

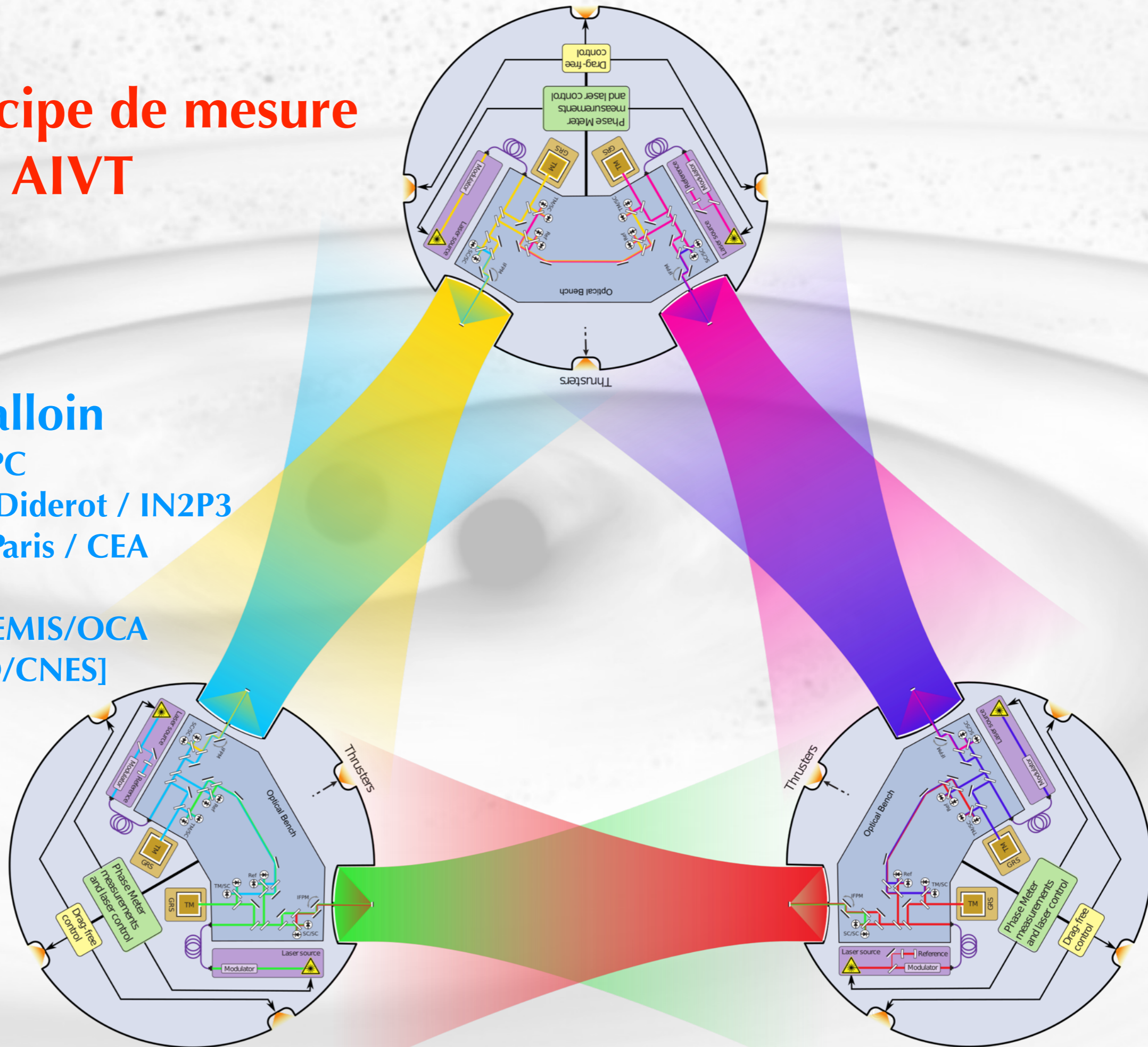
LISA : principe de mesure et activités AIVT

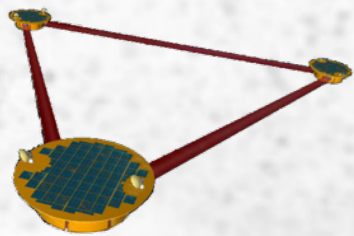
H. Halloin

APC

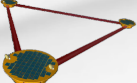
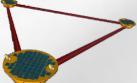
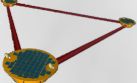
Université Paris Diderot / IN2P3
/ Obs. de Paris / CEA

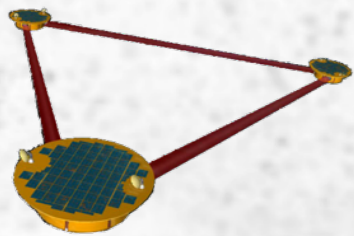
[avec ARTEMIS/OCA
et PASO/CNES]



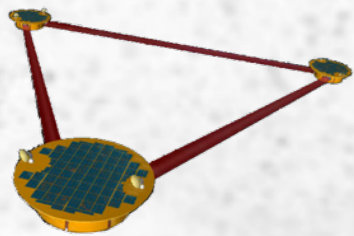


Plan

-  Profil mission de LISA
-  Principe de la mesure
-  Gestion des performances et AIVT

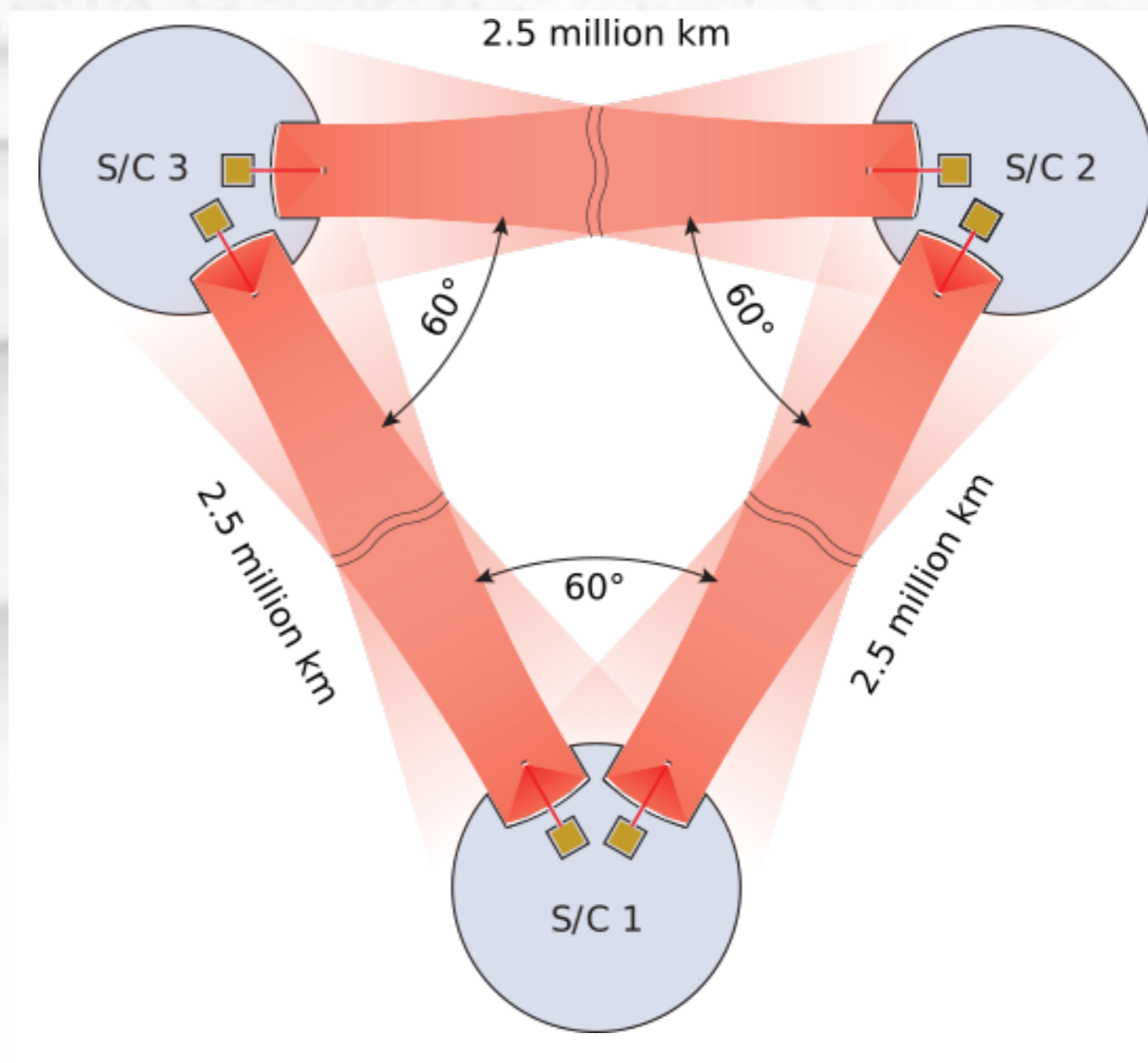


Profil mission



Paramètres clés

- Configuration équilatérale
- 3 bras / 6 liens ; 2,5 Mkm
- Télescopes : \varnothing 30 cm
- Masses inertielles : copies de LPF
- 2 masses / satellites ; bancs optiques indépendants
- Lasers @ 1064 nm, 2W sortie de fibre
- Performance attendue : **$\sim 10 \text{ pm}/\sqrt{\text{Hz}}$ @ 1 mHz**

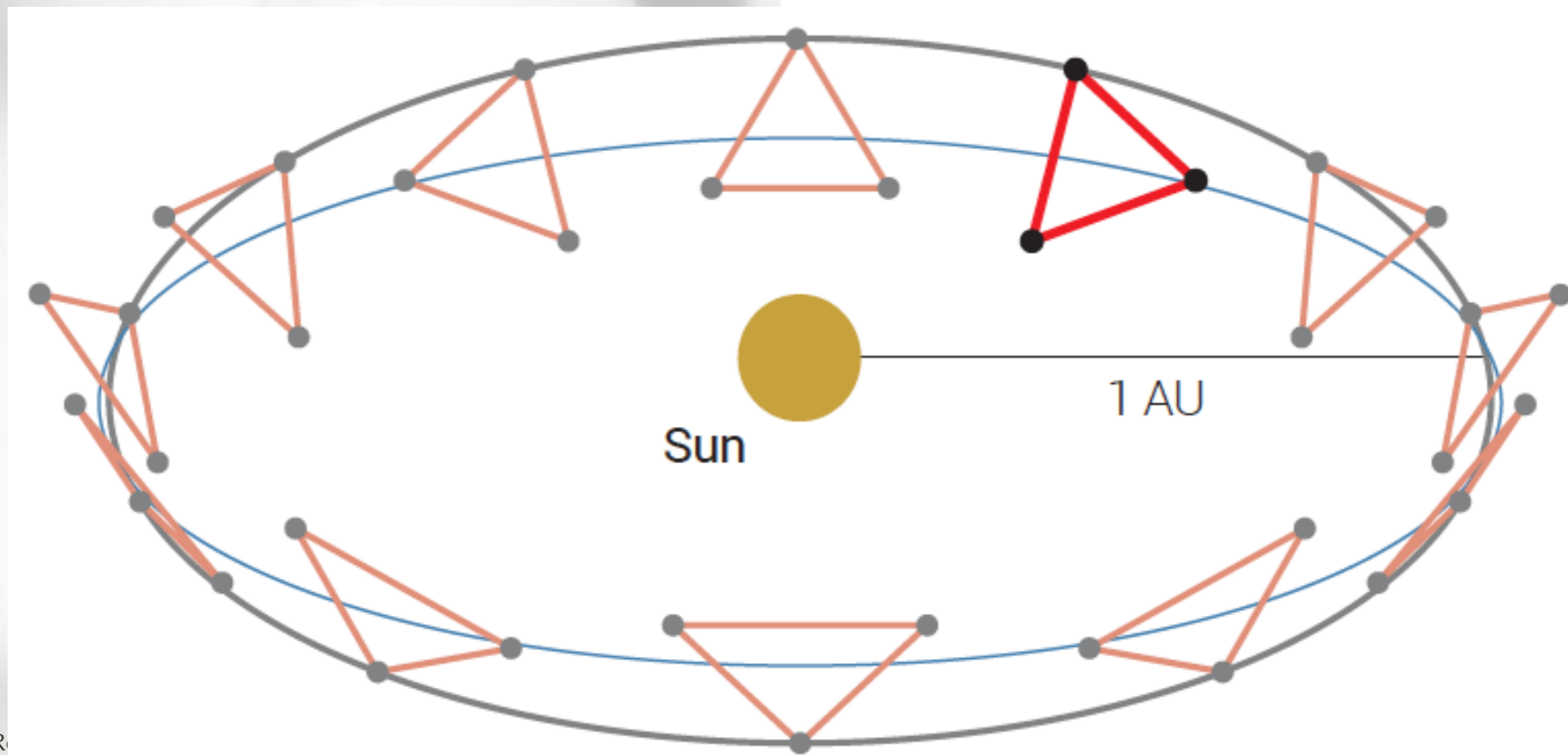
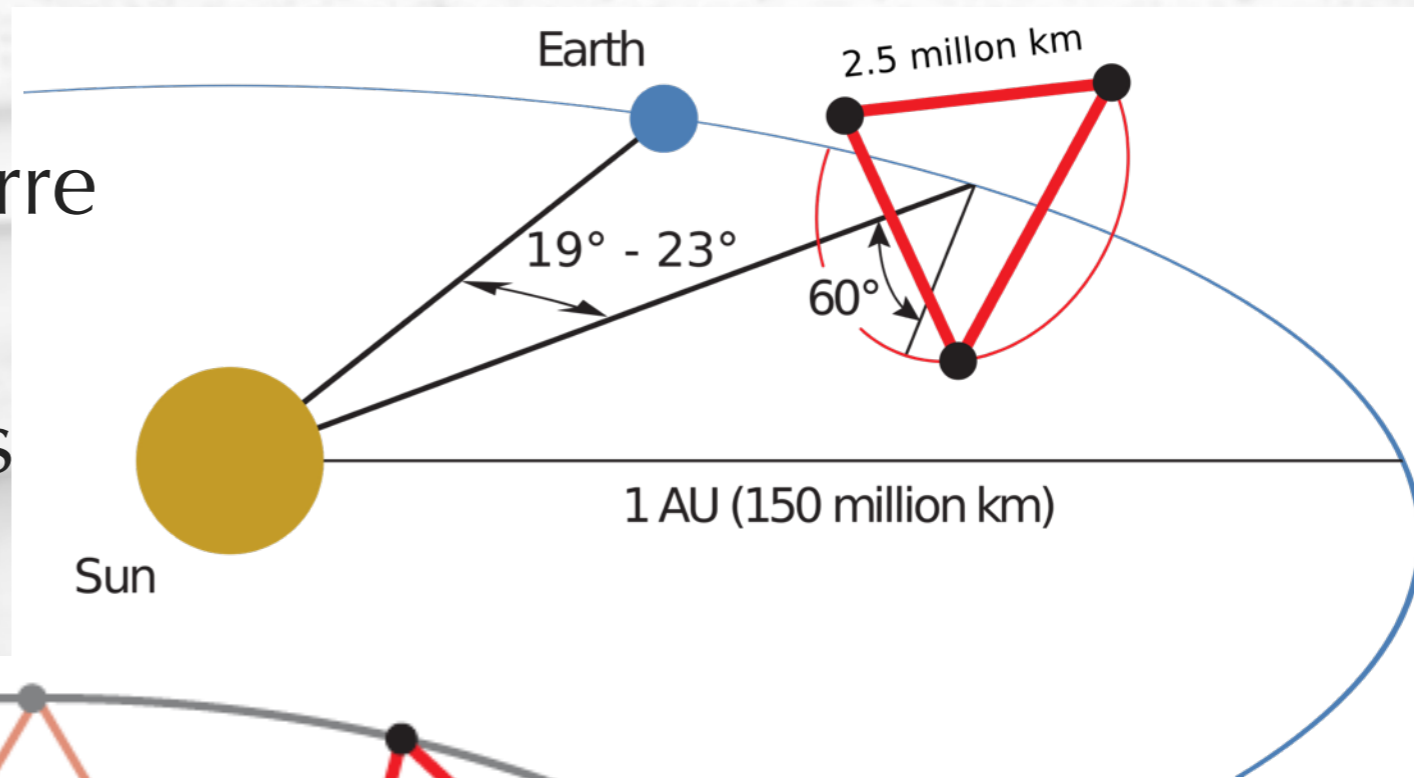


Configuration orbitale

Orbites terrestres

19° à 23° derrière la Terre

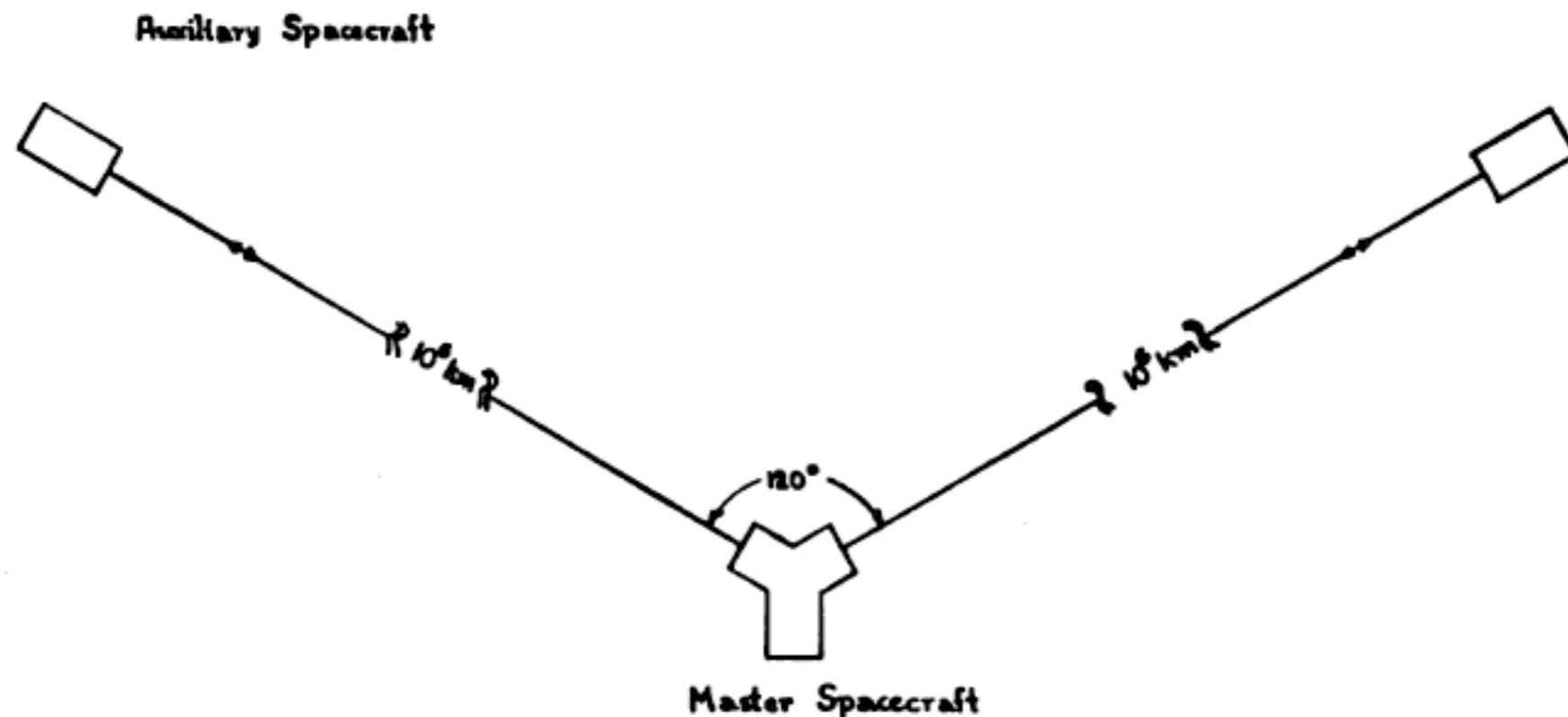
Durée de mission :
> 5 ans (consommables pour 10 ans)

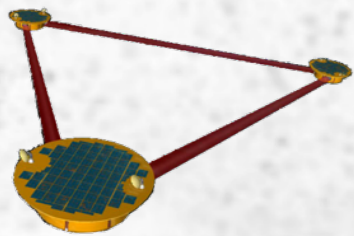


Une longue histoire ...

