Atelier « Météorologie : de l'atmosphère à l'espace »

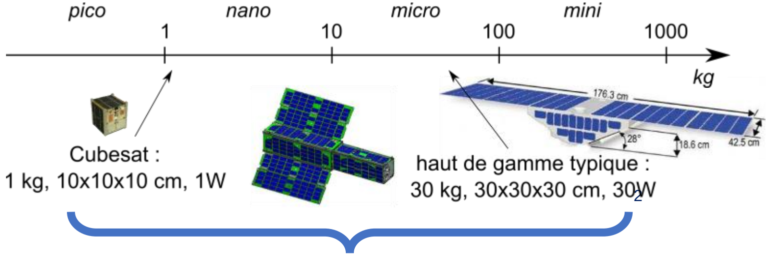
Etudes de missions à base de nanosatellites au CNES

André LAURENS – CNES/PASO

Origine : étude PASO Nanosats en 2013-2015

Objectifs

- Apporter un éclairage sur les types de mission que les nanosats permettraient de réaliser
- Identification de missions, de communautés clientes, de pistes techniques à suivre ou soutenir + modalités d'intervention / d'organisation, opportunités de coopération internationale



Le gabarit nanosat considéré

Première question : qu'est-ce qui se fait dans le monde?

- Inventaire quantitatif / qualitatif, technique / organisationnel / programmatique

Conclusions : constat d'une activité riche dans les domaines technologique et scientifique

- de nouveaux paradigmes technico-économiques possibles,
- des enjeux et des modalités de développement différentes du spatial traditionnel

2013 à 2016 : divers ateliers organisés par la communauté scientifique française

- Intérêt pour les nanosatellites scientifiques : enseignement, démonstration, « première science »

2015 : atelier nanosatellites CNES + communauté scientifique française à la demande du CPS

- Expression d'un **intérêt évident pour des utilisations scientifiques** de ce gabarit
  - Présentation de 2 premières idées : NanoMagSat et NOIRE
- Décision de **lancer quelques phases 0 dédiées** dans le but de « tester » l'intérêt des nanosats pour la science

Etude PASO Nanosats de 2013-2015

Conclusion structurante : un nouveau gabarit, des capacités différentes

➔ Systèmes spatiaux : tirer parti explicitement de la petite taille

- nouveaux paradigmes, jusqu'alors inaccessibles ne serait-ce qu'économiquement parlant

Les constellations, grappes, essaims…

- Echanger de la performance individuelle contre la mesure multipoint, la couverture spatiale et temporelle
  - Quelle performance individuelle minimale pour que la mesure garde un sens?
  - Quelles contraintes supplémentaires sur le système, sur les éléments?
  - ➔ Pas de réponse toute faite : à étudier en fonction de la mission
- Echanger de la fiabilité/durée de vie individuelle contre de la robustesse au niveau système (résilience)
  - Quel coût pour quelle durée de mission/service?
  - Quelle équation économique pour des satellites « jetables »?

Cubesat or not cubesat?

- Missions « deep space » : un minimum de fiabilité / enjeu
  - Survivre à la croisière, à l'environnement spatial
  - Landers, etc. : pertinence du format cubesat?
- Compatibilité COTS avec une mesure scientifique « propre » ?

➔ **Petits, oui mais pas forcément pas chers !**

Phases 0 Nanosats pour la Science

Sciences de l'Univers

GNSS-RO (cf. Dominique Raspaud)
ULID *aka DemoSMOS*
C3IEL (cf. Eric Defer)
IONOGLOW

NanoMagSat

NOIRE
RENSEM *aka NETSSEM* (cf. François Leblanc)

