.6	6692.4
181	2017-02-03T04:19:57.421332		4170	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	1	1.18063	E	3.9	3.6	6650.5	6688.3
182	2017-02-03T06:16:57.435594	CAL_deltaYDFIS2_01_SUREF	4171	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	1	5.07000	E	13.2	13.5	6637.1	6674.5
183	2017-02-03T14:39:23.605273		4176	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	1	1.18365	E	0.4	0.6	6636.6	6673.8
184	2017-02-03T16:36:41.576425	CAL_K21xx_02_SUREF	4178	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	1	10.00000	E	5.1	5.3	6631.4	6668.5

Nom	DateDebut	nomFiche	Nom	contrainte	crit.	duree	stat	conso	conso	capacite	capacite
Ses			Dvs	Environnement				GazZp	GazZm	GazZp	GazZm
205	2017-02-13T13:59:55.846867		4321	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	1.01295	E	0.7	1.1	6587	6622.4
206	2017-02-13T15:40:18.833216	CAL_K1dxDFIS1_01_SUEP	4322	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	5.07000	E	4	3.7	6582.9	6618.5
207	2017-02-14T00:02:44.983178		4327	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	1.01295	E	0.5	0.6	6582.5	6617.9
208	2017-02-14T01:43:07.970959	CAL_K1dxDFIS2_01_SUEP	4328	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	5.07000	E	2.9	3.3	6579.4	6614.3
209	2017-02-14T10:05:34.128091		4333	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	3.07939	E	10	9.3	6569.1	6604.9
210	2017-02-14T15:10:44.141758	EPR_V3DFIS2_01_SUEP	4337	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	50.00000	E	176	151.3	6392.6	6453.3
211	2017-02-18T01:45:43.539435		4387	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	1.51531	EI	5.4	4.2	6386.9	6448.7
212	2017-02-18T04:15:53.554441	EPR_V3DFIS2_01_SUEP	4388	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	76.07591	EI	263.5	235.1	6123.1	6213.3
213	2017-02-23T09:55:00.000000		4464	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	0	0.00000	E	0	0	6123.1	6213.3
214	2017-02-23T09:55:00.000000	TSNA	4464	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	0	61.80639	E	0	3.3	6122.9	6209.7
215	2017-02-27T16:00:00.028541		4526	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	1.01295	E	1.3	1.1	6121.7	6207.8
216	2017-02-27T17:40:23.014532	CAL_K1dxDFIS2_01_SUEP	4527	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	5.07000	E	4.9	8.3	6116.9	6199.3
217	2017-02-28T02:02:49.160909		4532	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	3.07939	E	10.4	11	6106.4	6187.8
218	2017-02-28T07:07:59.169132	EPR_V3DFIS2_01_SUEP	4535	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	120.00000	E	384.8	405.8	5721	5781.7
219	2017-03-08T13:19:57.511429		4655	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	2.57703	E	3.7	4.9	5716.8	5776.4
220	2017-03-08T17:35:20.494387	CAL_tetadZDFIS2_01_SUEP	4658	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	5.07000	E	3.9	7.9	5712.9	5768.3
221	2017-03-09T01:57:46.642557		4663	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	1.01295	E	0.8	1.4	5712.1	5766.8
222	2017-03-09T03:38:09.628548	CAL_tetadyDFIS2_01_SUEP	4664	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	5.07000	E	3.6	8.3	5708.3	5758.3
223	2017-03-09T12:00:35.776718		4669	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	1.18063	E	2.9	4	5705	5754
224	2017-03-09T13:57:35.785554	CAL_deltaYDFIS2_01_SUEP	4670	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	5.07000	E	11.9	15.7	5692.6	5738
225	2017-03-09T22:20:01.933724		4675	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	1.18366	E	0.4	1.6	5691.9	5735.9
226	2017-03-10T00:17:19.958477	CAL_K21xx_02_SUEP	4676	NO_ECLIPSE_NO_LUNE	2	5.07000	E	3.3	7.3	5688.3	5728.3