- 🚀 J.E. Faller, P.L. Bender, J.L. Hall, D. Hills and M.A. Vincent, *Proc. Colloquium «Kilometric Optical Arrays in Space»*, Cargèse (Corsica), **23-25 October 1984**

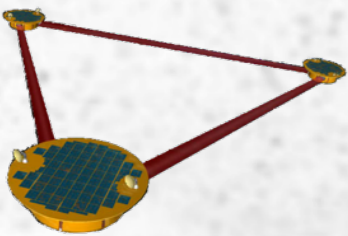
We are investigating possible designs for a laser gravitational wave antenna in space using free test masses and heterodyne (interferometric) detection. One possibility is to use baselines about 10^6 km long between three spacecraft in nearly circular one-year orbits about the sun. If the orbit elements are chosen properly, the distances between the spacecraft can be kept constant to roughly 1 part in 10^3 without orbit corrections. With milliwatt-transmitted laser power levels and 50 cm diameter optics, a strain sensitivity of $10^{-19}/\sqrt{\text{Hz}}$ over at least the period range from 10 to 10^4 seconds appears feasible. The primary goal of the measurements is to observe gravitational radiation associated with present or past interactions of super-massive objects. A number of binary sources can, however, also be studied. For periods shorter than 10 seconds, the sensitivity for a baseline length of 10^6 km would degrade as a result of multiple gravitational wavelengths being contained in the arm lengths. For longer periods, the main limitation is likely to come from spurious accelerations due to forces other than the gravitational attraction of the sun and planetary bodies.



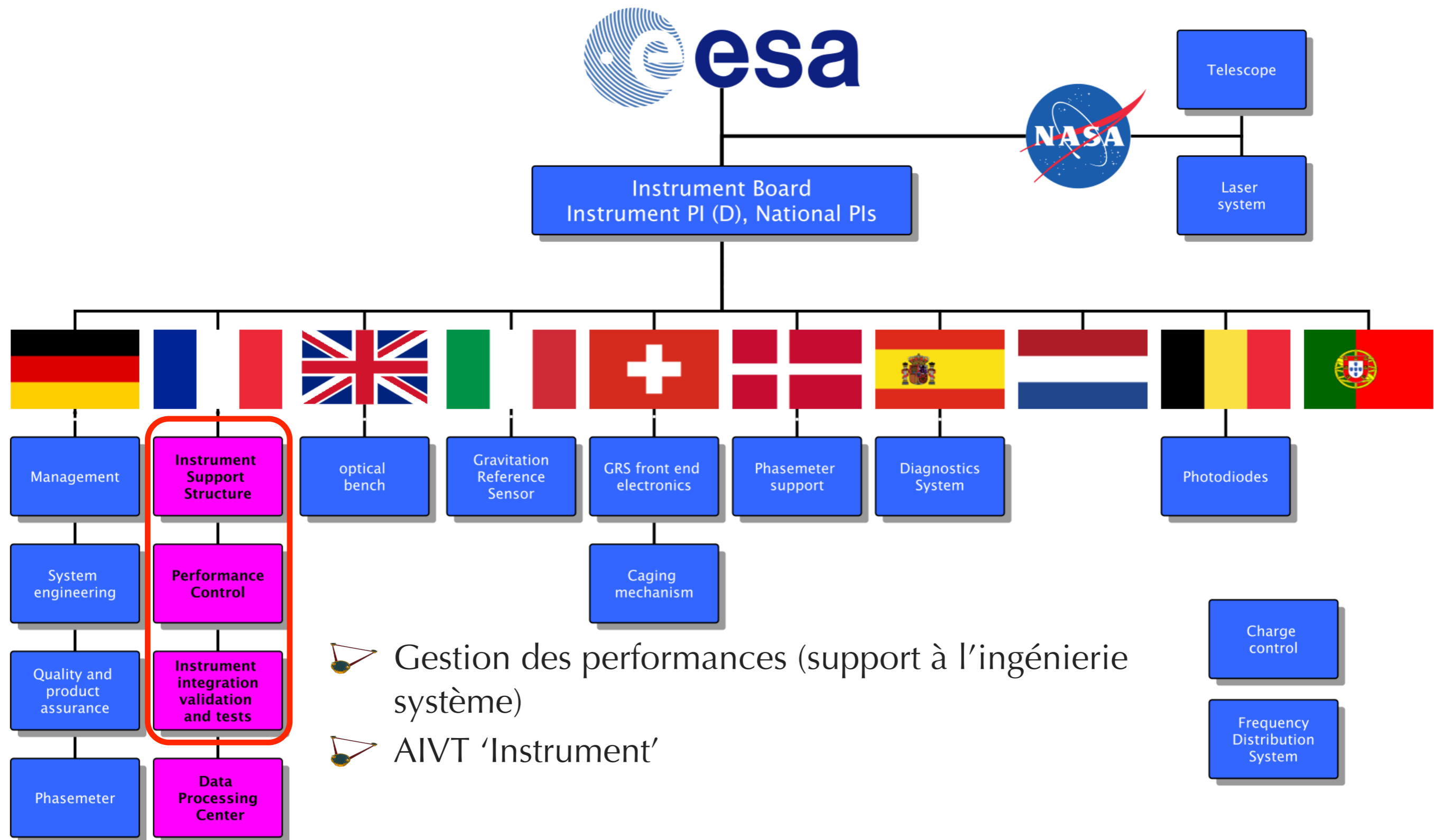


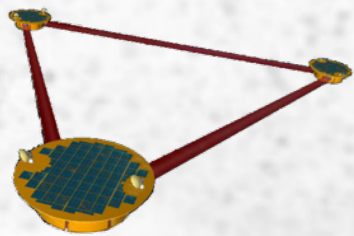
Orbites et mise à poste

- On veut, pour une durée de 10 ans :
 - Minimiser la déformation du triangle due aux perturbations gravitationnelles de la Terre (flexing / Doppler)
 - Maintenir un débit de communication suffisant avec la Terre (donc pas trop loin...)
 - Avoir une masse au décollage compatible avec un lancement Ariane 6.4 (donc pas trop de carburant pour aller à poste)
- Résultats après optimisation :
 - Lancement avec échappement direct dans l'espace interplanétaire
 - Transfert en ~400 jours
 - Trajectoire 'balistique' : LISA se rapproche de la Terre puis s'éloigne
 - Flexing : ± 1 deg
 - Doppler : ± 10 MHz

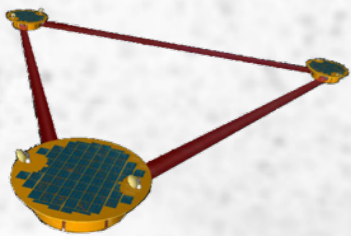


La France dans le Consortium



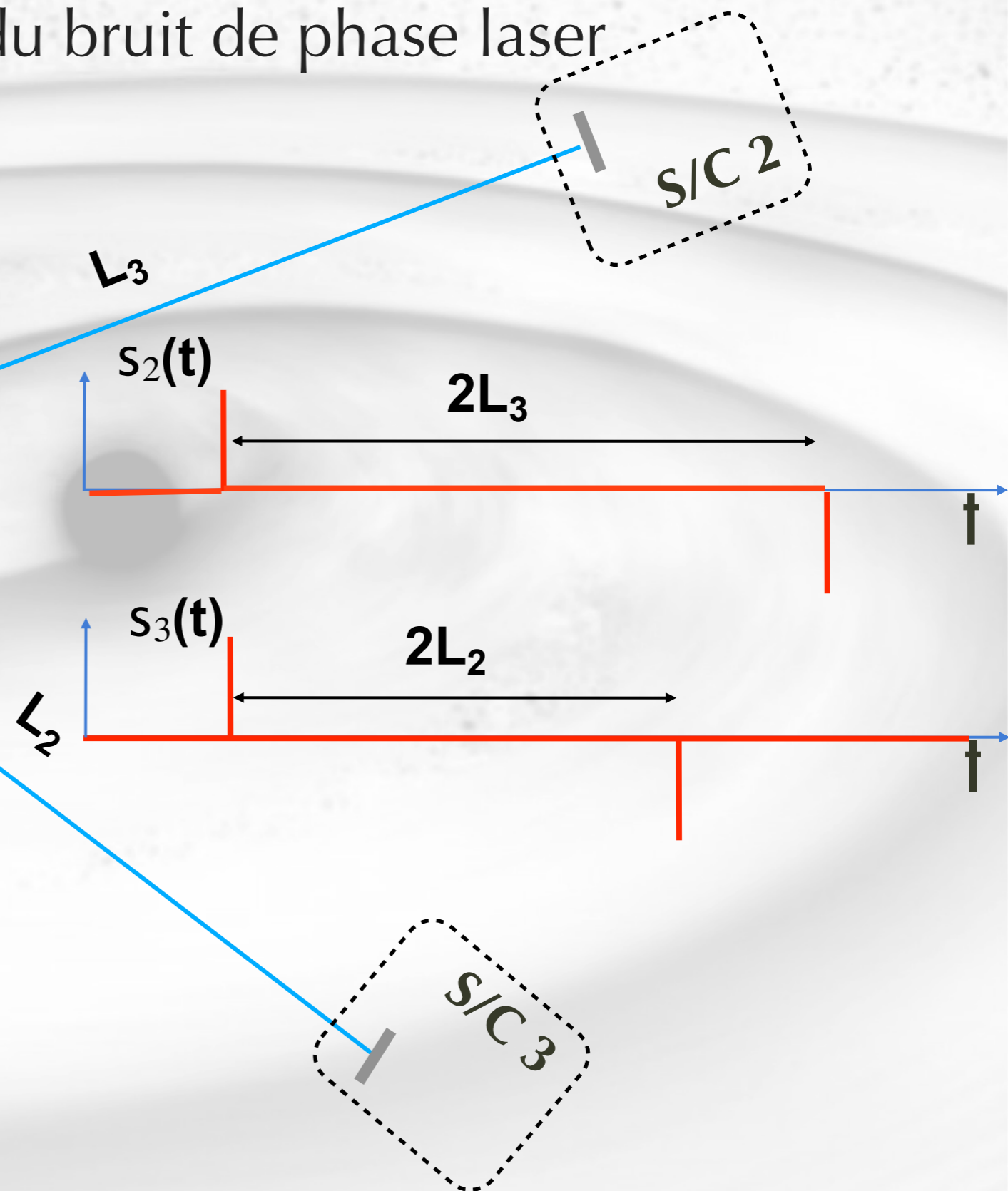
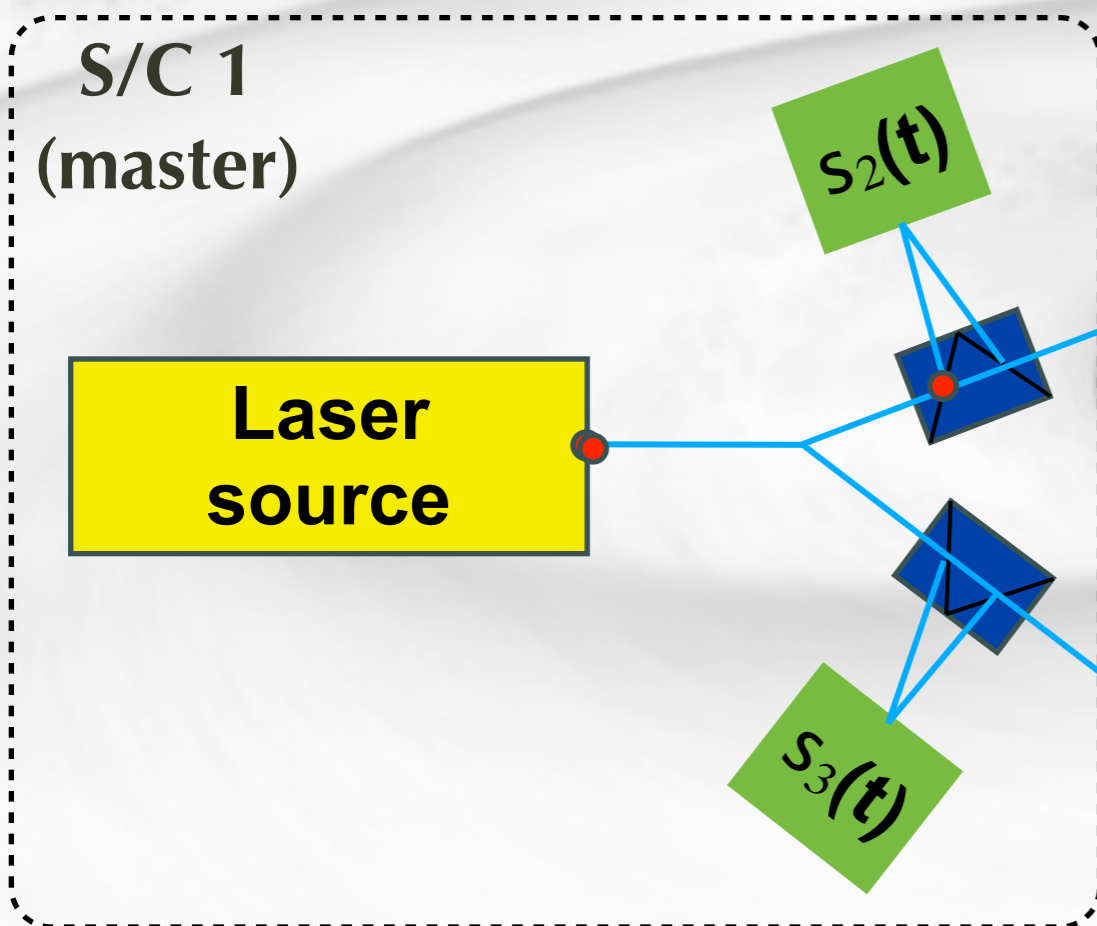


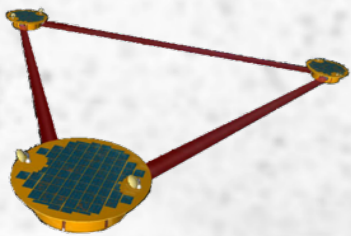
Principe de la mesure



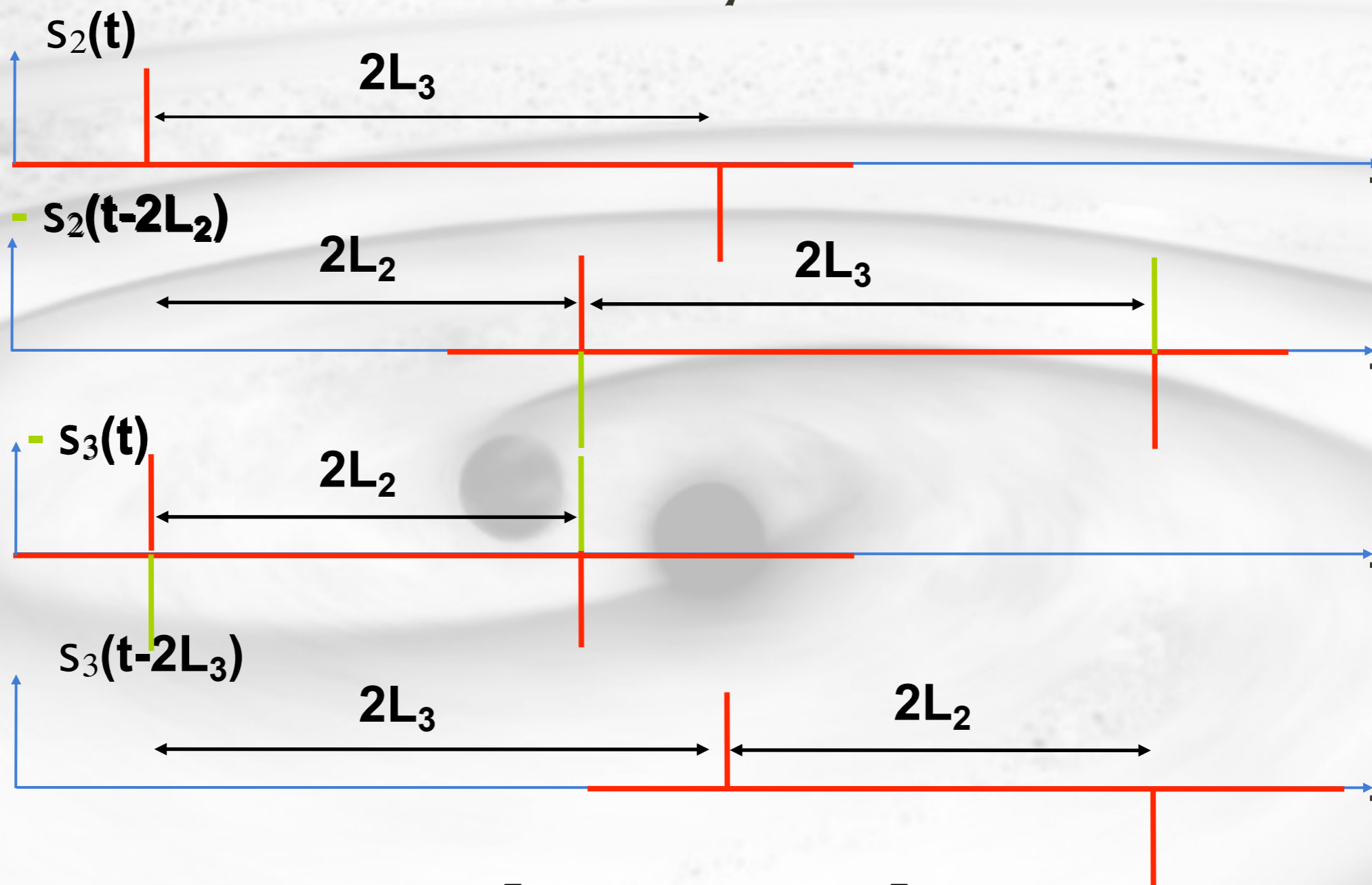
Time Delay Interferometry

Problème : propagation du bruit de phase laser sur des bras inégaux

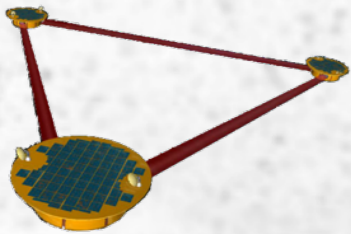




Time Delay Interferometry



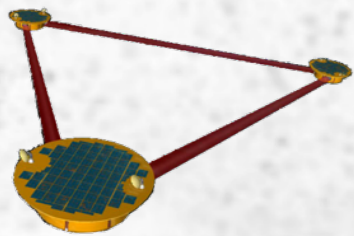
$$s_2(t) + s_3(t-2L_3) - [s_3(t) + s_2(t-2L_2)] = 0 \dots$$



Time Delay Interferometry

$$s_2(t) + s_3(t-2L_3) - [s_3(t) + s_2(t-2L_2)] = 0 \dots$$

- ⇒ Annulation des bruits 'transportés' (essentiellement phase laser)
- ⇒ Modifie la fonction de transfert (pas de réponse aux multiples de $1/(2L)$ ~60 mHz)
- ⇒ Nécessite la connaissance de :
 - La longueur des bras à **quelques mètres**
 - Les dérives relatives des horloges à **quelques ns**
- ⇒ Des versions plus sophistiquées de TDI prennent en compte la vitesse relative des satellites (non réciprocity des retards)
- ⇒ Il existe une combinaison TDI ('Sagnac') annulant l'onde gravitationnelles à basses fréquences
 - Utile pour la caractérisation du bruit instrumental



Les signaux

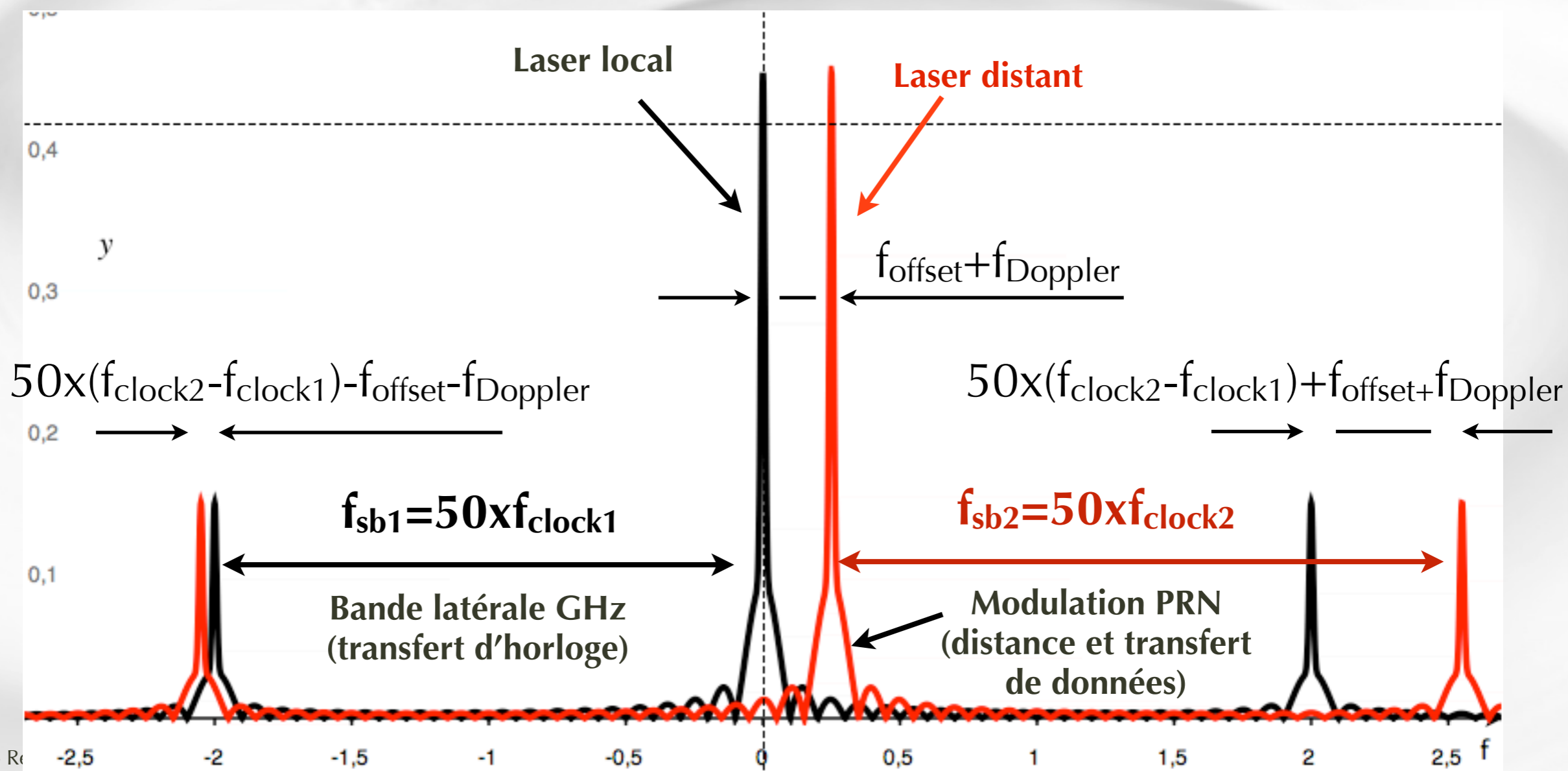
3 battements sur chaque photodiodes (dont au moins 2 dans la bande passante (5-25 MHz))