Sciences de la Terre

ULID
Unconnected L-band Interferometer Demonstrator

François CABOT, Eric ANTERRIEU – CESBIO
Linda TOMASINI – CNES / PASO

cnes
CENTRE NATIONAL D'ÉTUDES SPATIALES

ULID / DemoSMOS : Contexte et objectifs

Historique : phase 0 SMOS-Next menée en 2012-14

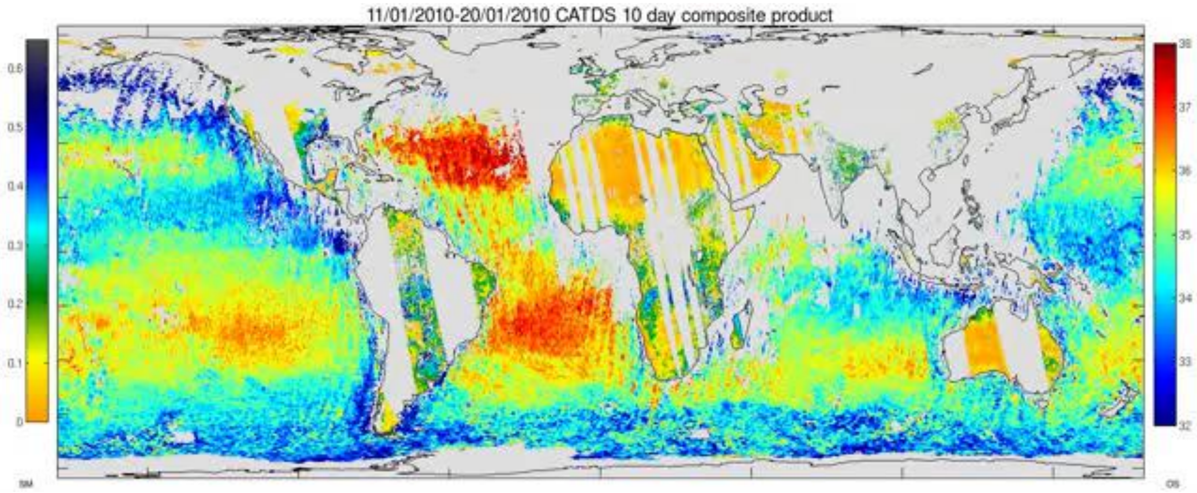
- Expression du besoin mission pour l'observation de l'humidité des sols et la salinité des océans → Résolution spatiale kilométrique
- Travail théorique sur plusieurs concepts de mesure :
  - Synthèse d'ouverture spatio-temporelle
  - Corrélation dans Fourier
  - Généralisation SMOS

→ *Aucun concept validé ne permettait de répondre au besoin*

Etude d'un nouveau concept : phase 0 conduite en 2017

- Etude d'un démonstrateur **d'interférométrie non-connectée** et du principe de mesure par synthèse d'ouverture spatio-temporelle
- Scénarios à base de nanosats