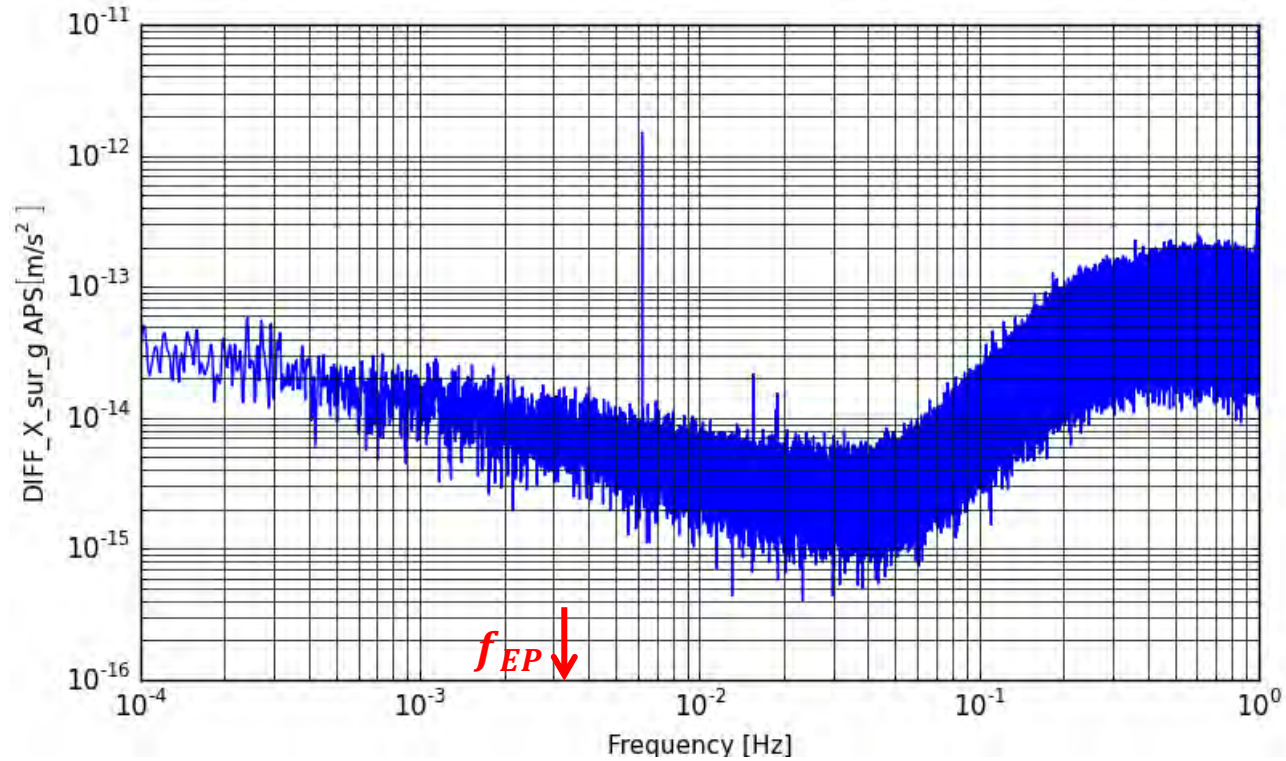
La mesure sur la session 218 (SUEP)

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



- Beaucoup de bruit... mais réparti sur toutes les fréquences
- Le traitement s'apparente à de la détection synchrone à f_{EP}

Analyse fréquentielle du signal

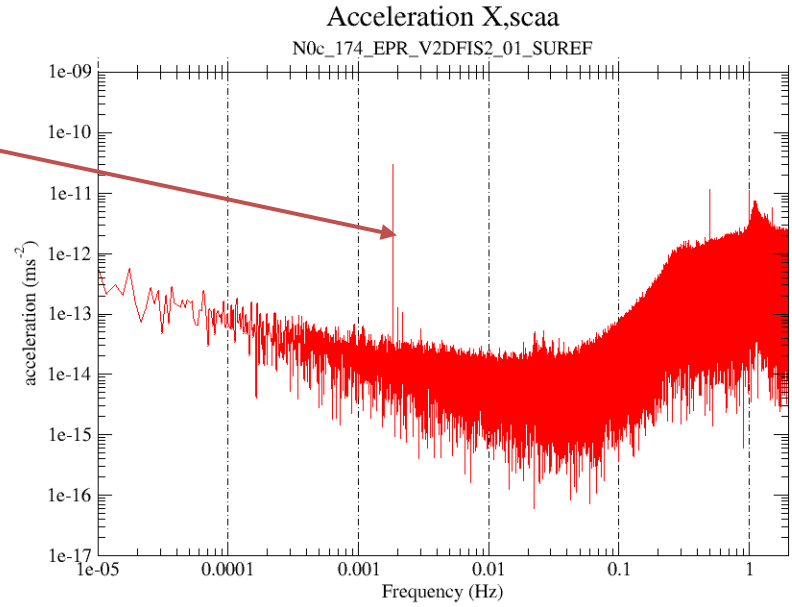


Gradient de gravité : estimation des “décentrages”