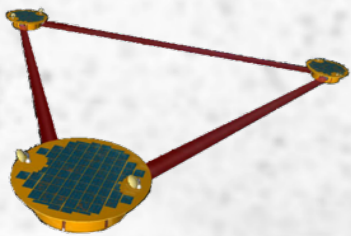
Puissances optiques :

~100 pW dans la porteuse optique,

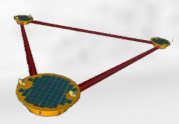
~10 pW dans les bandes latérales (~2,5 GHz de la porteuse),

~1 pW pour la modulation de phase (PRN)

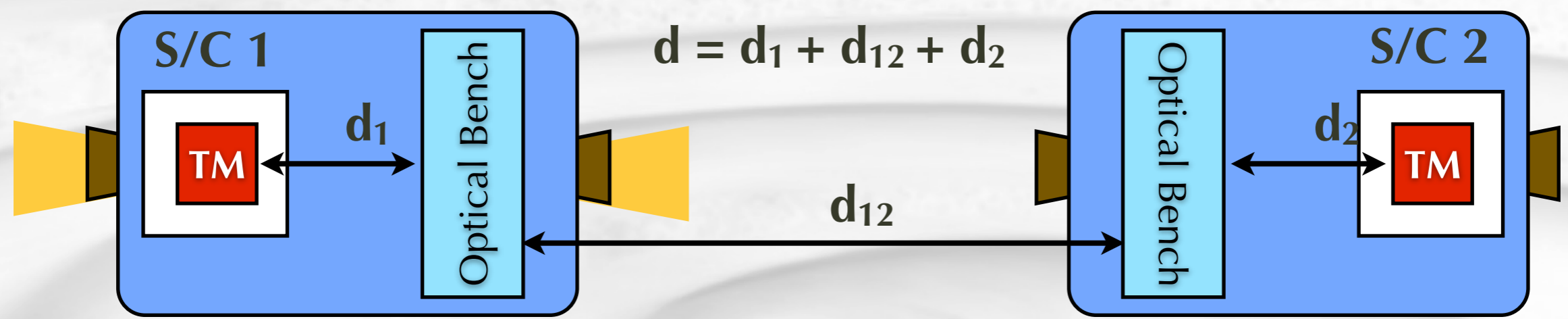




Principe de la mesure



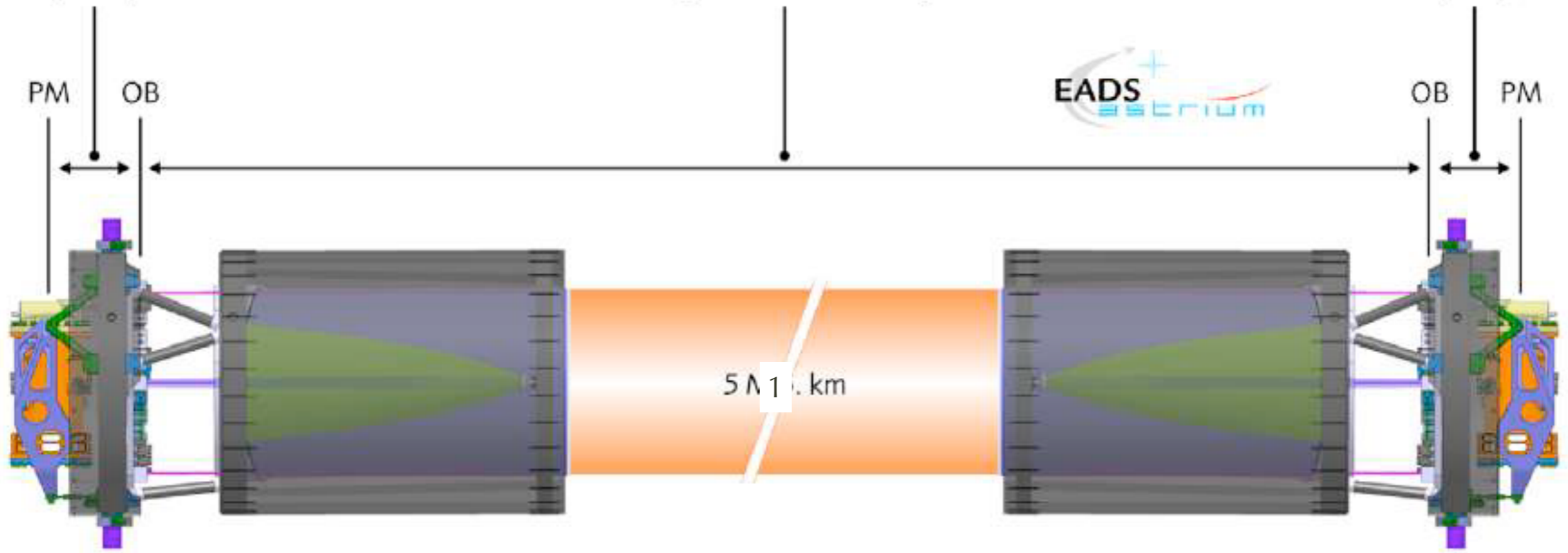
Mesure en 3 étapes : TM/Sat + Sat/Sat + Sat/TM

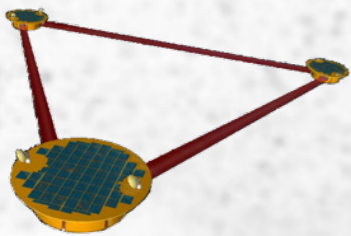


"Optical Readout" (ORO)

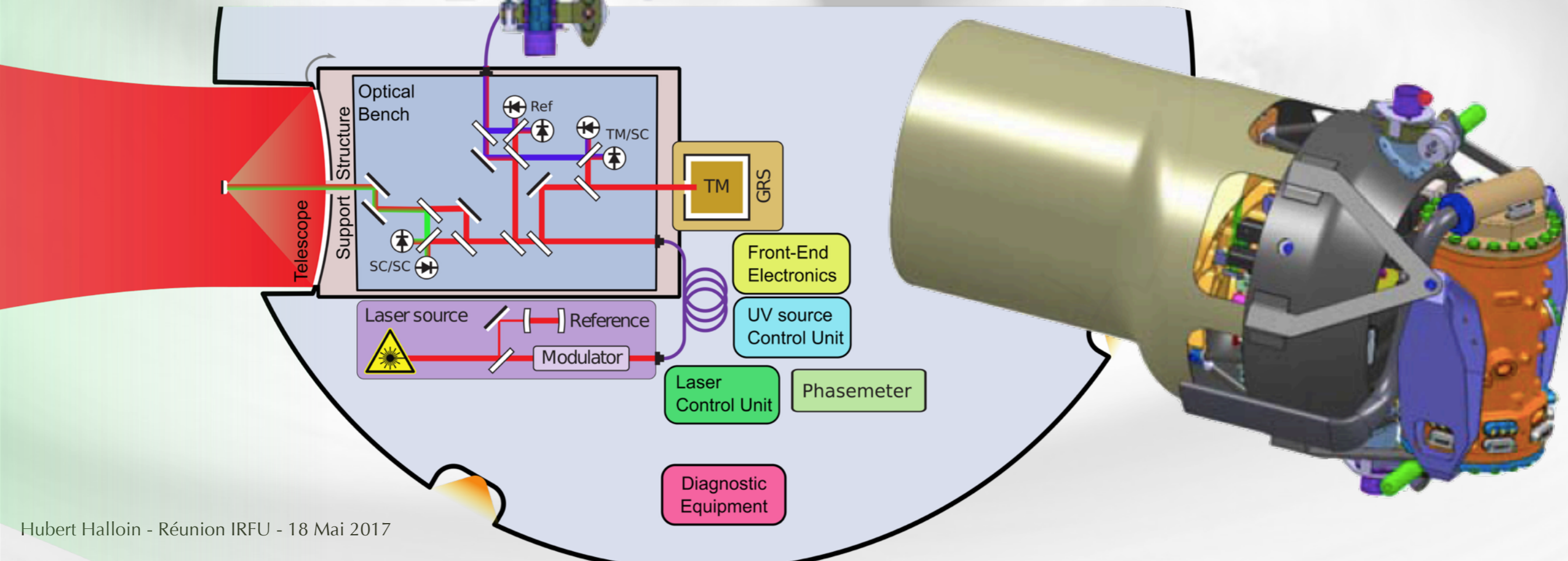
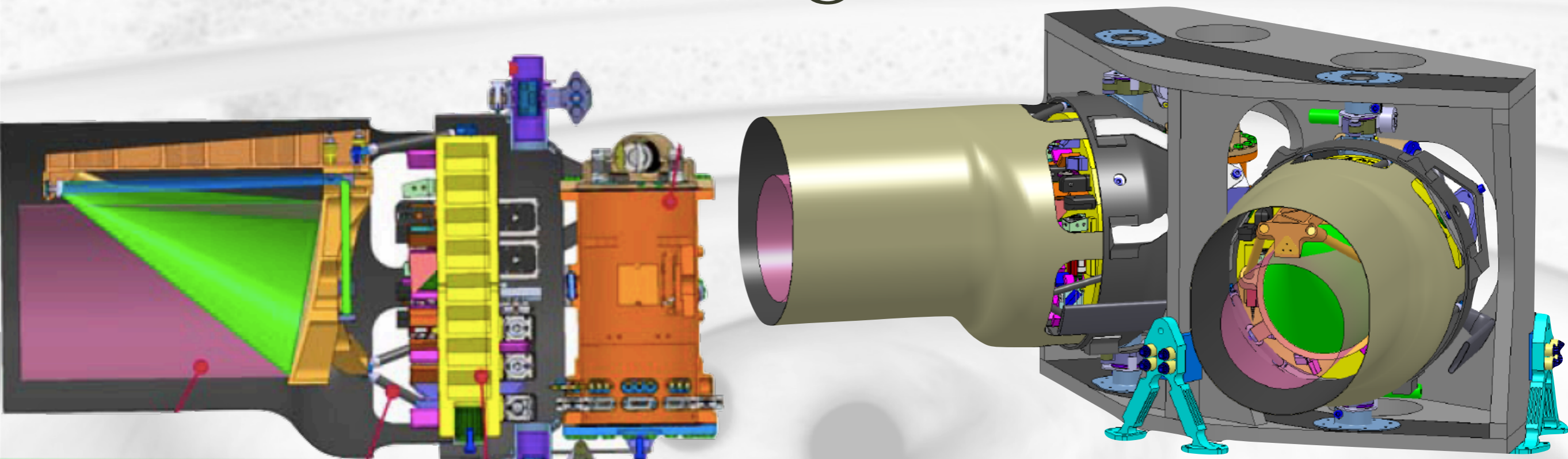
"Science Interferometry" (Long Arm Interferometry)

"Optical Readout" (ORO)





Charge utile LISA



Elements de la charge utile

Principaux éléments

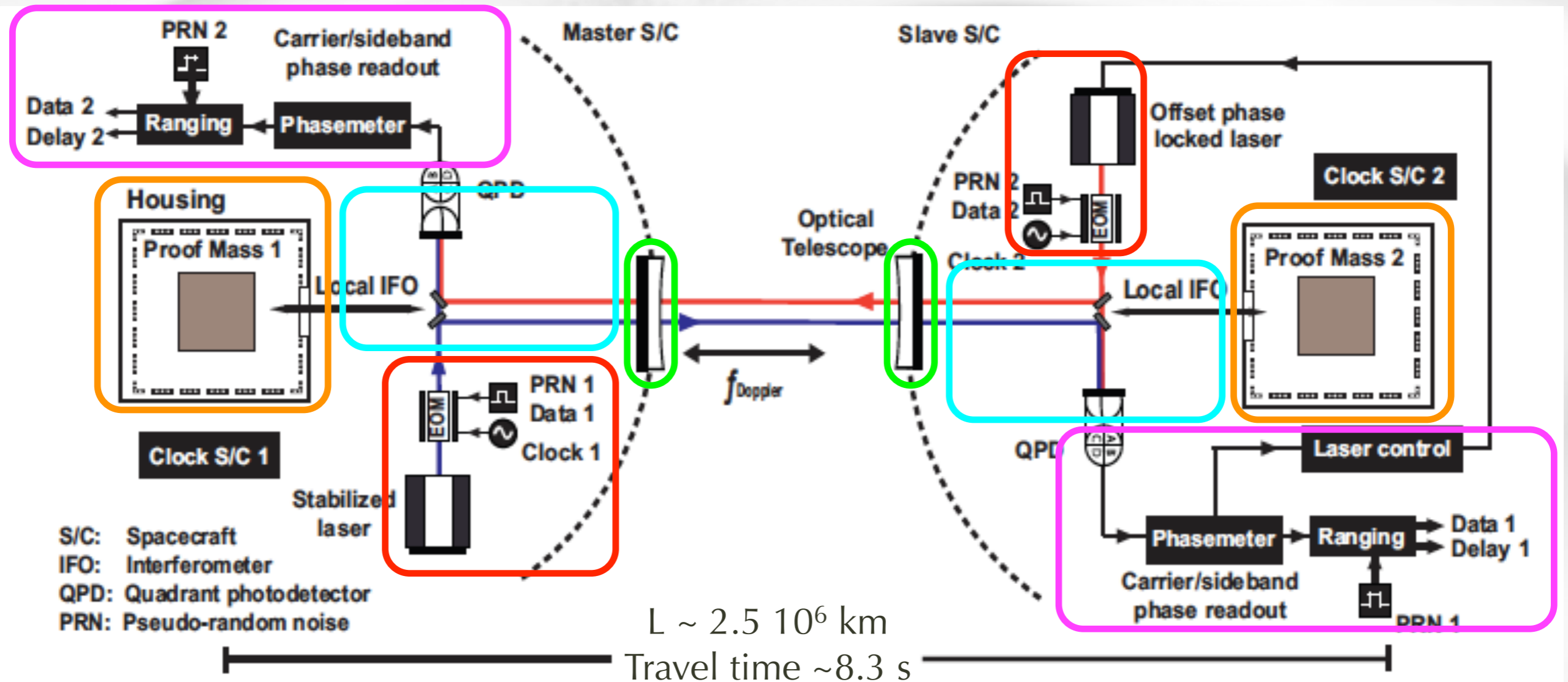
Gravitational Reference System

Banc optique Zerodur

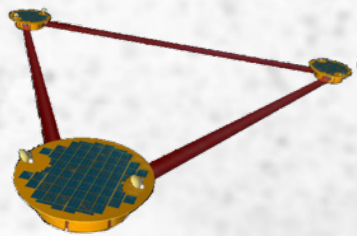
Phasemètre

Telescope

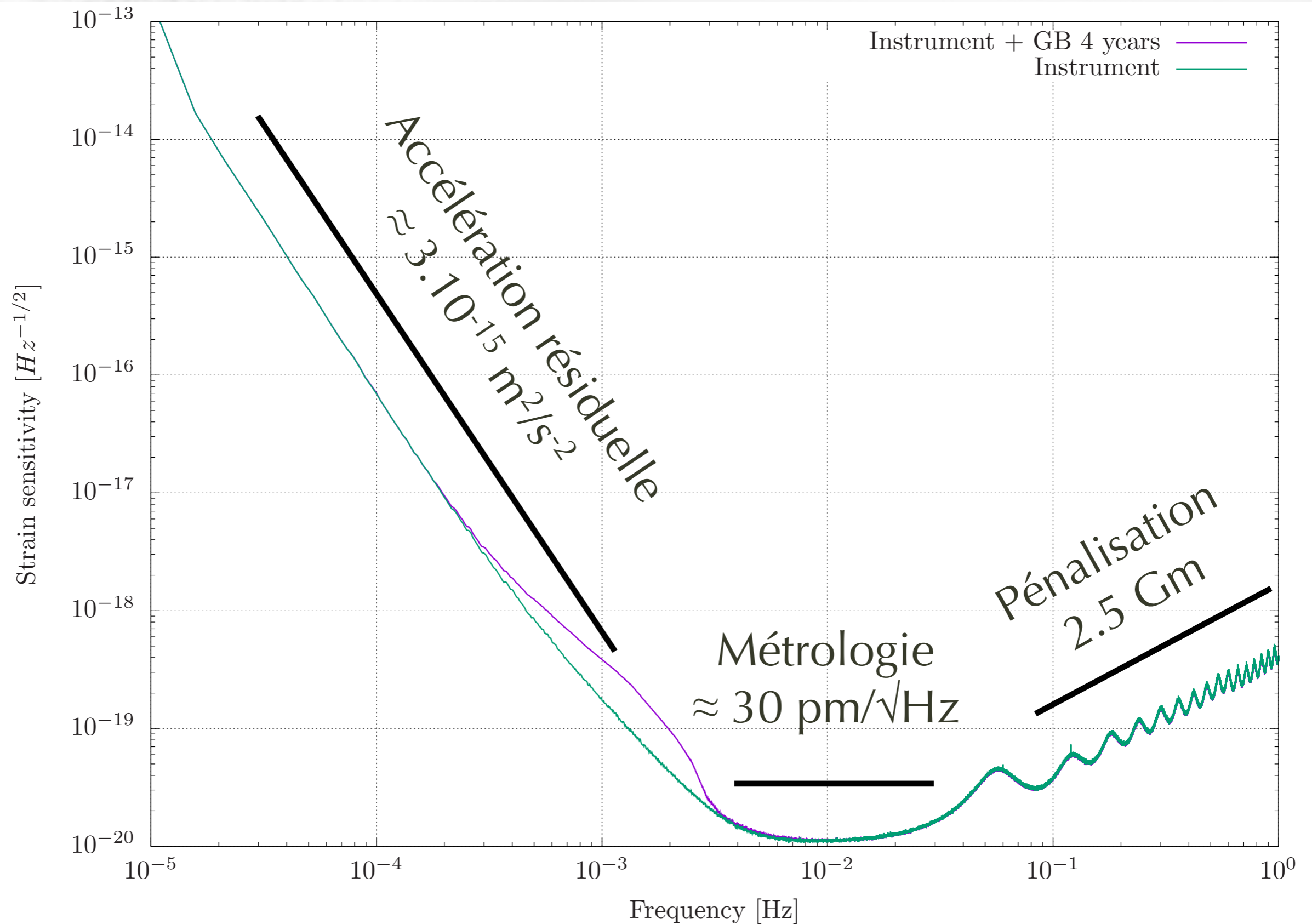
Laser source

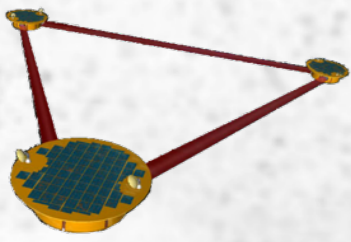


Esteban et al., «Experimental demonstration of weak-light laser ranging and data communication for LISA.», *Optics Express*, 2011, vol. 19 p. 15937