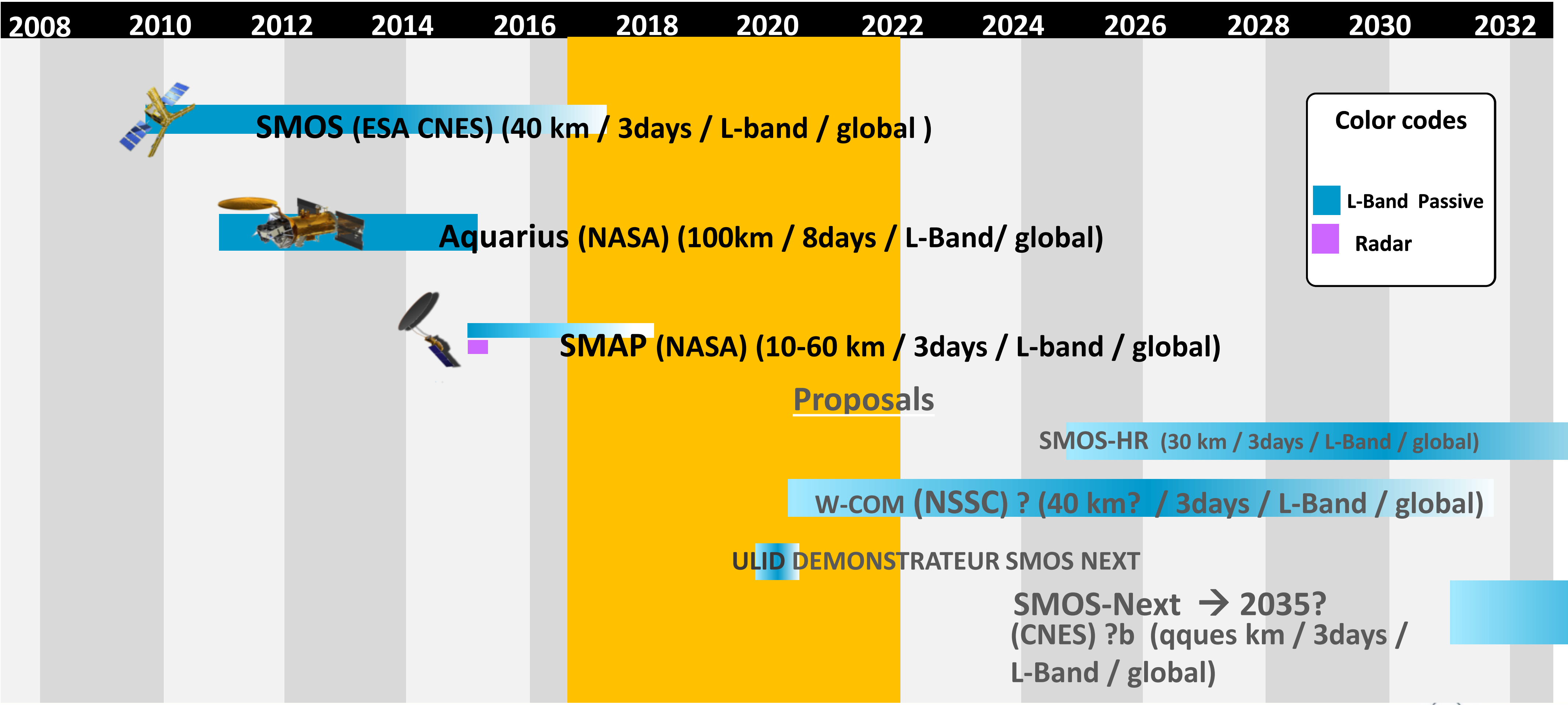
ULID : Mission



Context

- **SMOS heritage**
  - Benefit of continuous measurements of Soil Moisture and Ocean Salinity demonstrated
  - Passive microwave at L-band most effective for absolute soil moisture and ocean salinity
  - Resolution enhancement techniques proven effective (merging other sources, active and/or passive)
  - Progresses in interferometric measurement processing
- **Follow up mission design study (2014) conclusions**
  - Main limitations are **spatial resolution** and **RFI contamination**
  - **At least 10 times better resolution is expected (4km)**
  - Radiometric accuracy same at the very least (2K)
  - Revisit equivalent (3 days)
  - Directional capability a clear asset