Les composantes ΔX and ΔZ (dans le plan orbital) peuvent être estimées grâce à ce signal à $2 F_{ep}$ (amplitude + phase \rightarrow 2 paramètres)

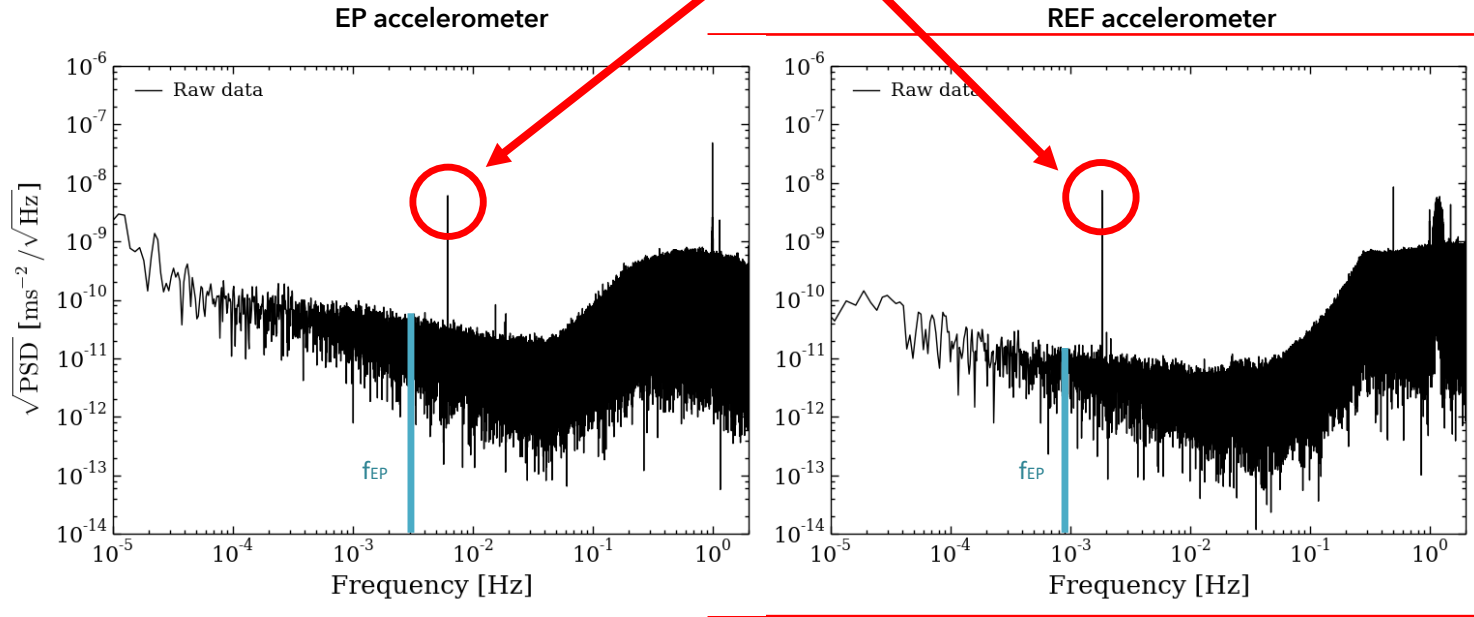
$$\Delta x = (-35.57 \pm 0.02) \mu\text{m}$$

$$\Delta z = (5.54 \pm 0.02) \mu\text{m}$$



Premières sessions de mesures : du gradient de gravité mais pas de signal de violation...