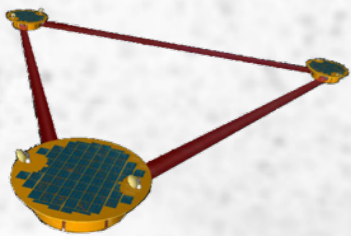
Performance globale





Défis technologiques pour LISA

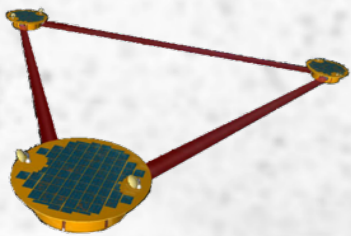
- Free flying test mass subject to very low parasitic forces:
 - Drag free control of spacecraft (non-contacting spacecraft)
 - Low noise microthruster to implement drag-free
 - Large gaps, heavy masses with caging mechanism
 - High stability electrical actuation on cross degrees of freedom
 - Non contacting discharging of test-masses
 - High thermo-mechanical stability of S/C
 - Gravitational field cancellation
- Precision interferometric, local ranging of test-mass and spacecraft:
 - pm resolution ranging, sub-mrad alignments
 - High stability monolithic optical assemblies
- Precision million km spacecraft to spacecraft precision ranging:
 - High stability telescopes
 - High accuracy phase-meter
 - High accuracy frequency stabilization
 - Constellation acquisition
 - Precision attitude control of S/C



Défis technologiques pour LISA

- **Free flying test mass subject to very low parasitic forces:**
 - **Drag free control of spacecraft (non-contacting spacecraft)**
 - **Low noise microthruster to implement drag-free**
 - **Large gaps, heavy masses with caging mechanism**
 - **High stability electrical actuation on cross degrees of freedom**
 - **Non contacting discharging of test-masses**
 - **High thermo-mechanical stability of S/C**
 - **Gravitational field cancellation**
- Precision interferometric, local ranging of test-mass and spacecraft:
 - **pm resolution ranging, sub-mrad alignments**
 - **High stability monolithic optical assemblies**
- Precision million km spacecraft to spacecraft precision ranging:
 - High stability telescopes
 - High accuracy phase-meter
 - High accuracy frequency stabilization
 - Constellation acquisition
 - **Precision attitude control of S/C**

**Validé avec
LISA Pathfinder**

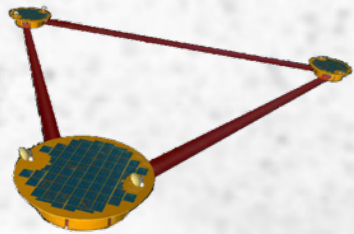


Défis technologiques pour LISA

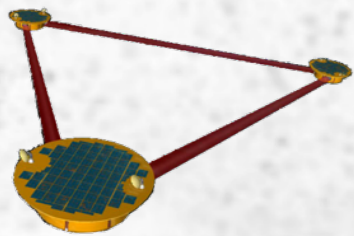
- **Free flying test mass subject to very low parasitic forces:**
 - **Drag free control of spacecraft (non-contacting spacecraft)**
 - **Low noise microthruster to implement drag-free**
 - **Large gaps, heavy masses with caging mechanism**
 - **High stability electrical actuation on cross degrees of freedom**
 - **Non contacting discharging of test-masses**
 - **High thermo-mechanical stability of S/C**
 - **Gravitational field cancellation**
- Precision interferometric, local ranging of test-mass and spacecraft:
 - **pm resolution ranging, sub-mrad alignments**
 - **High stability monolithic optical assemblies**
- Precision million km spacecraft to spacecraft precision ranging:
 - **High stability telescopes**
 - **High accuracy phase-meter and frequency distribution**
 - **High accuracy frequency stabilization (incl. TDI)**
 - **Constellation acquisition and low jitter laser pointing**
 - **Precision attitude control of S/C**

**Validé avec
LISA Pathfinder**

**Démonstrateurs
au sol**

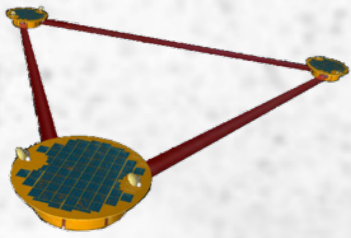


Gestion des performances et AIVT 'Instrument'



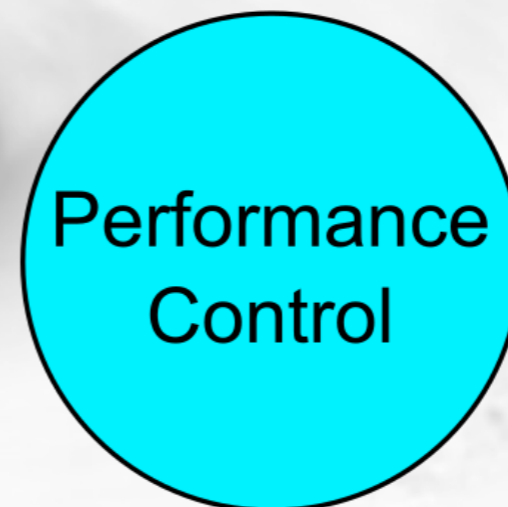
Quelle contribution technique pour la France ?

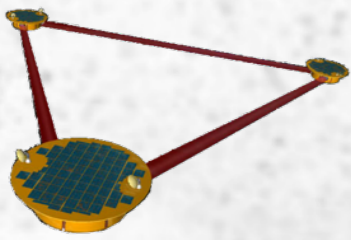
- Dans LISA, **tous** les systèmes des 3 satellites participent à la mesure !
- L'exploitation scientifique nécessite une caractérisation très précise de l'instrument (calibrations, bruits, fonctions de transfert, etc)
- Prédiction fine du champ gravitationnel interne
- Couplages thermiques
- Couplages rotation/translation (erreurs d'alignement, distortions de front d'onde, etc.)
- Fonctions de transfert, calibrations, ...
- Le Consortium scientifique doit pouvoir établir un modèle de performance précis et complet
 - Simulateur 'end-to-end' (en cours de développement...)
 - Dimensionnement et exécution de tests de performances/validation au sol
 - Développement des bancs de test critique



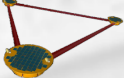
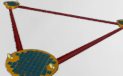
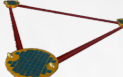
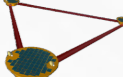
Performances & AIVT

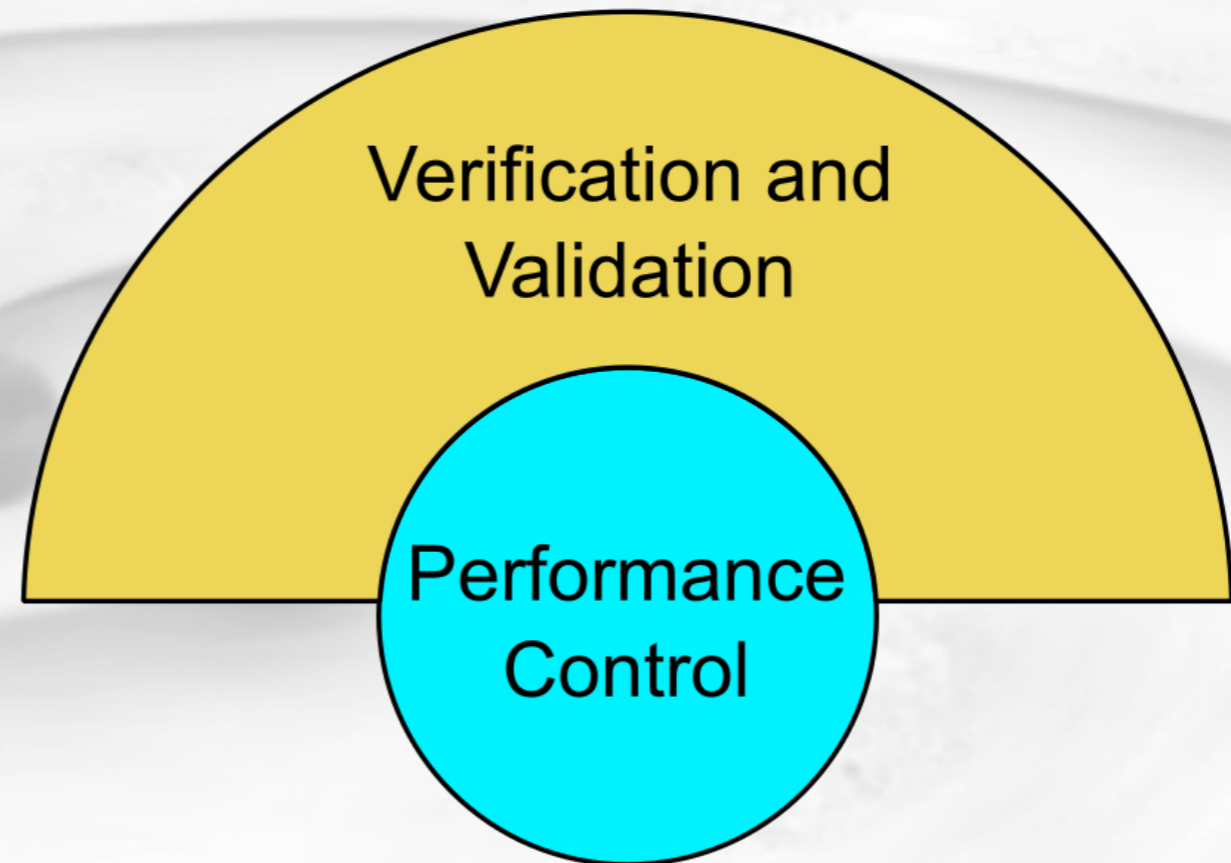
- Objectif prioritaire : gestion des performances système
- Modélisation du système
- Participation aux études systèmes
- Caractérisations au sol
- Prédiction des performances en vol
- Suivi des performances en vol

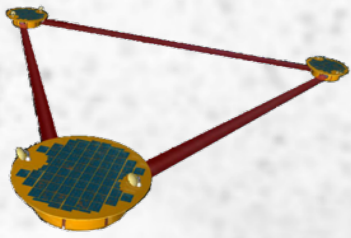




Performances & AIVT

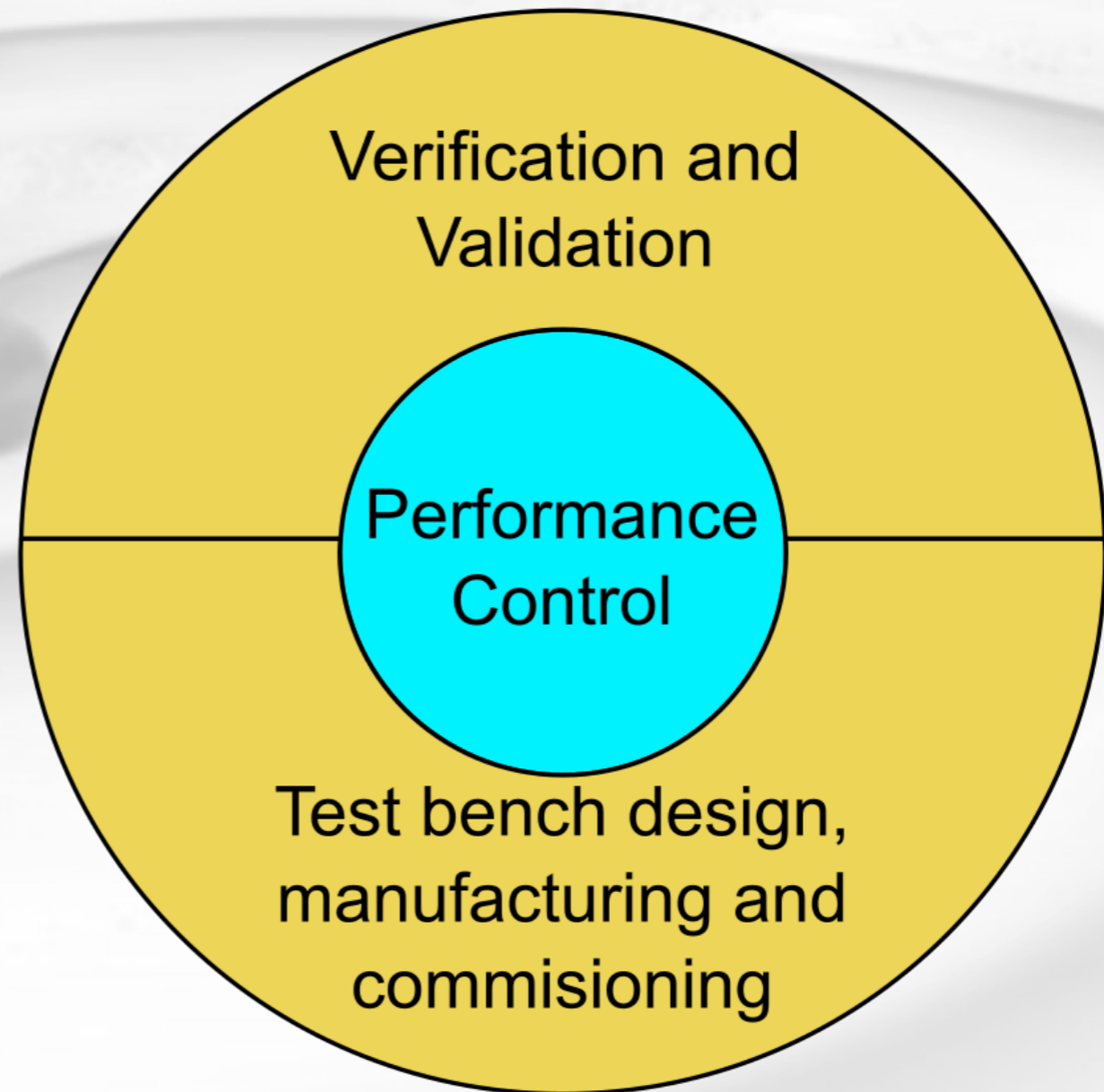
-  Procédures de validation des performances scientifiques
-  Conversion des exigences systèmes en mesures au sol (autant que possible)
-  Exigences métrologiques pour les bancs de test
-  Exploitation des données de test au sol

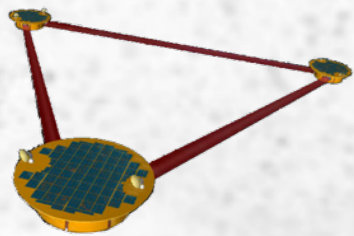




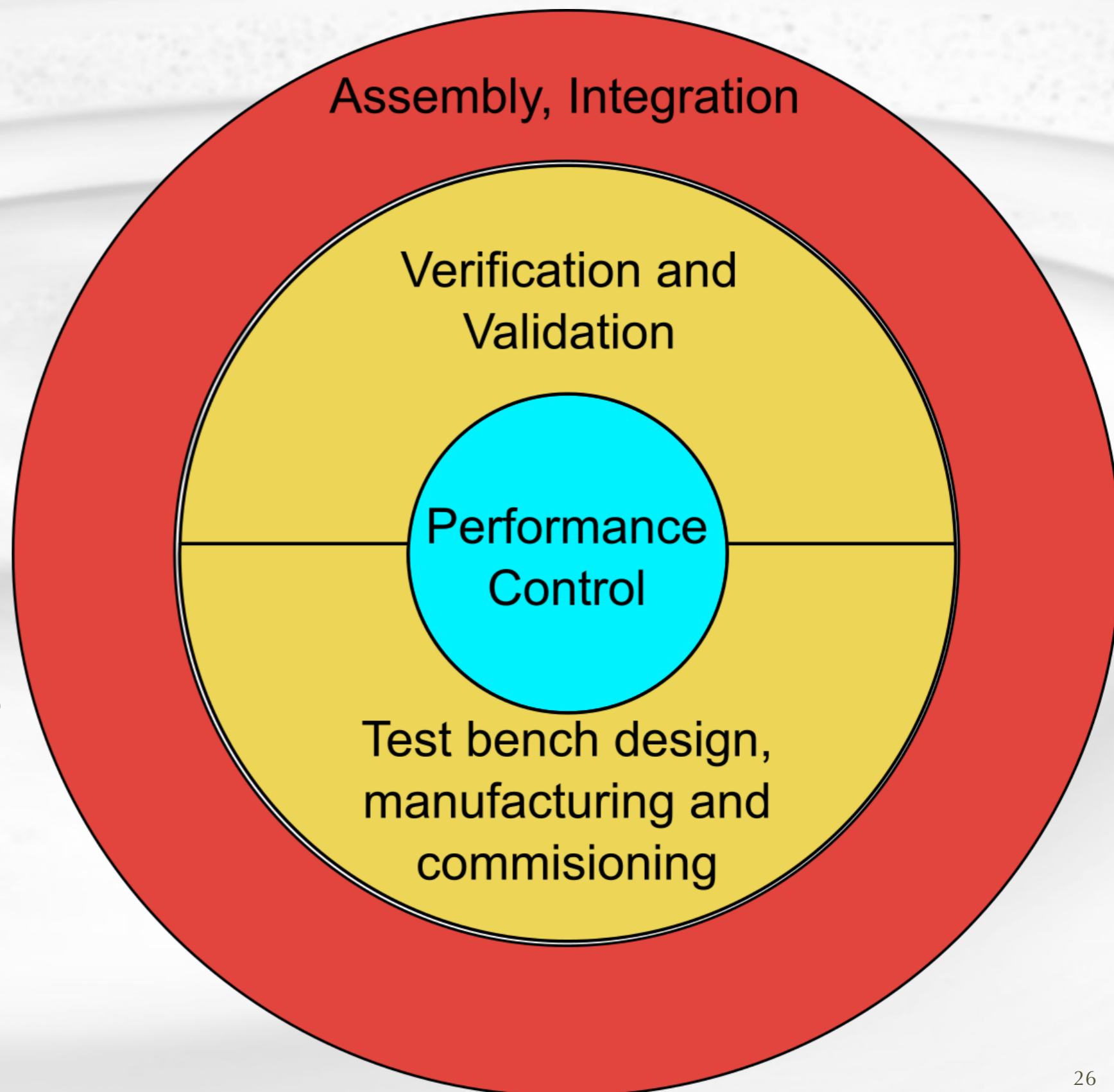
Performances & AIVT

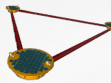
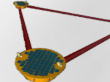
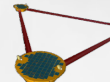

-  Développement des bancs de test
-  Design des bancs
-  Minimisation des perturbations locales
-  Fabrication des bancs
-  Recette

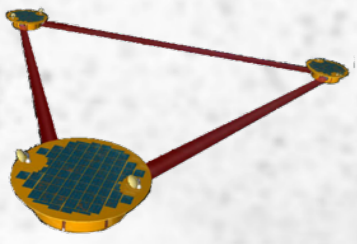




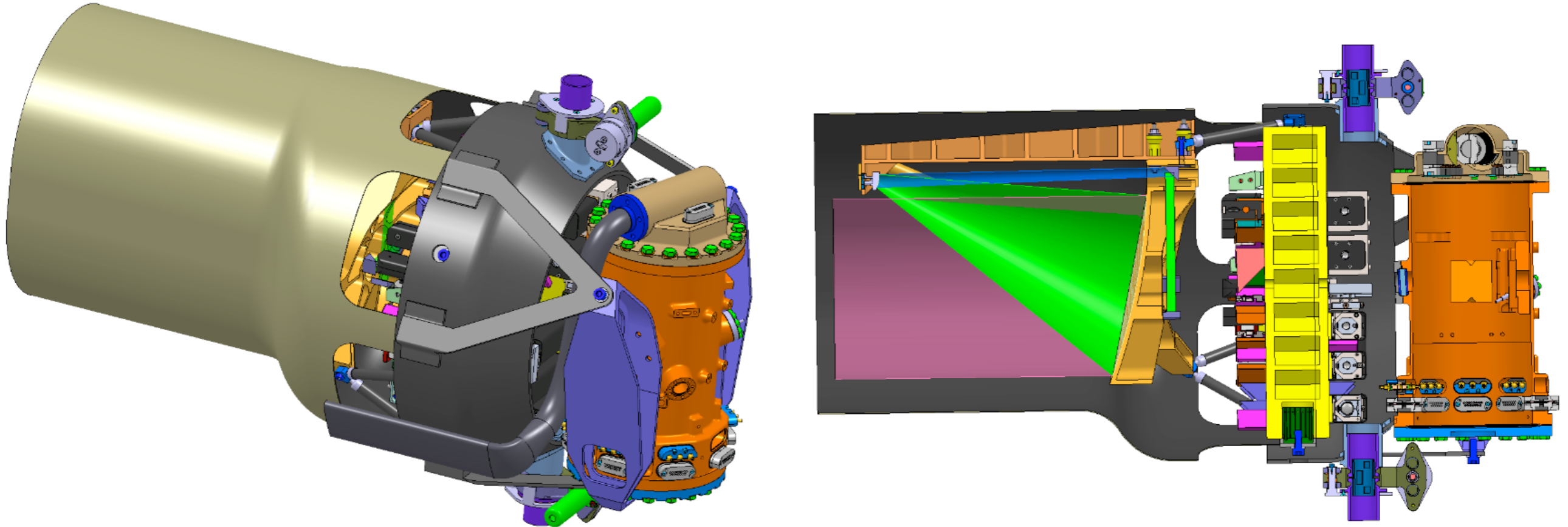
Performances & AIVT



-  Integration
-  Fabrication des équipements d'intégration
-  Appareillages spécifiques
-  Intégration physique