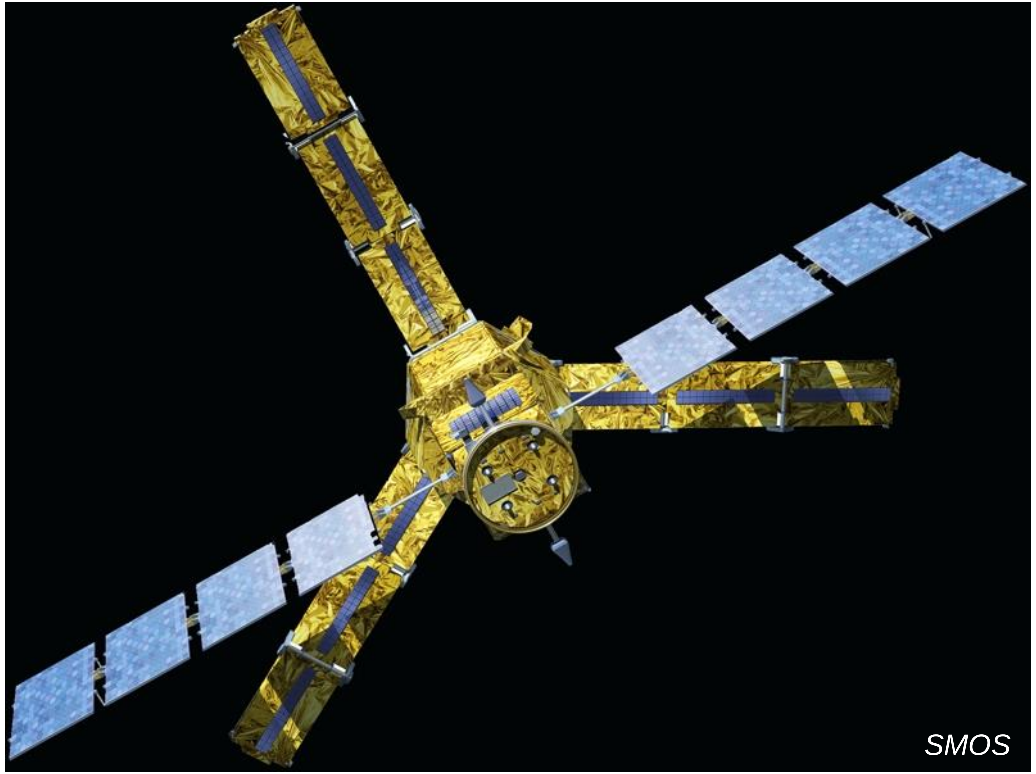
ULID / L-Band radiometry missions



Instrument concept

Comparison of Techniques

- Real aperture
  - Excellent sensitivity
  - Effective RFI mitigation technique available
  - Large mobile structure
  - Added complexity to on orbit maneuvering
- Interferometer
  - Directional capacity
  - Higher spatial resolution available
  - Modular payload
  - Radiometric accuracy rapidly decreases



SMOS

ULID : Configuration de référence

Vol en formation « non contrôlée »

- Au moins 2 antennes, séparées de quelques dizaines de m
  - mais 3 serait bien mieux
- Orbite SMOS utilisée comme référence 6am-6pm
- Mouvement relatif obtenue par combinaison : Oscillation (hors-plan) + Révolution (dans-le-plan)

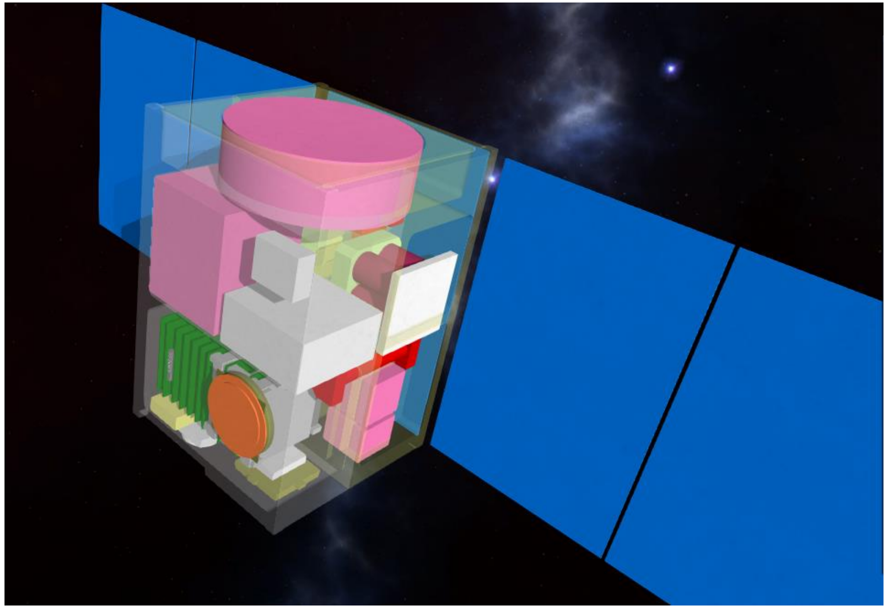
➔ La solution de vol en formation retenue garantit la constitution des lignes de base voulue