Gravity gradient effect:
due to an offcentring of the
test-mass as thin as the tenth of a hair!



$$f_{EP} = 3.11 \times 10^{-3} \text{ Hz}$$

$$f_{EP} = 0.93 \times 10^{-3} \text{ Hz}$$

En chiffres :

EP accelerometer				
Parameter	Unit	Estimation	Precision	Accuracy
$\delta(Ti, Pt)$	10^{-15}	1.0	9	9
Δ_x	μm	20.1	0.04	0.1
Δ_y	μm	-8.4	0.2	0.2
Δ_z	μm	-5.6	0.04	0.1

Compatible avec 0

REF accelerometer				
Parameter	Unit	Estimation	Precision	Accuracy
$\delta(Pt, Pt)$	10^{-15}	+4	4	TBD
Δ_x	μm	-3.5	0.02	0.1
Δ_y	μm	5.9	0.06	0.2
Δ_z	μm	+5.5	0.02	0.1

Pierre Touboul et al.
Phys. Rev. Lett. 119, 231101

Le consortium MICROSCOPE

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,² 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

¹ONERA, chemin de la Hunière, BP 80100, F-91123 Palaiseau Cedex, France

²Université Côte d'Azur, Observatoire de la Côte d'Azur, CNRS, IRD, Géoastr.,
250 Avenue Albert Einstein, F-06560 Valbonne, France

³CNES, 18 Avenue Edouard Belin, F-31401 Toulouse, France

⁴ZARM, Center of Applied Space Technology and Microgravity, University of Bremen,
Am Fallturm, D-28359 Bremen, Germany

⁵IHES, Institut des Hautes Études Scientifiques, 35 route de Chartres, F-91440 Bures-sur-Yvette, France

⁶DLR, Köln Headquarters, Linder Höhe, 51147 Köln, Germany

⁷LPTENS, École Normale Supérieure (PSL Research University), 24 Rue Lhomond, 75231 Paris Cedex 05, France

⁸PTB, Physikalisch-Technische Bundesanstalt, Bundesallee 100, 38116 Braunschweig, Germany

⁹IGN, Institut Géographique National, 73 Avenue de Paris, F-94160 Saint Mandé, France

¹⁰Laboratoire Kastler Brossel, UPMC-Sorbonne Université, CNRS,
ENS-PSL Research University, Collège de France, F-75005 Paris, France

¹¹Blackett Laboratory, Imperial College London, United Kingdom

¹²Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, Kluyverweg 1, 2629 HS Delft, The Netherlands

(Received 12 May 2017; revised manuscript received 20 September 2017; published 4 December 2017)

According to the weak equivalence principle, all bodies should fall at the same rate in a gravitational field. The *MICROSCOPE* satellite, launched in April 2016, aims to test its validity at the 10^{-15} precision level, by measuring the force required to maintain two test masses (of titanium and platinum alloys) exactly in the same orbit. A nonvanishing result would correspond to a violation of the equivalence principle, or to the discovery of a new long-range force. Analysis of the first data gives $\delta(\text{Ti, Pt}) = [-1 \pm 9(\text{stat}) \pm 9(\text{syst})] \times 10^{-15}$ (1σ statistical uncertainty) for the titanium-platinum Eötvös parameter characterizing the relative difference in their free-fall accelerations.