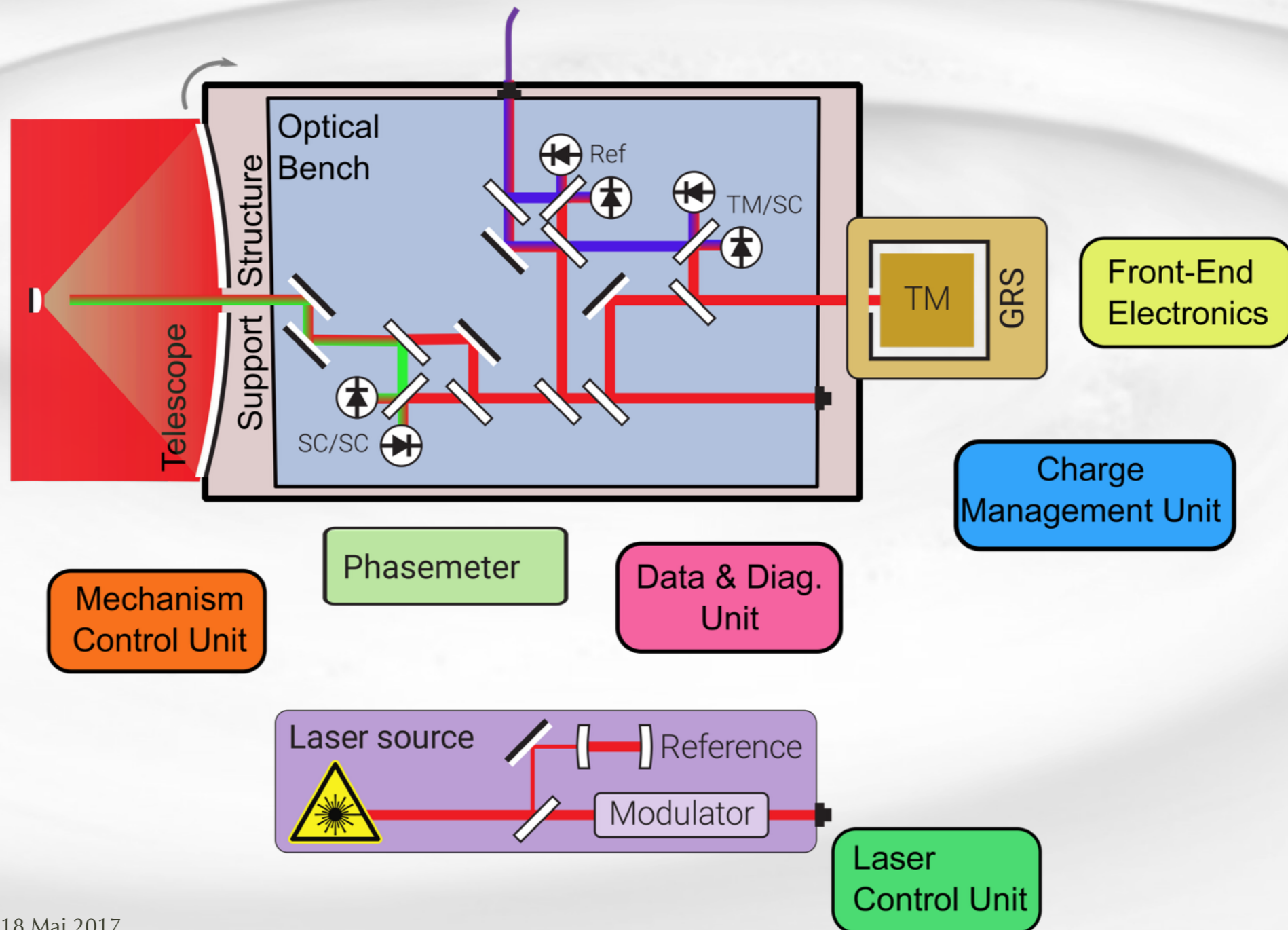
AIVT (Assemblage, Intégration, Validation et Tests)

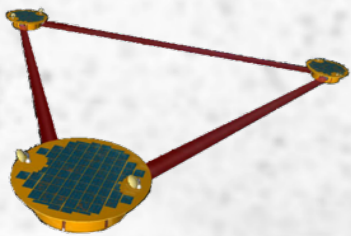


- Objectifs:
 - Intégration des différents éléments de l'instrument
 - Caractérisation des éléments essentiels à la performance scientifique
- Eléments d'entrée:
 - Structure support
 - GRS
 - Banc optique
 - Télescope (TBC)
 - Electroniques de commande-contrôle et phasemètre / sources lasers

Délivrables par le Consortium

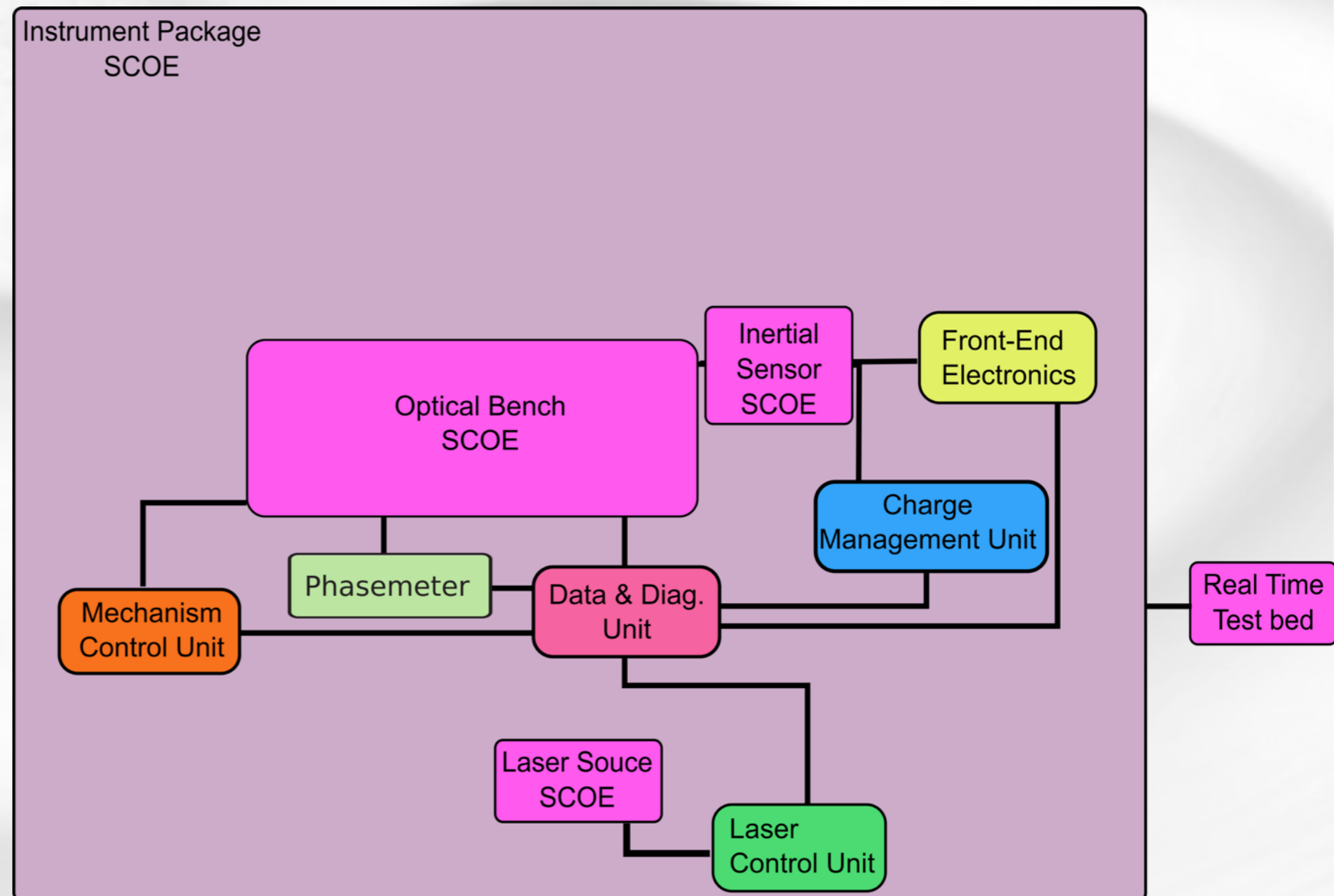
- Structure support + OB + GRS (+ Telescope) intégrés
- Electroniques associées

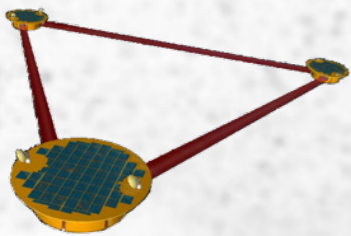




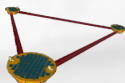
Étapes d'intégration / caractérisation

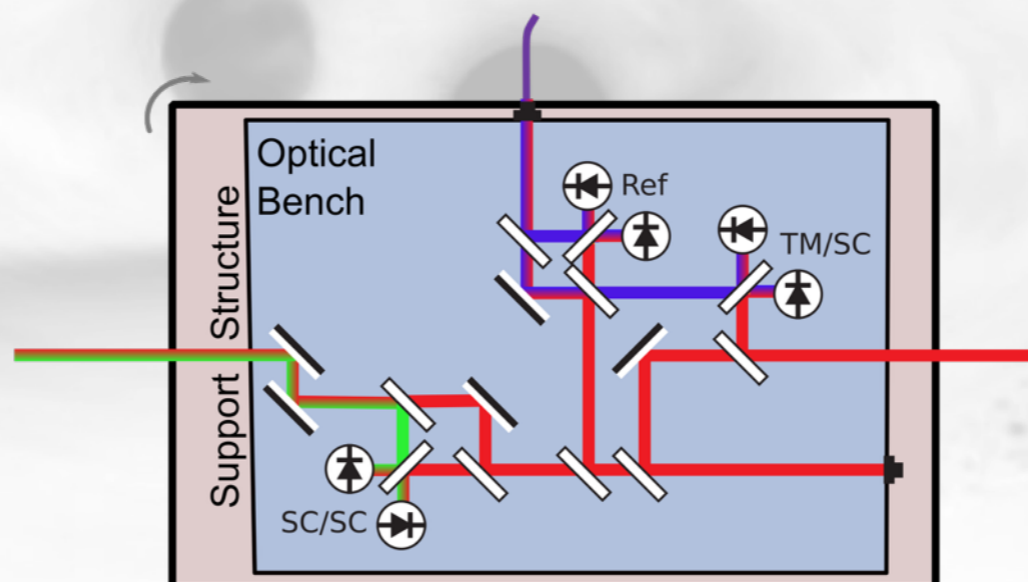
- 1^{ère} étape : réception ; montage du modèle 'électrique' et caractérisations
- Tests fonctionnels
- Calibrations électroniques, synchronisation des horloges
- Conformation aux modèles numériques

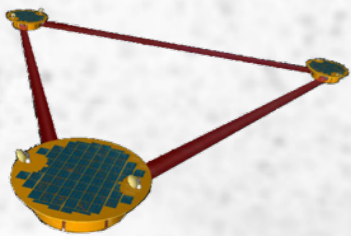




Etapes d'intégration / caractérisation

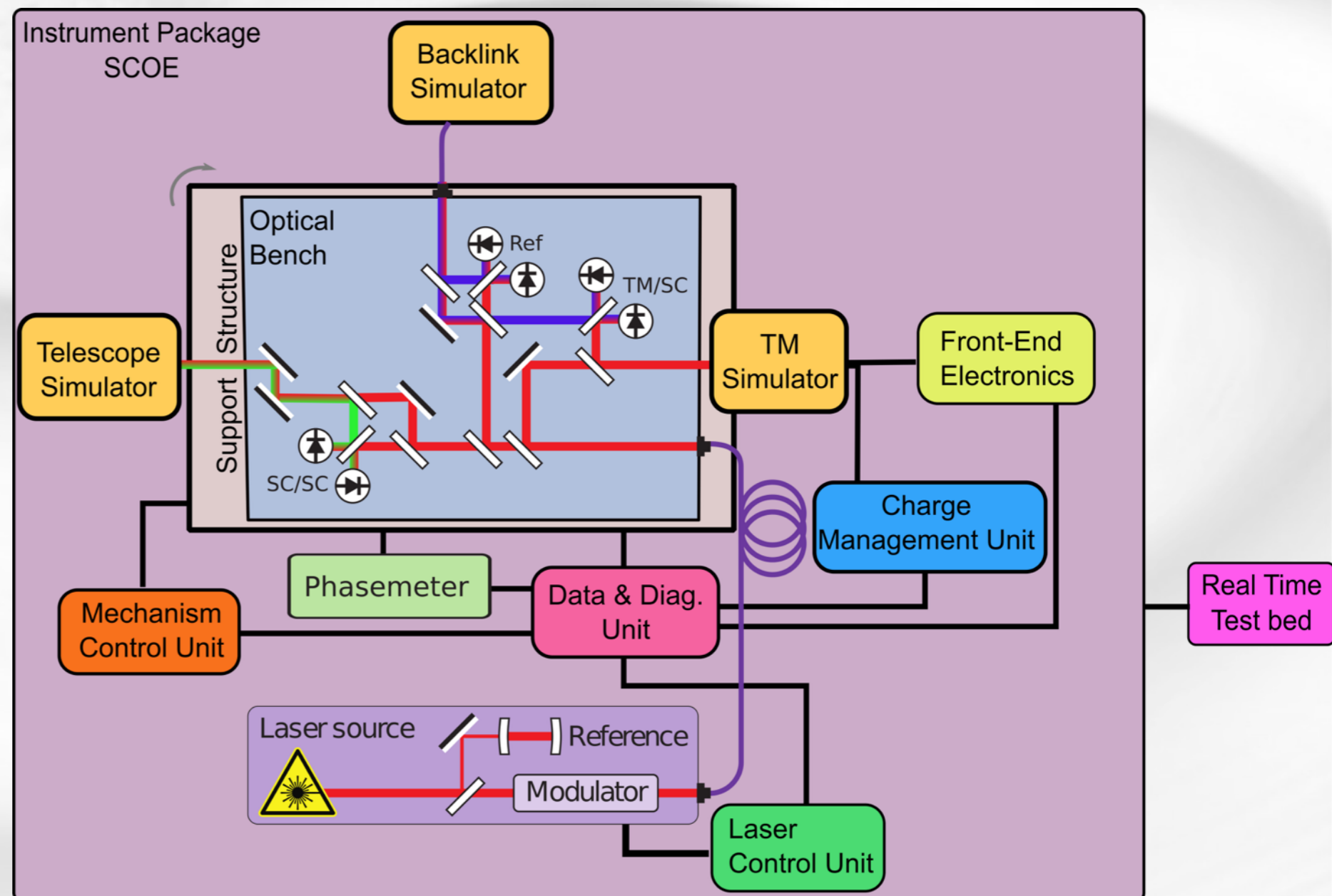
 2^{ème} étape : Intégration du bancs optique sur le support

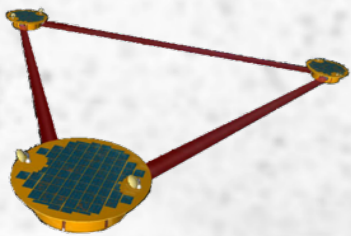




Etapes d'intégration / caractérisation

- 3^{ème} étape : Connexions aux systèmes auxiliaires et simulateurs optiques
- Tests fonctionnels
- (Re)vérification des calibrations et couplages internes, alignements
- Performances ($\lt; \text{mrad}$, $\text{pm} \dots$) sur 1s \rightarrow 1 jour
- Validation 'End-to-end'

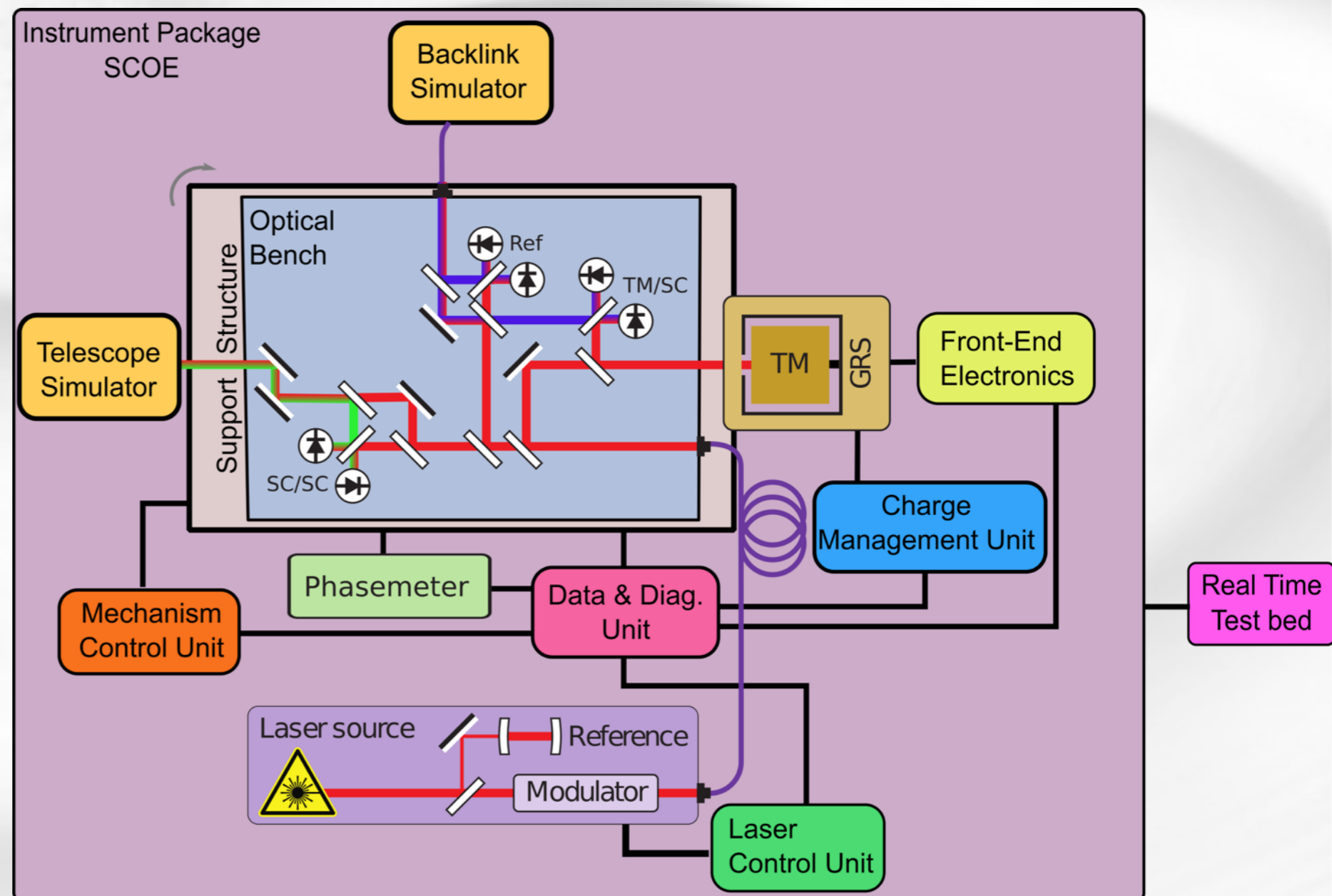




Etapes d'intégration / caractérisation

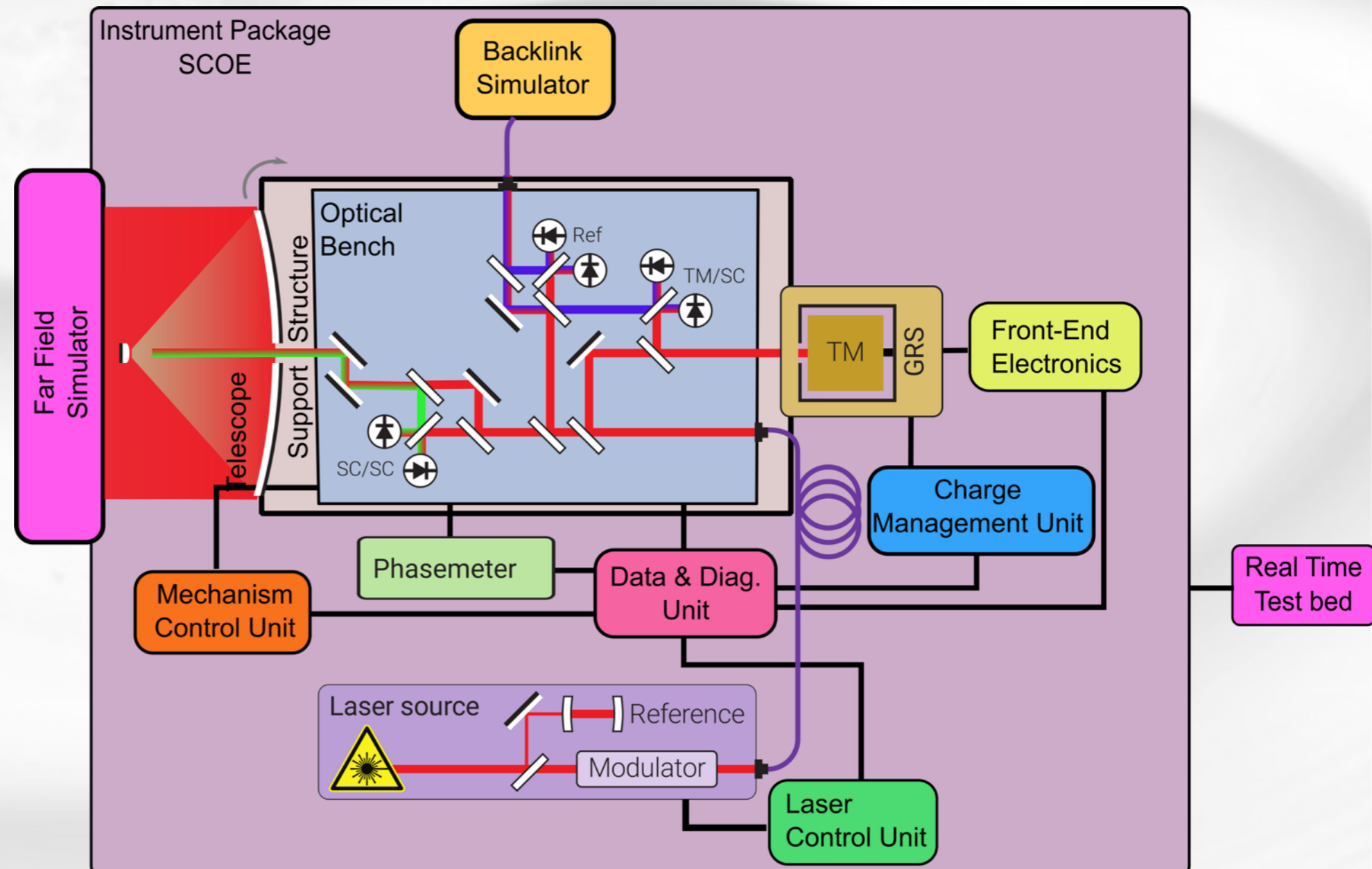
4^{ème} étape : Montage (et caractérisations) avec le GRS (TM bloquée)