➔ Restituer la « forme » de l'antenne pour le traitement interférométrique

ULID : Satellites

Modèle 12U type Angels (Nexeya)

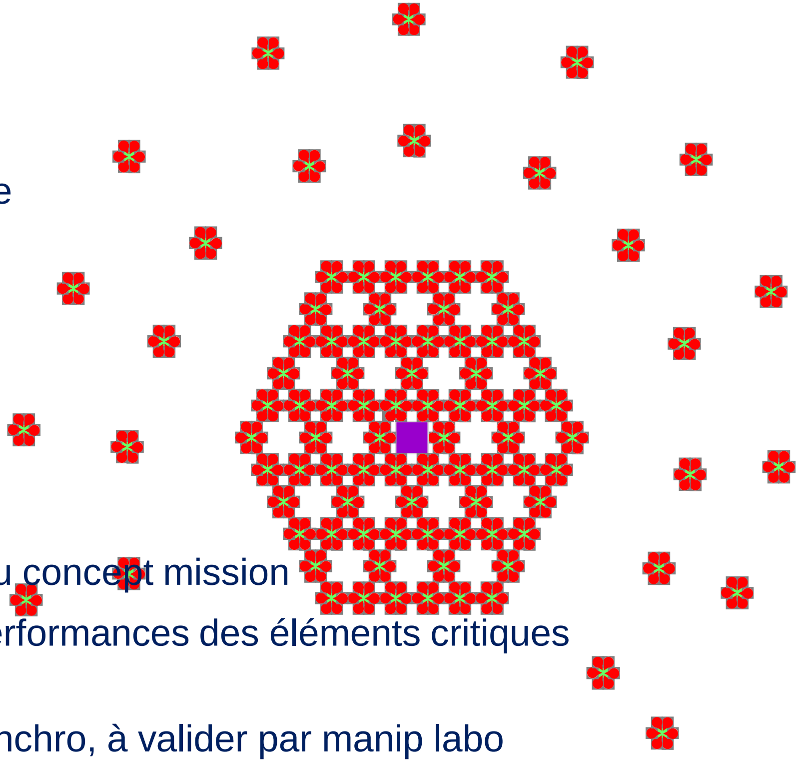
- GS, 3 roues, magnétocoupleurs, 2 senseurs solaires, 1 senseur stellaire, propulsion gaz froid, télécoms bande S, X
- Charge utile bande L : Front end inspiration LICEF + Chaine de traitement bord
- Possibilité d'une liaison wifi à étudier



Fonctions « système instrument »

- Détermination de la ligne de base
  - Connaissance de la position relative des antennes < 3mm
- Datation relative
  - Connaissance des biais d'horloge et dérive pendant la mesure < 10-11s
- Echantillonnage
  - Couverture de la bande d'analyse et des bandes adjacentes pour détermination autonome de la ligne de base

ULID : Perspectives



ULID est une préfiguration d’un système plus complexe

- Sa durée de développement devrait donc être nécessairement réduite
- Car le système complet sera beaucoup plus long à développer
- Sauvegarde de la bande L

Plan de travail phase A de maturation

- Simulation « end-to-end »
- Définition du scenario d'acquisition
- Définition des produits de la mission et des méthodes de validation du concept mission
- Bilan de performances de la chaîne d’acquisition + vérification des performances des éléments critiques identifiés
- Elaboration d’une méthode de levée d’ambiguïté de phase pour la synchro, à valider par manip labo
- Consolider le plan d’utilisation des fréquences
- Conception du *front end*
- Analyse d’un scénario à 3 satellites