DOI: 10.1103/PhysRevLett.119.231101

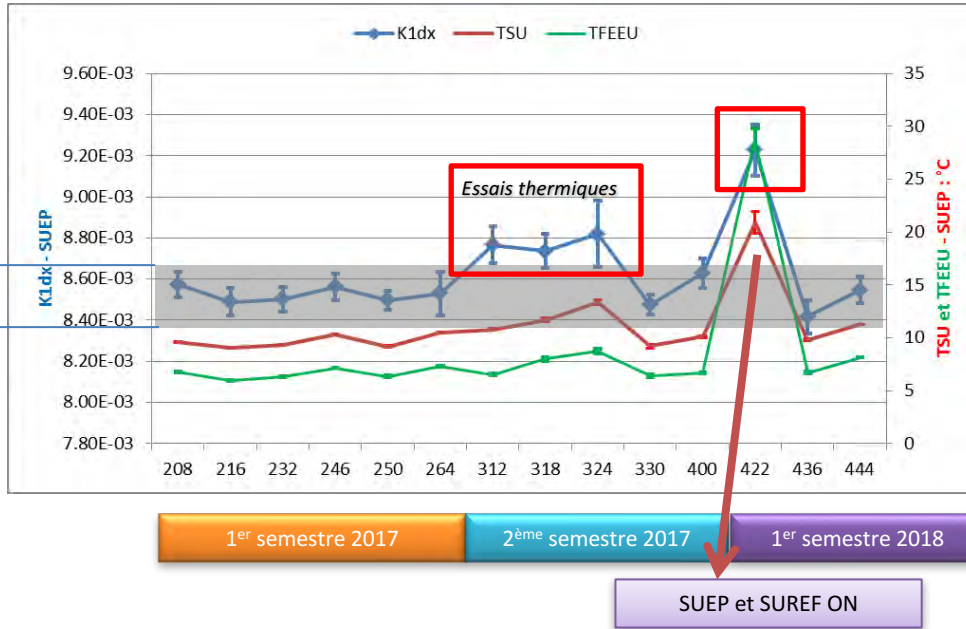
La suite

De nombreuses sessions scientifiques

- ❖ **Réduction des erreurs statistiques par accumulation de données :**
 - 1674 orbites ($\approx 10^6$ secondes) de test PE sur SUEP
 - 766 orbites de test PE sur SUREF

- ❖ **Réduire et mieux caractériser les erreurs systématiques :**
 - Des dizaines d'étalonnages
 - De nombreuses sessions de caractérisation (thermiques...)

Etalonnage : évolution des facteurs d'échelle sur SUEP



Corrélation avec la Température

Hors points chauds, Kd stable et les variations toujours dans l'enveloppe de spec sur 1 an.

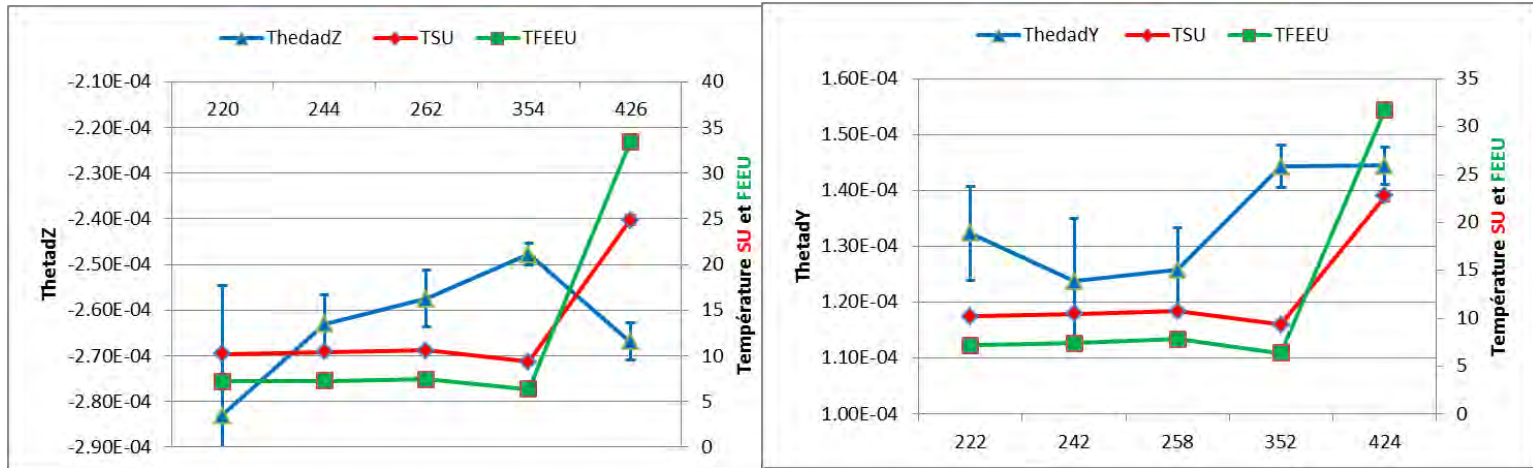
Estimée en vol toujours dans la spec.

□ Pour ces points, une correction de la dérive de biais (ordre 1) préalable.