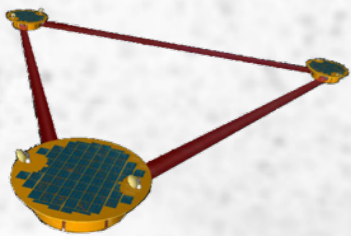
Vérifications fonctionnelles



Etapes d'intégration / caractérisation

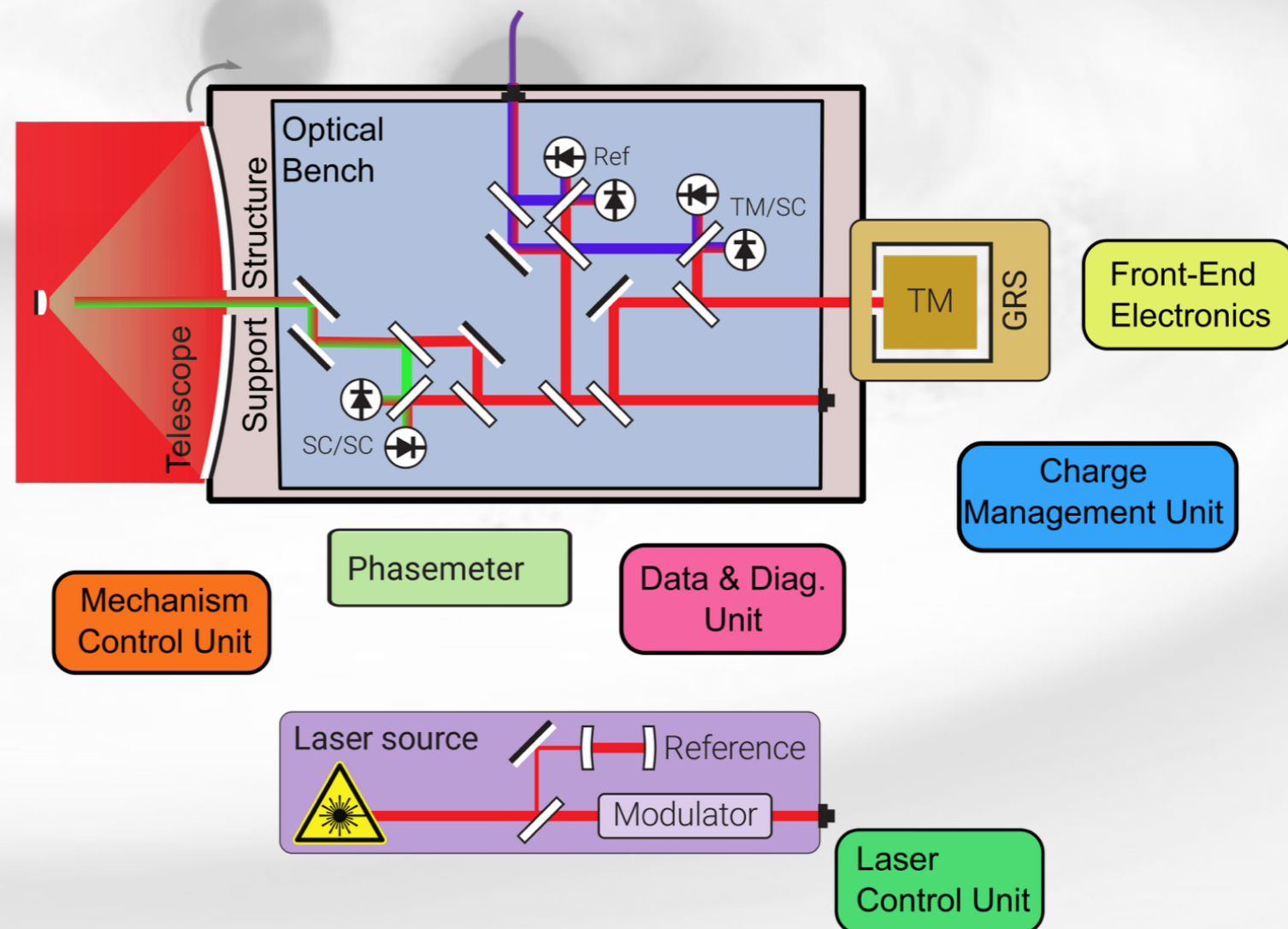
- 5^{ème} étape (TBC) : Montage avec le télescope
- Alignements, couplage angle / piston (pm/rad), couplage thermique (pm/K)
- Lumière parasite

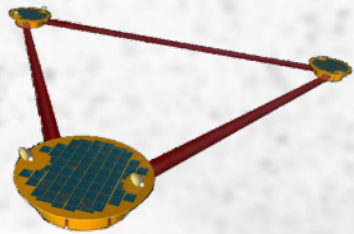




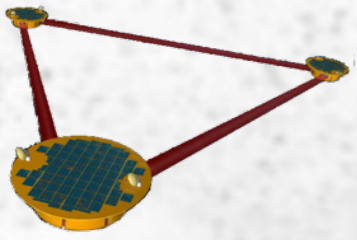
Etapes d'intégration / caractérisation

- 6^{ème} étape : Livraison de l'instrument intégré et des boîtiers auxiliaires + système de caractérisation au Prime P/L



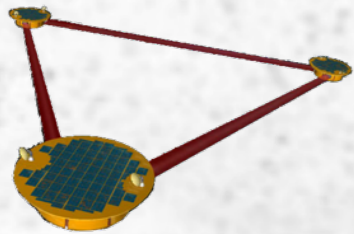


Conclusion



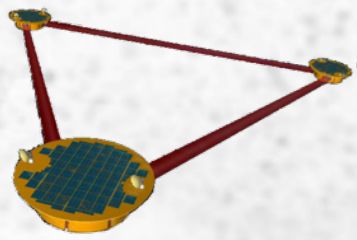
Travaux en cours

- Identification des étapes d'intégration (Phase 0 avec le CNES)
- Identification des essais et bancs de tests
- Infrastructures (lieu d'intégration, plateformes techniques, moyens de tests, etc).
- Moyens humains
- Budget de performance (en particulier des bancs de test)
- Coût ...
- Mis à jour / interaction avec la phase 0 ESA en cours
- Phase 0 'Instrument' jusqu'en Novembre
- Implication d'autres laboratoires dans la collaboration technique
- Déjà impliqués : APC, ARTEMIS/OCA, LMA
- Mais aussi LAL, LAM, CEA/IRFU, ...



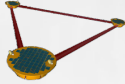
Extras

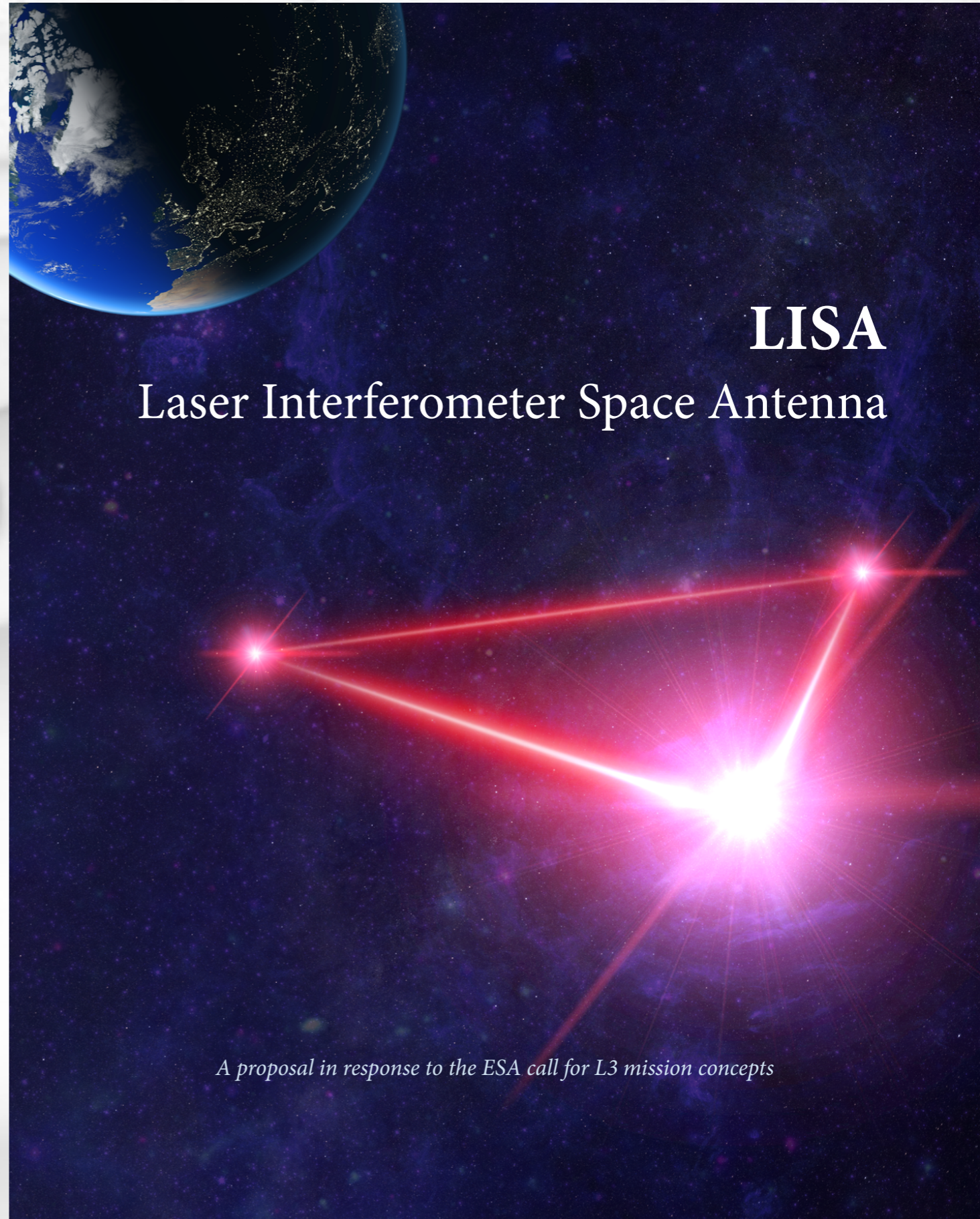
Réponse à l'appel à mission L3 de l'ESA



 Soumise le 13 janvier dernier

 [https://
www.elisascience.org/
files/publications/
LISA_L3_20170120.pdf](https://www.elisascience.org/files/publications/LISA_L3_20170120.pdf)

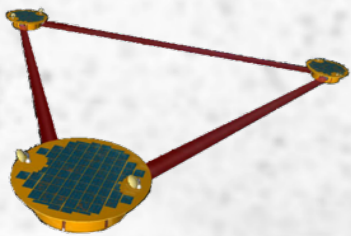
 Etudes de phase 0 (CDF)
à l'ESA du 8 mars au 5
mai



LISA

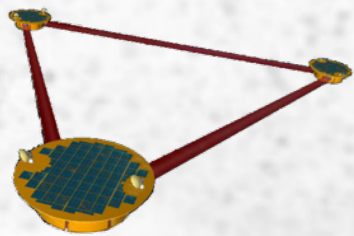
Laser Interferometer Space Antenna

A proposal in response to the ESA call for L3 mission concepts



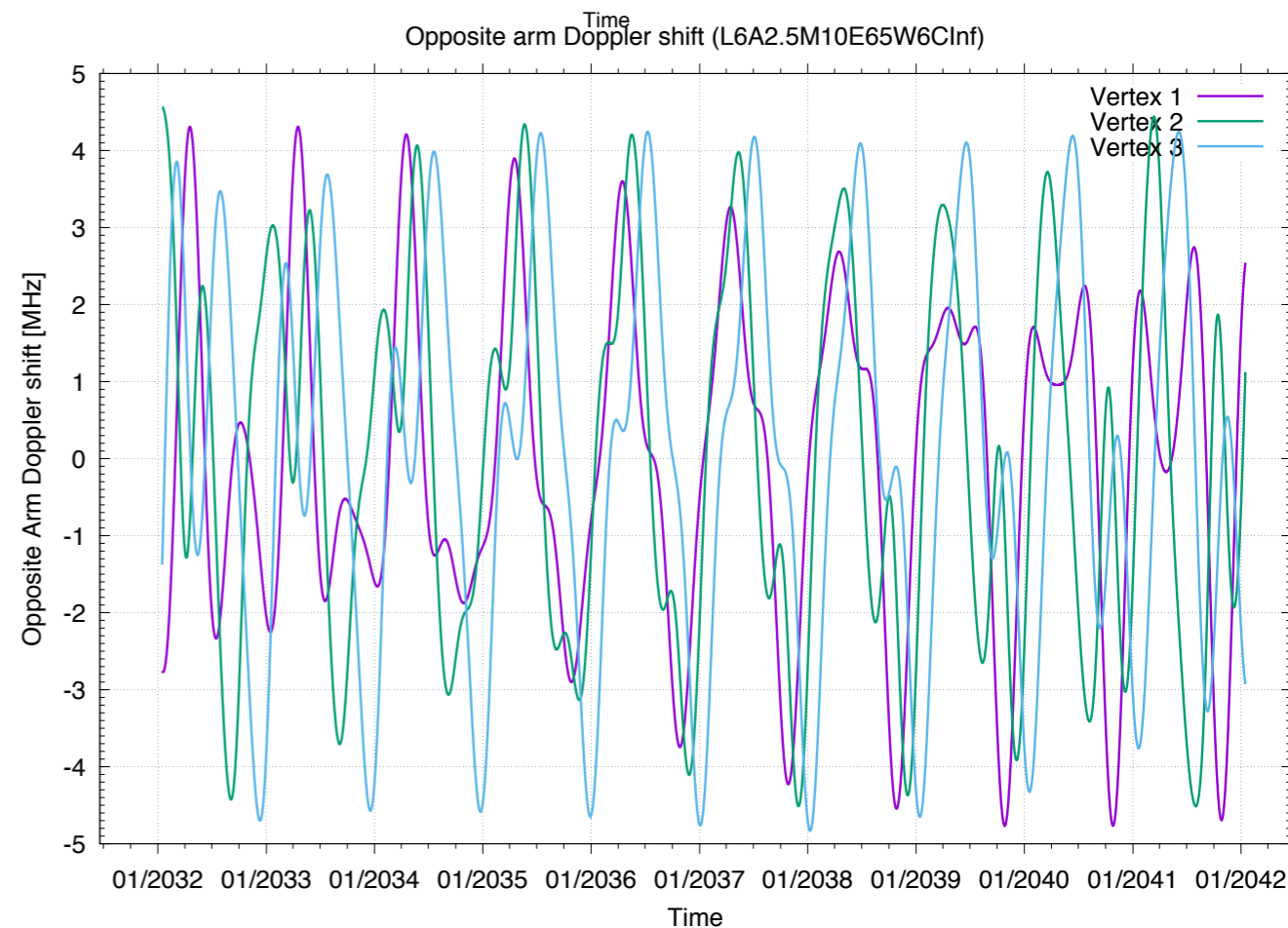
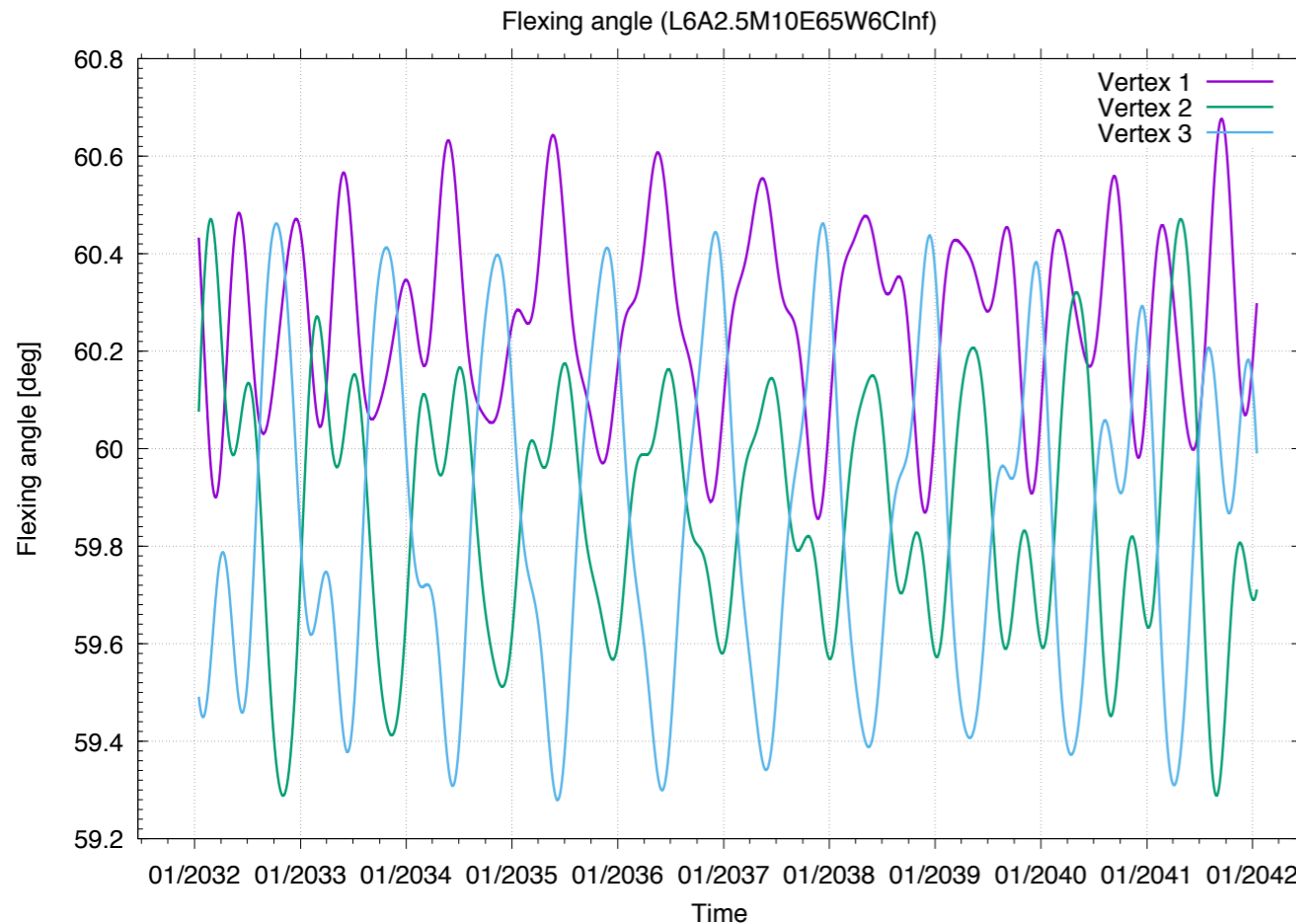
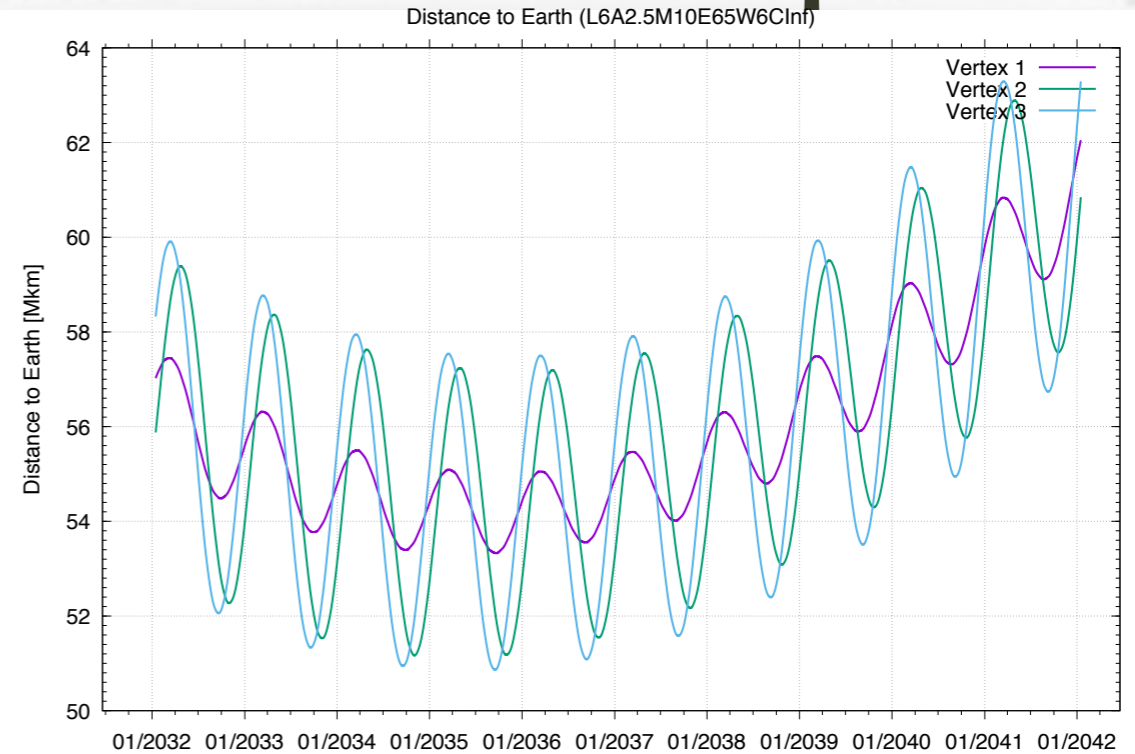
Aspects programmatiques