C3IEL

Cluster for Climate and Cloud Imaging of Evolution and Lightning

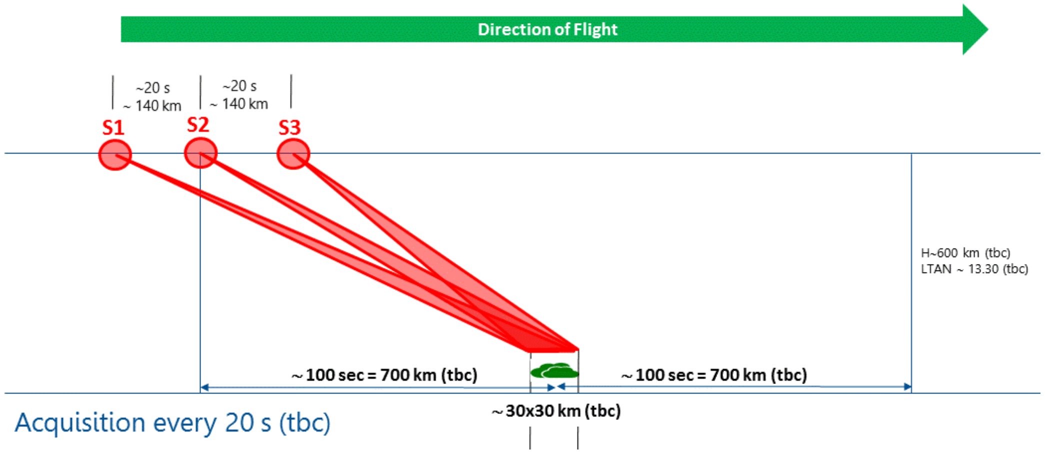
Christine FALLET, Claude FRATTER – CNES / PASO
Pierre TABARY – CNES / TEC

cnes
CENTRE NATIONAL D'ÉTUDES SPATIALES

La mission

- Après Vénµs → projet de mission franco-israélienne (CNES – ISA) « quick and cheap »
- Phase 0 conjointe en cours depuis 2017
- Train de 2 à 4 nanosats embarquant une suite d'instruments → étude HR des nuages (20 m)
  - 2 à 4 caméras visibles (avec canal vapeur d'eau) → 3D
  - 1 à 2 imageur(s) + photomètre(s) d'activité électrique → orages
  - 1 à 2 µspectromètre(s) → chimie
- Observation coordonnée de scènes nuageuses sur des fenêtres de 200 secondes, avec des prises de vue simultanées sous différents angles toutes les 20 secondes (10 multi-prises de vues au total)
- Mesures à contextualiser / combiner avec d'autres observations (issues des GEO, JPSS, …)

Synergie instrumentale



~ 20,000 scènes nuageuses intéressantes échantillonnées sur 2 ans

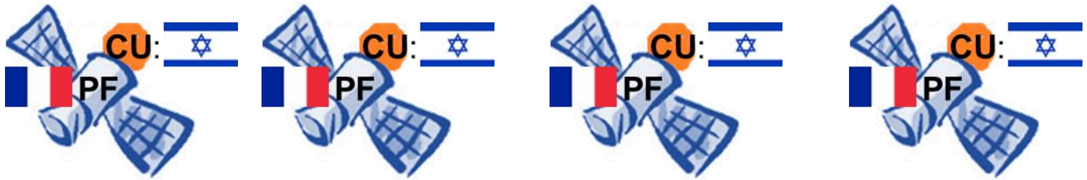
Les instruments, mesures et retombées scientifiques