Etalonnage : évolution mes-alignement des masses d'épreuve sur SUEP

Les mes-alignements sont stables sur toute la mission : écart max < 30 μ rad pour une spec à +/- 50 μ rad

Pas de lien évident avec la température



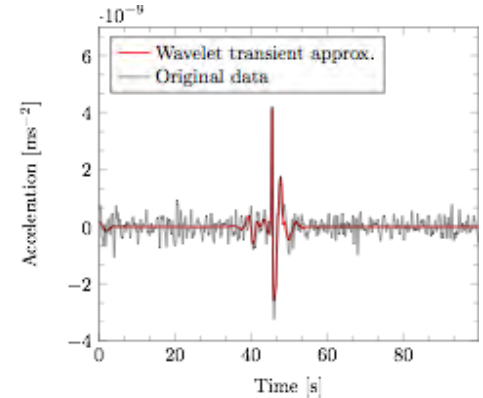
Bilan satellite au bout de 2 ans en orbites

❖ Charge utile T-SAGE

- Malgré 3 anomalies sur des condensateurs (SUREF), les 2 doubles accéléromètres électrostatiques (SUEP et SUREF) ont bien fonctionné
- Beaucoup de données scientifiques et techniques à analyser finement pour améliorer le modèle instrumental (en particulier modèle thermique)
- Instrument très sensible (micro-débris ou craquement MLI-revêtement du satellite + des vibrations autour de 25-50Hz)

❖ Satellite

- Orbite parfaite
- Très grande stabilité thermique
- SCAA excellent...
- ...Mais tout a une fin, le gaz aussi



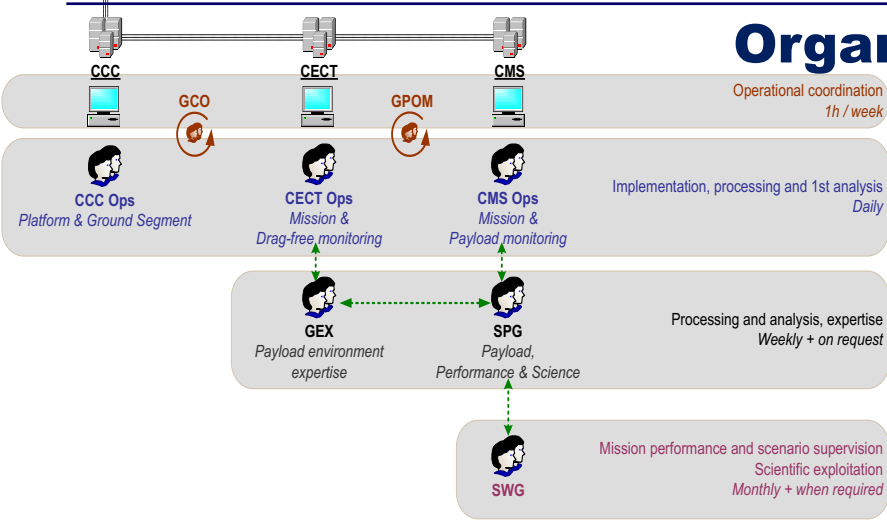
Statut de la mission

- ❖ **Tir le 25 avril 2016**
- ❖ **7 mois de recette en vol, compliquée**
- ❖ **Exploitation scientifique depuis décembre 2016**
- ❖ **Fin d'exploitation scientifique : été 2018**
- ❖ **Mesures d'aéronomie jusqu'en septembre 2018**
- ❖ **Retrait de service : semaine 42 (15-19 octobre) 2018**
- ❖ **Publication résultats complets en 2019**

Les principaux organismes impliqués

- ❖ **CNES: satellite, lancement, opérations sol, performances mission.**
- ❖ **ESA: propulseurs à gaz froid.**
- ❖ **DLR: masses d'épreuve (PTB), chutes libres et analyses (ZARM).**
- ❖ **ONERA: développement et tests de la charge, analyse mission and et performances, centre de mission scientifique.**
- ❖ **Géoazur (OCA-CNRS-UCA): analyses mission et spécifications, simulations et analyses des données.**

Organisation



SWG :

- ❖ Noyau historique : P. Touboul, M. Rodrigues, G. Métris, C. Lämmerzahl, H. Dittus
- ❖ Représentants de thématiques scientifiques :
 - Gravitation : T. Damour
 - Fundamental Interactions : P. Fayet
 - Interdisciplinary Physics : S. Reynaud
 - Earth gravity field: I. Panet
 - Aeronomy : P. Visser
- ❖ Interaction autres missions "similaires" : T. Sumner
- ❖ CNES : I. Petitbon, P.Y. Guidotti, A. Robert



Merci