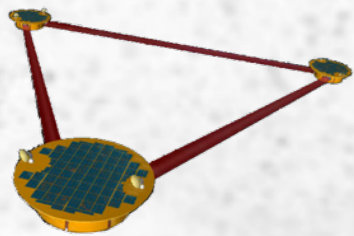
 Roadmap eLISA accélérée ...			2015 : Première détection directe des OG par les interféromètres sol !
 Sélection du thème eLISA en L3	2013		
 Travail sur la 'Technology Roadmap'	2013 – 2015		
 Phase 0 CNES sur le DPC	2013 – 2014		
 Vol (réussi) de LISA Pathfinder	2016 - 2017		
 Phase 0 CNES sur l'AIVT	2016 - 2017		
 Appel à Mission par l'ESA	Automne 2016 - Janvier 2017		
 Phases 0 'Plateforme' et 'Instrument' @ESA	Mars - Novembre 2017		
 Phase A industrielles concurrentes	2018 - 2020		
 Adoption de la mission	2021		
 Réalisations industrielles (phases C à D)	2022 - ...		
 Décollage LISA	2030 - 2034		



Orbites et mise à poste

Transfer Properties			
Launch Date	18.12.2030		
Arrival Date	16.01.2032		
Breakdown			
Maneuver	SC1 [m/s]	SC2 [m/s]	SC3 [m/s]
Post-Launch	204.1	228.5	76.4
Inclination	147.1	407.2	433.7
Stopping	599.9	632.9	681.3
Navigation and Dispersion Control	73.5	73.5	73.5
Total ΔV per S/C	1024.6	1342.1	1264.9
Fuel Mass [kg]			
Fuel Mass at Isp = 270 s	555.1	775.5	719.5
Total Fuel Mass [kg]	2050.2		



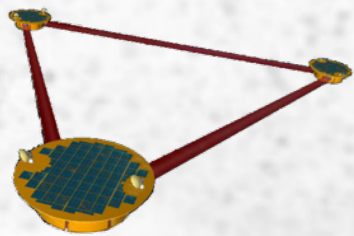


Telecommunications

- Estimation des données : ~ 35 kbits/s (~ 334 Mo/jour)
- Trouver une stratégie de communication qui :
 - Permette de transférer toutes les données ...
 - Minimise le temps de latence
 - Maximise le temps entre 2 repointages d'antennes du S/C (interrompt la prise de mesures)

Source	Class	Measurement	Count	Sampling Rate [Hz]	Bits / channel	Rate [bits/s]	
Payload							
Phasemeter	IFO Longitudinal	Science IFO	2	3.3	32	213.3	
		Test Mass IFO	2	3.3	32	213.3	
		Reference IFO	2	3.3	32	213.3	
		Clock Sidebands	2	3.3	32	213.3	
	IFO Angular	S/C θ, η	4	3.3	32	426.6	
		TM θ, η	4	3.3	32	426.6	
	Anciliary	Time Semaphores	2	3.3	96	639.9	
	Optical Monitoring	PAAM Longitudinal	PAAM Longitudinal	2	3.3	32	213.3
			PAAM Angular	4	3.3	32	426.6
			Optical Truss	6	3.3	32	639.9
GRS FEE	GRS Cap. Sensing	TM x, y, z	6	3.3	24	480.0	
		TM θ, η, ϕ	6	3.3	24	480.0	
Payload Computer	DFACS	TM applied torques	6	3.3	24	480.0	
		TM applied forces	6	3.3	24	480.0	
		S/C applied torques	3	3.3	24	240.0	
		S/C applied forces	3	3.3	24	240.0	
	Payload HK	e.g. Temperature, Power Monitors etc.				2613	
Total Payload						8639	
Platform							
Housekeeping (based on LPF)						1189	
Total Platform						1189	
Totals							
Raw rate per S/C						9828	
Paketisation overhead [10%]						983	
Packaged rate per S/C						10811	
Packaged rate for Constellation						32433	

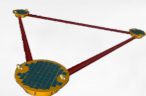
Table 7: LISA Data Generation Rate Breakdown.



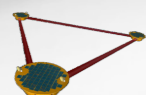
Telecommunications



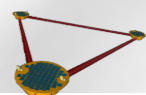
Solution proposée



Utilisation la bande X (8,4 GHz) plutôt que Ka (32 GHz): faisceau plus large => la Terre est 'visible' pendant ~3 jours pour chaque S/C

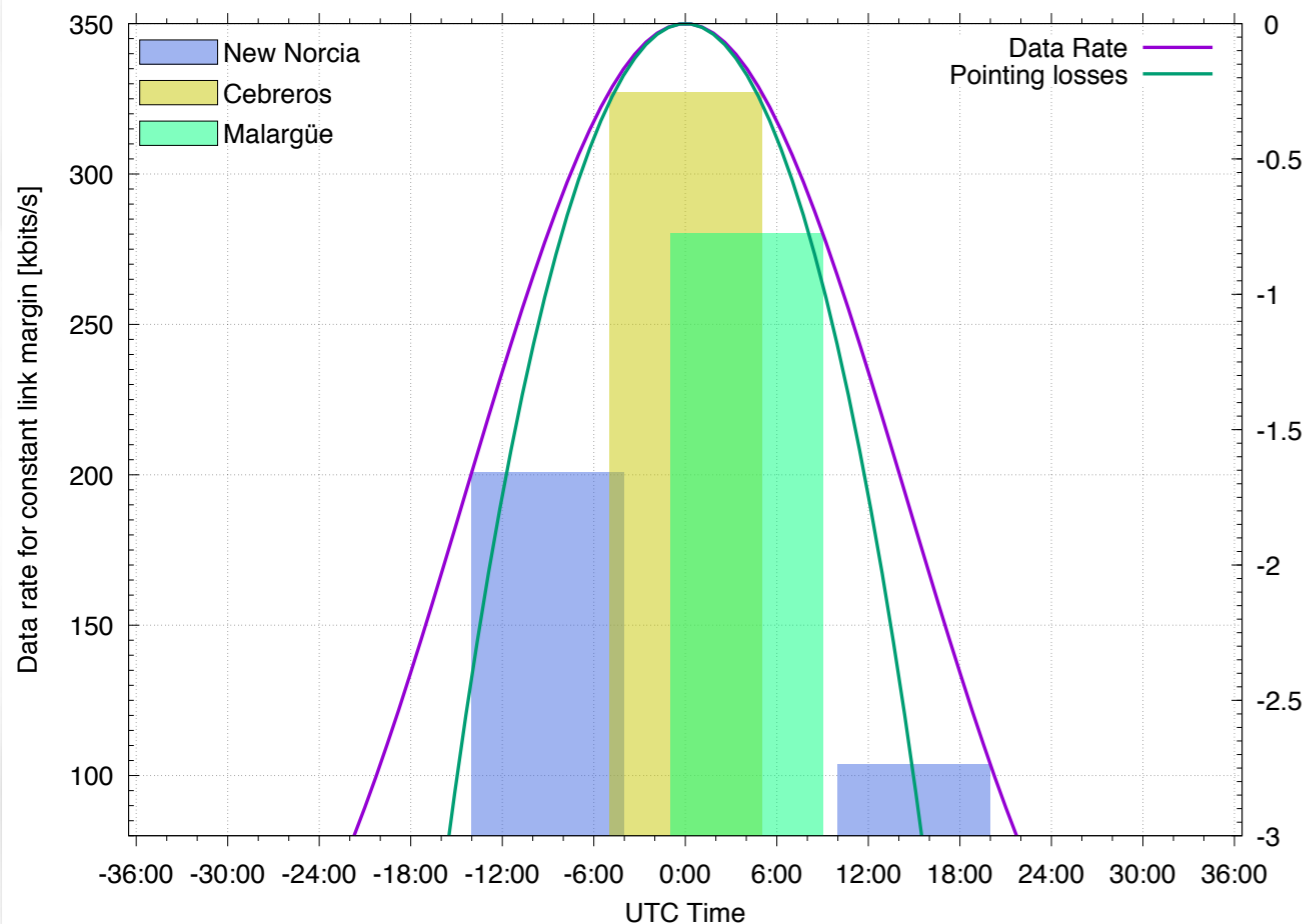


Communication entre S/C => un seul S/C communicant à la fois => 9 jours entre les repointages d'antennes

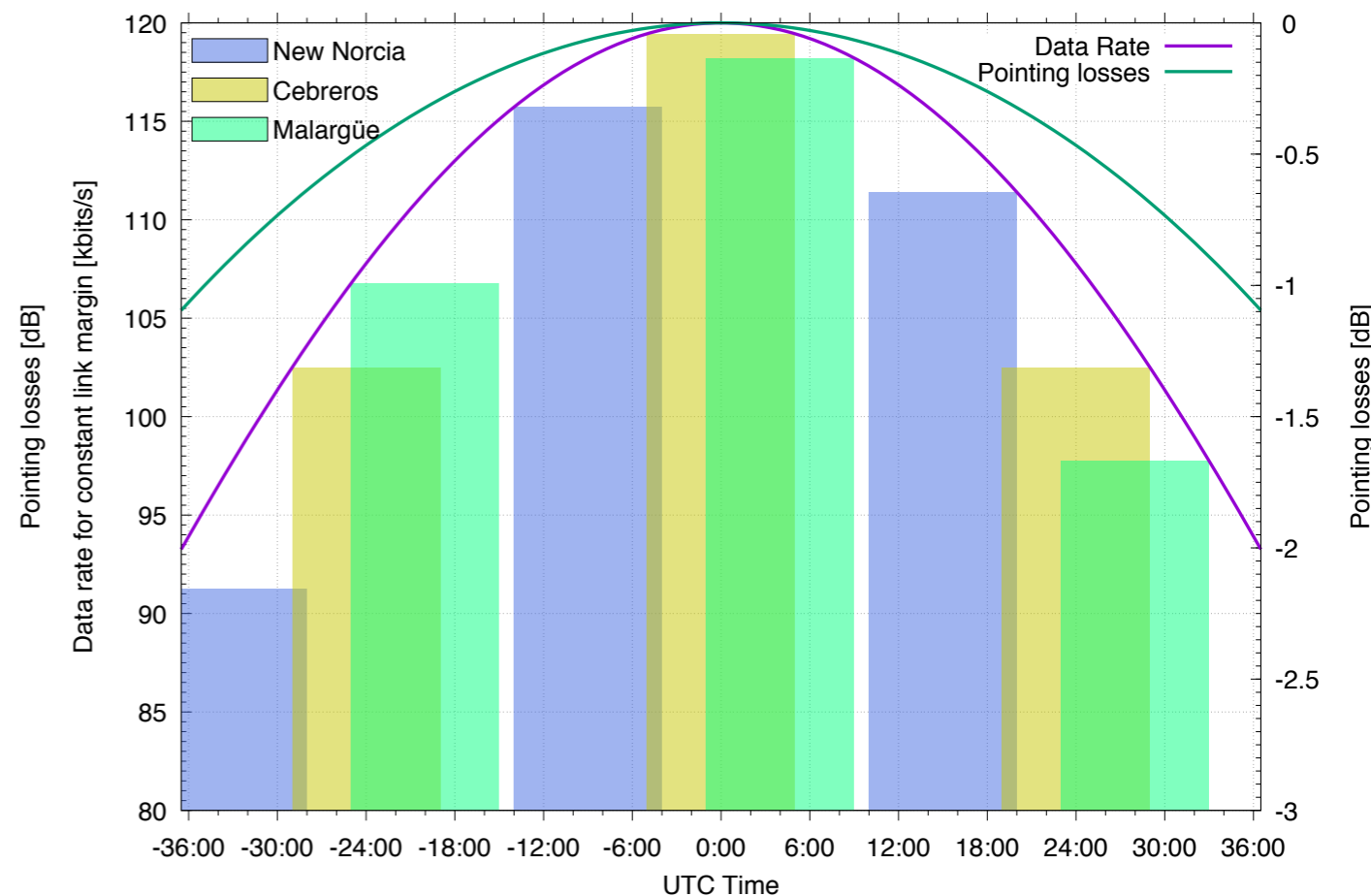


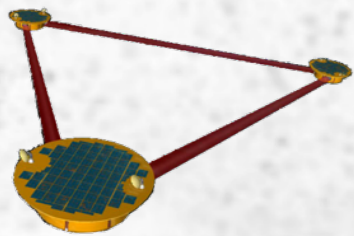
Transmission >108 kbits/s => ~7 heures de communication/jour

Maximum data rate and depointing losses in Ka band



Maximum data rate and depointing losses in X band



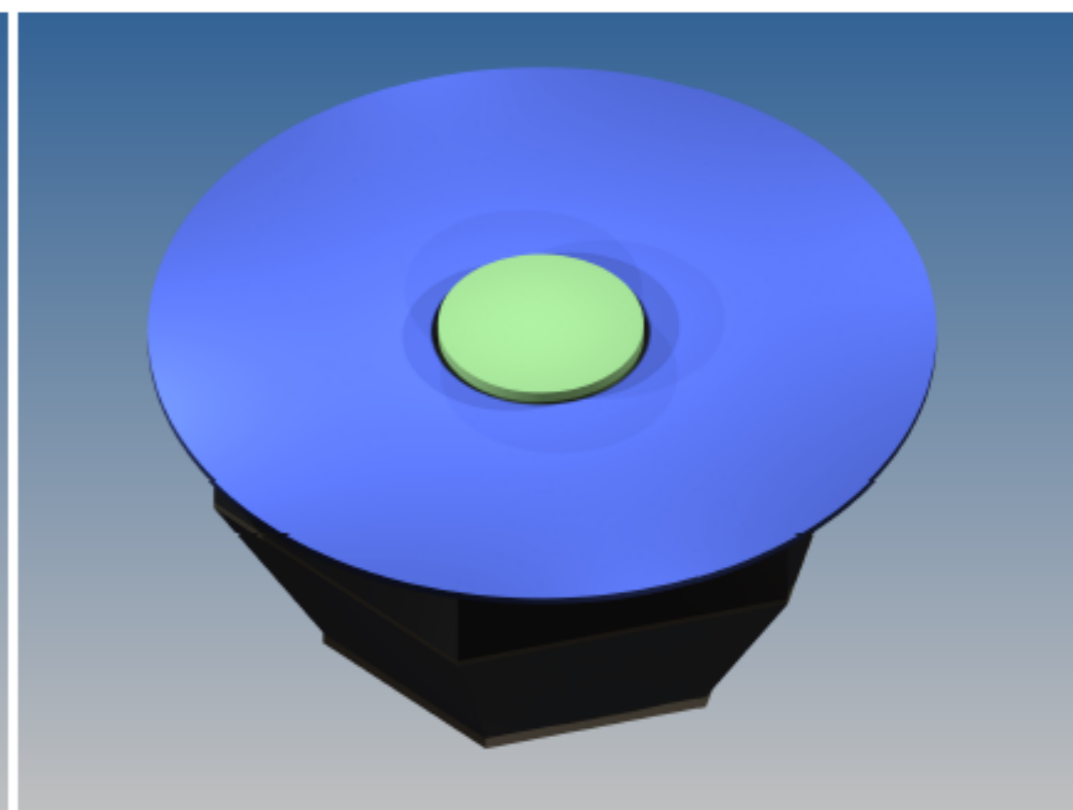
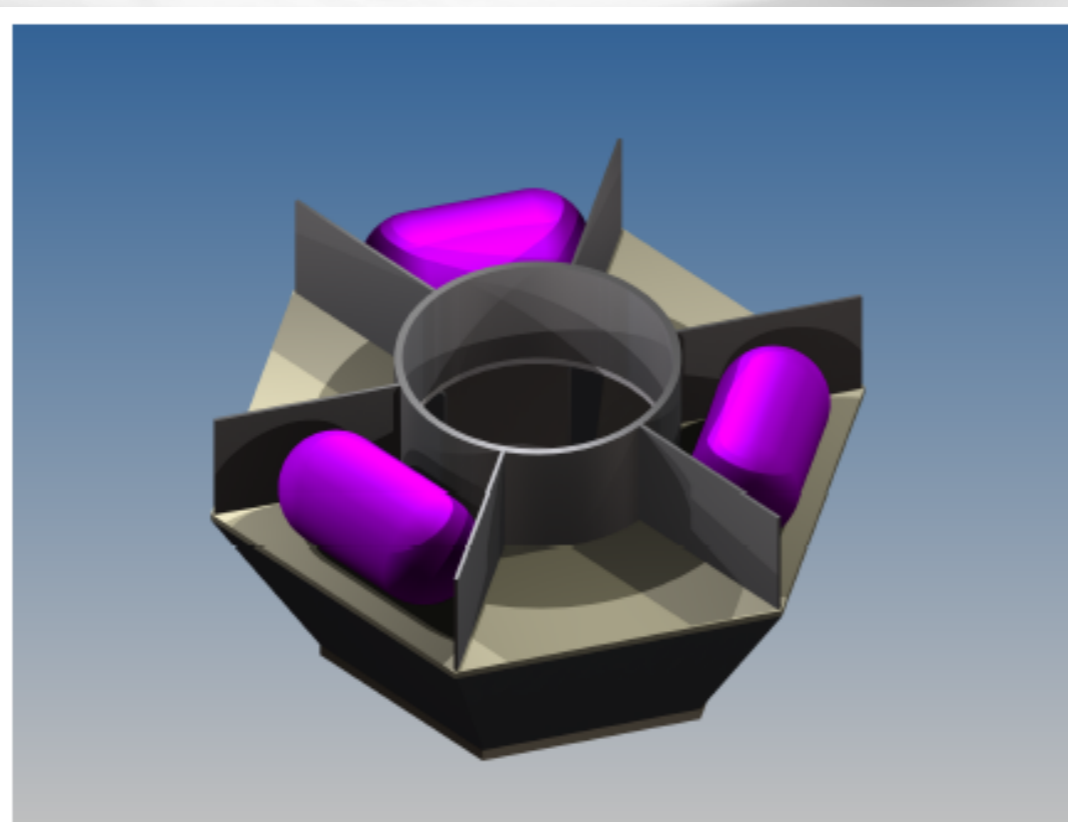


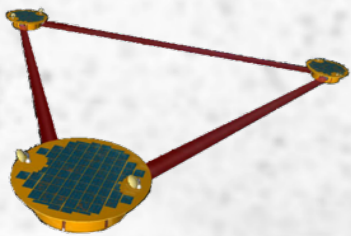
Budget de masse

- Masses “sèches” reprises de LPF et mise à l'échelle des études NGO : 1175 kg / satellite
- Carburant pour les modules de propulsion (par satellite) : 1025 / 1260 / 1340 kg
- Gaz froids pour la compensation de traînée (précisément connu grâce à LPF) : 20 g/jour => 90 kg sur 10 ans (avec marges...)
- => 6 076 kg au décollage (avec marges, 7 000 kg max)

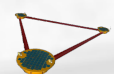
Parameter	Value	Comment
Scaling Factor	1.53	Ratio of LISA and LPF solar array areas
Mean Thrust per DOF	16.2 μ N	Scaled from LPF
DFACS Consumption	20.3 g/day	Scaled from LPF usage of 10 g/day
Mission Duration	10 years	Extended Mission
DFACS Cold Gas Mass	73.98 kg	
Maneuvers Cold Gas Mass	1 kg	De-spin, antenna rotation etc. From NGO
Total CG Mass	75 kg	
Total CG Mass with margin	90 kg	With 20% Margin

Table 5: LISA cold gas mass budget.

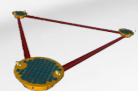




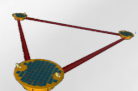
Technology Readiness Levels



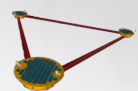
Evaluation de la maturité technologique des éléments principaux de la mission :



TRL 4 : démonstration en labo



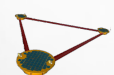
TRL 6 : modèle 'élégant' testé en environnement représentatif



TRL 9 : héritage direct d'un modèle de vol

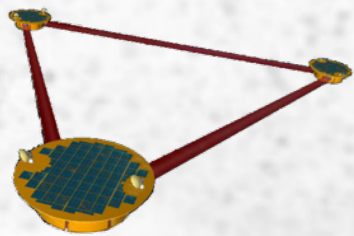


Tous les éléments LISA doivent être à (au moins...) TRL 6 en 2020/2024 ...



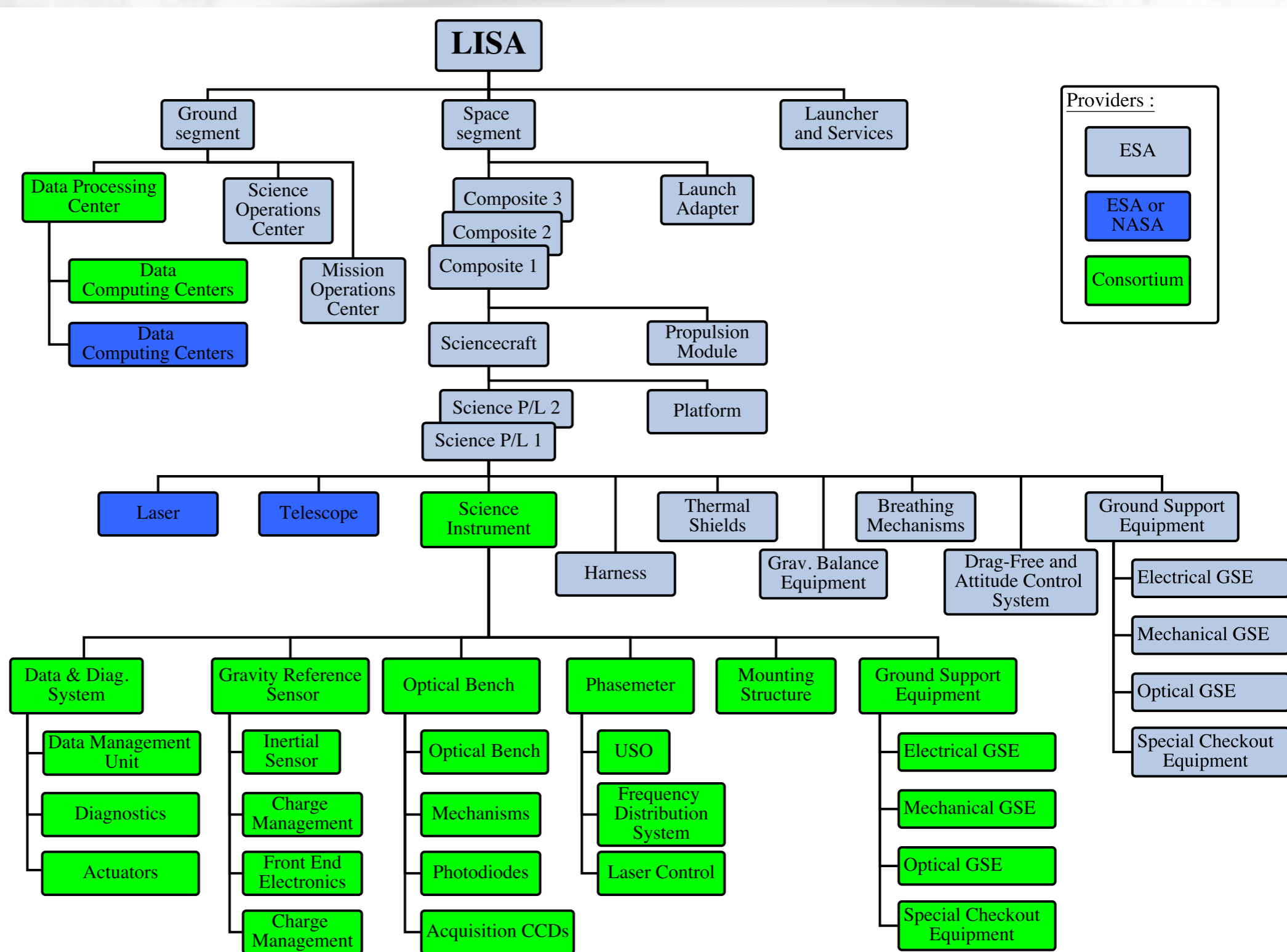
LISA est déjà une mission déjà très mature à ce stade ...

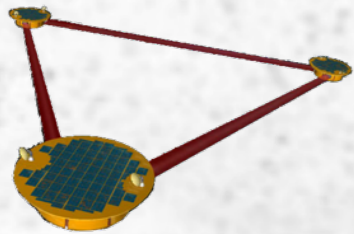
Technology	Status	TRL
Gravitational Reference Sensor Technologies		
Test mass electrostatic readout and actuation	On-orbit LPF performance used to develop sensitivity curve. Some flexibility allowed in Phase-A.	9
Caging and release mechanism	Launch-lock, release, and re-grabbing functions demonstrated on LPF.	9
Charge Management System	UV Charge control demonstrated on LPF.	9
- UV Source: Hg lamps	LPF Heritage (lifetime to be investigated).	6
- UV Source: LEDs	Development efforts in UK and US. Charge control demonstrated on torsion pendulum.	4
Drag-free Attitude and Control System (DFACS) Technologies		
DFACS control algorithms	18 DoF control demonstrated on LPF by both DFACS (ESA) and DRS (NASA) algorithms, performance meets LISA specs, LISA version will add constellation pointing requirements, performance simulated in prior LISA studies.	7
Cold Gas Micropropulsion	Thrust noise requirement demonstrated on LPF. Additional heritage from GAIA and Microscope.	9
Colloidal Micropropulsion	Thrust noise requirement demonstrated on LPF. Additional development required for redundancy and lifetime.	7 (head), 5 (feed system)
miniRIT & HEMP Micropropulsion	Laboratory work ongoing	4 & 3
Laser System Technologies		
Master Oscillator - TESAT NPRO	Full heritage (TESAT) on LPF and GRACE-FO. All requirements met.	9
Fiber Amplifier - TESAT	Significant flight heritage at required power levels (NFIRE, TerraSAR, AlphaSat, Sentinel). Laboratory campaign to verify phase fidelity underway (CFI component).	5
Fiber Amplifier	Ongoing development effort at GSFC. Meets noise requirements including side-band stability. Partial environmental testing done. 2.5 W output power (CFI component).	4
Frequency Reference Cavity	Flight Optical cavities for GRACE-FO delivered and demonstrated in laboratory (US) to meet all LISA requirements. Equiv. European development ongoing	8
Master Oscillator - ECL	Ongoing development effort at GSFC in partnership with US industry.	4
Optical Bench Technologies		
Bonding Technology	Alignment stability and displacement noise requirements demonstrated on-orbit with LPF.	9
Fibre injectors	Pointing stability and beam quality requirements demonstrated on-orbit with LPF. Prototype for LISA has been raised to bread-board level.	5
Manufacturing	Efforts underway (UKSA & ESA funded) to optimize manufacture process to reduce construction time and schedule risk.	4
Photoreceivers - US	Two parallel efforts at JPL and GSFC in partnership with US industry. Laboratory prototypes demonstrate improved noise performance.	4-5
Photoreceivers - DLR/Adlershof	Heritage from GRACE-FO (TRL 8), requires moderate performance improvements.	4
Interferometric phase reference	Several variants studied in laboratory environment. Design and testing consolidated under ESA-funded activity.	4
Pointing Mechanisms	Two prototype Point-Ahead Angle (PAA) mechanisms developed (TNO & RUAG) and tested in a laboratory environment.	4
Telescope Technologies		
Optomechanical Stability	Pathlength stability of a representative metering structure demonstrated in laboratory.	4
Optical Truss	Risk mitigation against insufficient optomechanical stability. Some heritage from GAIA but requires adaptation to LISA requirements.	4
Pointing - Articulated Telescope	Four-optic fixed mirror design developed and prototyped. Candidate articulation actuator noise performance validated in NASA laboratory study.	4
Pointing - In-field Guiding	Optical design completed and prototyped (Airbus DS), including candidate optical bench interface.	3
Phase Measurement System Technologies		
Complete functionality	German / Danish Phasemeter from ESA CTP and JPL lab work	4
Core functionality	JPL Phase measurement, DWS angle sensing, closed-loop laser frequency control demonstrated on GRACE-FO flight units	8



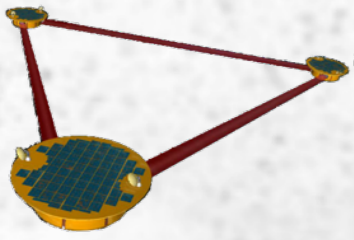
Arbre produit

➤ Schématise les principaux livrables du Consortium, de la NASA, de l'ESA.

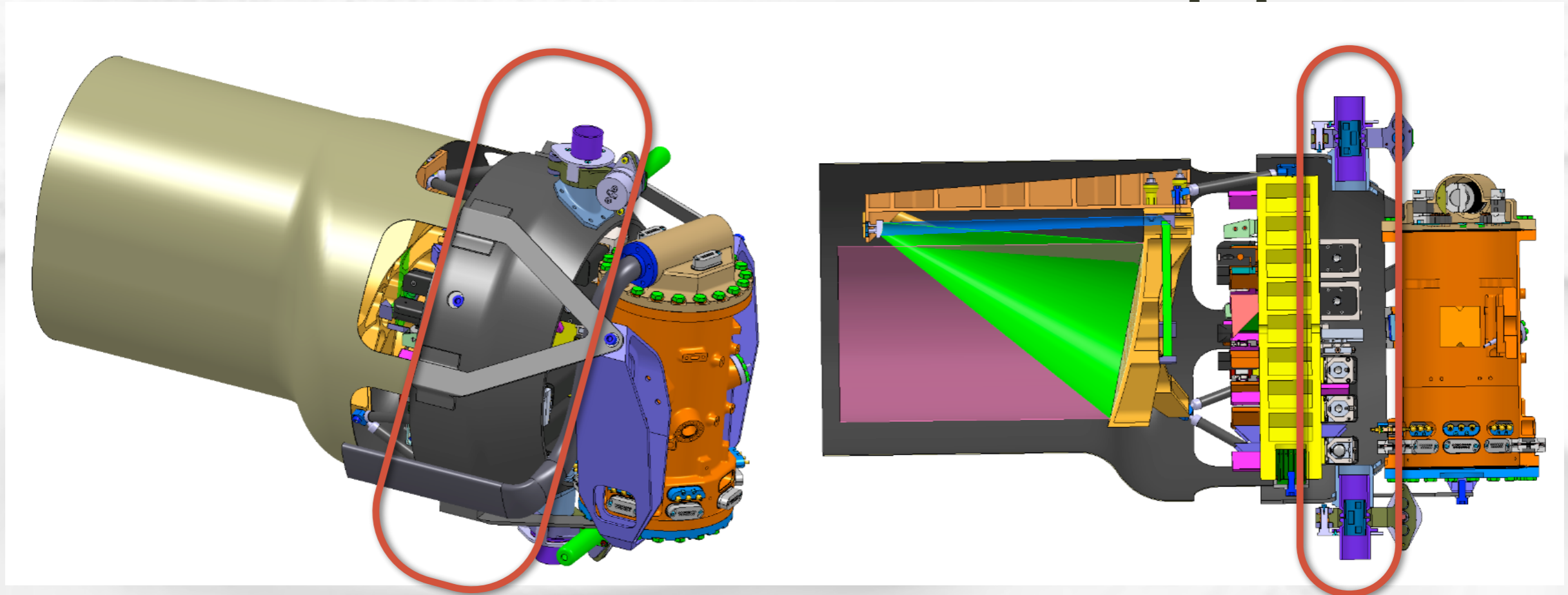




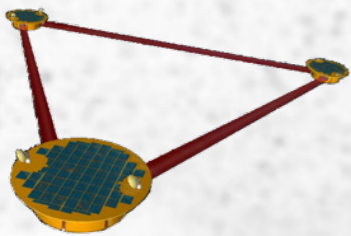
Autres contributions



Structure support

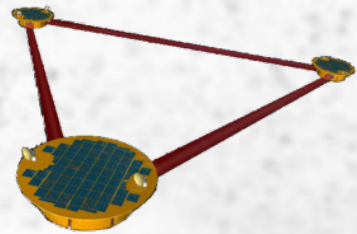


- Assure la liaison mécanique entre le GRS, le banc optique, la plateforme (et le télescope ?)
- Contrainte principale : stabilité mécano-thermique et pivot avec la plateforme
 - Structure en fibres de carbone (a priori...)
- Interfaçage (mécanique et/ou optique) complexe avec la plateforme (resp. ESA / Prime Industriel) et (probablement) NASA (télescope)
 - La contribution française dépendra des détails du design et du partage des responsabilités

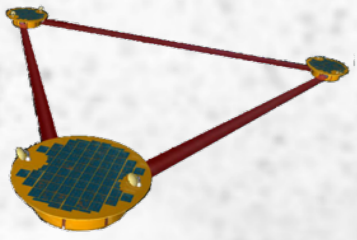


Détecteurs gamma auxiliaires

- La constellation LISA offre une configuration très favorable à une triangulation par temps de vol
 - Base triangulaire de 2,5 Mkm de côté connue avec une précision décimétrique
 - Synchronisation des horloges des satellites à ~ 1 ns
 - Position absolue des satellites connue à < 1 km
 - Mieux à posteriori (reconstitution orbitographique)
- Idée : embarquer des détecteurs gamma pour étudier les (éventuelles) contreparties haute énergie des coalescences d'objets compacts
 - Contrainte : simple, mature, robuste, peu de télémétrie, aucun impact sur la mission principale
 - Design 'conservateur' : BGO + PM ; évolution possible vers des SiPM ?
- Pas plus qu'une idée pour l'instant
 - Proposée par F. Lebrun et P. Laurent (CEA/APC)
 - Doit être précisée (notamment le coût !) et soutenue par un laboratoire / institut expert du domaine...
 - Doit également être revue et approuvée par le Consortium avant d'être proposée aux agences

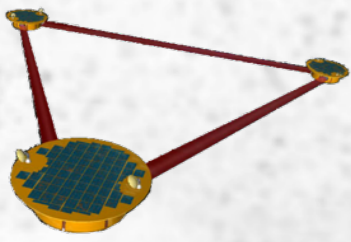


Travaux en cours



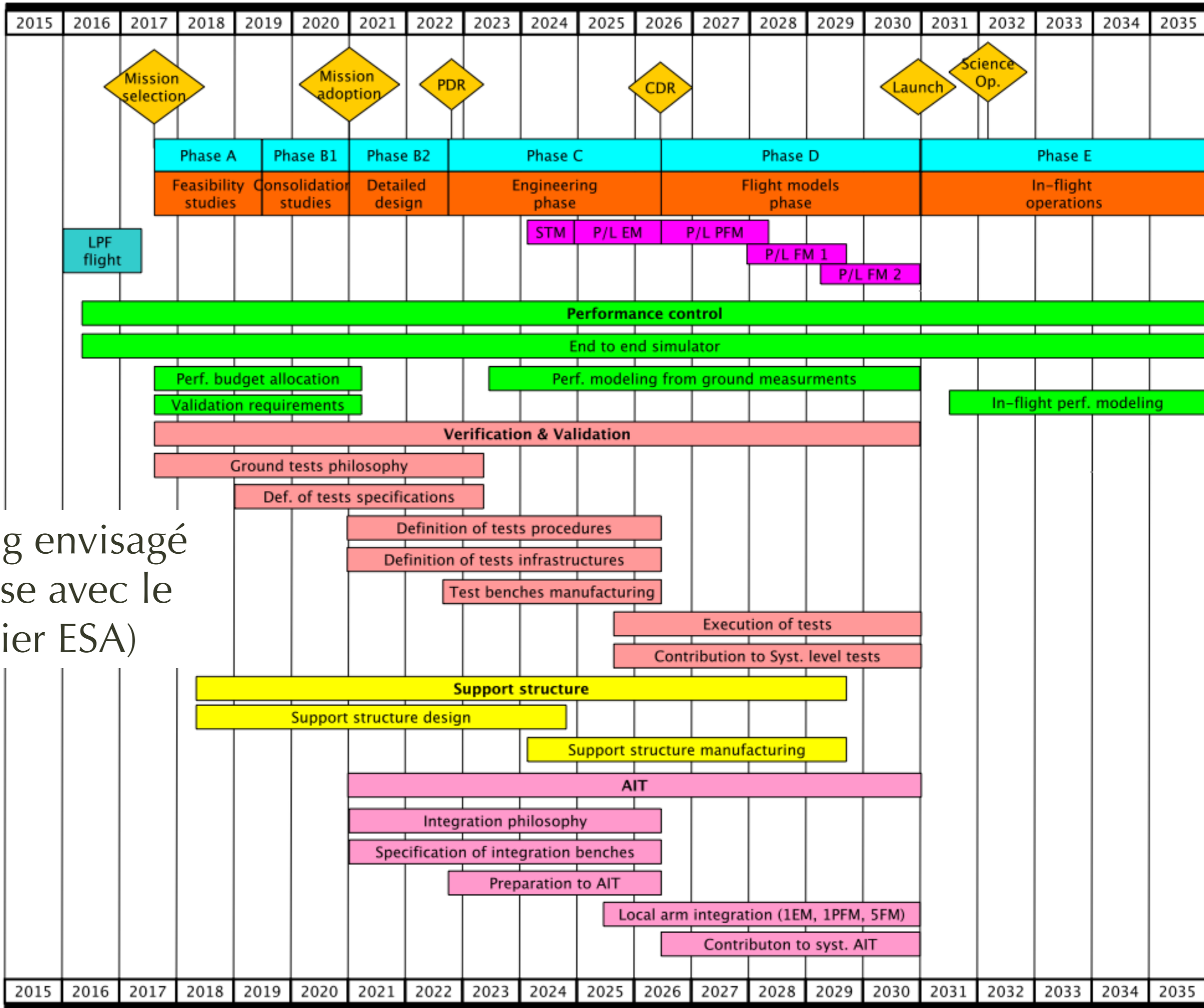
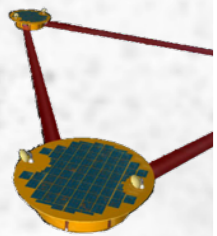
Travaux en cours

- Identification des étapes d'intégration (Phase 0 avec le CNES)
 - Bancs et équipements supports
 - Infrastructures
 - Moyens humains
 - Budget de performances (en particulier des bancs de test)
 - Coût ...
- Mis à jour / interaction avec la phase 0 ESA en cours
- Implication d'autres laboratoires dans la collaboration technique
 - Aujourd'hui : APC, ARTEMIS/OCA, LMA
 - Probable : LAL
 - En discussions : LAM, CEA/IRFU ...



Travaux en cours

- Suivi de la définition des interfaces et partage de responsabilités avec les partenaires hors Consortium
 - Quelles responsabilités pour la réalisation de l'interface mécanique ?
 - Interface charge utile et plateforme : ESA et/ou Prime industriel
 - Interface optique (et mécanique ?) télescope : ESA et/ou NASA et/ou ?
- Proposition de partage de responsabilités au sein du Consortium (par rapport aux activités AIVT)
 - Philosophie générale : un 'contributeur' (pays membre ou industriel) est responsable de
 - La réalisation et la validation de son équipement seul
 - La livraison à l'intégrateur instrument des moyens de test unitaires (bancs de test et, si nécessaire, opérateur)
 - La livraison à l'intégrateur instrument des bancs de simulations électroniques / optiques (SCOE)
 - Le développement et la livraison des modèles numériques de simulation de l'équipement



Planning envisagé
(en phase avec le
calendrier ESA)