Instrument	Mesures
Caméra visible	Mesures du développement vertical et horizontal des nuages **à haute résolution spatiale (20 m)**
Caméra vapeur d'eau	Mesures de la vapeur d'eau autour et au dessus du nuage (100 m – 1 km)
Imageur d'éclairs + photomètre	Mesures de l'activité électrique en lien avec la convection (y compris aux hautes latitudes)
Micro spectromètre	Mesures de H2O + NOx, O_3 produit par l'activité électrique au sein du nuage

Retombées scientifiques attendues

- Progrès sur les processus des nuages convectifs à l'échelle des processus
- Progrès sur les interactions vapeur d'eau – aérosols - nuages
- Progrès sur les liens entre convections - activité électrique - production de NOx & O3
- Progrès sur le lien entre échelle régionale et échelle globale donc climatique

Le partage des responsabilités



PF = 6 ou 12U?

Segment spatial

Nombre de satellites : 2 à 4
Charges utiles (à répartir sur les satellites) :
- Caméras visibles (incl. canal vapeur d'eau) : 2 à 4 (1 / PF)
- Imageur + Photomètre électriques : 1 à 2 (1 / PF)
- µspectromètres : 1 à 2 (1 / PF)

Etablissement des spécifications en commun (mission, système, satellite)

Segment sol

Réseau de stations

Réseau multi mission CNES

Stations ISA

Centres de contrôle et de mission

CNES
Centre de contrôle satellite

Centre de mission

Centre d'expertise technique

IONOGLOW

Ionospheric Dynamic &Tsunami Airglow Detector

Josiane COSTERASTE – CNES / PASO

IPGP INSTITUT DE PHYSIQUE DU GLOBE DE PARIS
ONERA
cnes CENTRE NATIONAL D'ÉTUDES SPATIALES
Géo AZUR
cea
cnes

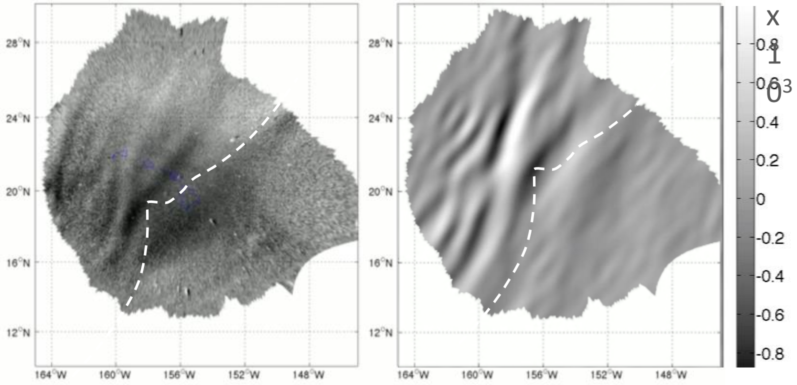
IONOGLOW : origines

2014 : première idée

- Proposition de l'IPGP au Séminaire de Prospective Scientifique du CNES
- Démonstration de mesure d'ondes ionosphériques générées par les séismes, sur la base d'un concept instrumental de caméra airglow compatible d'un format 3U

2017 : phase 0 pour instruire le concept

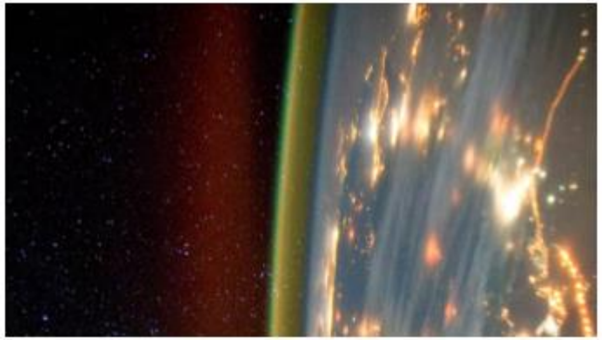
- Mission de démonstration sur nanosat
- Instrumentation : caméra airglow @ 630 nm compatible d'emport sur nanosat → physique de la mesure
- Concept mission : démonstration sur une orbite MEO

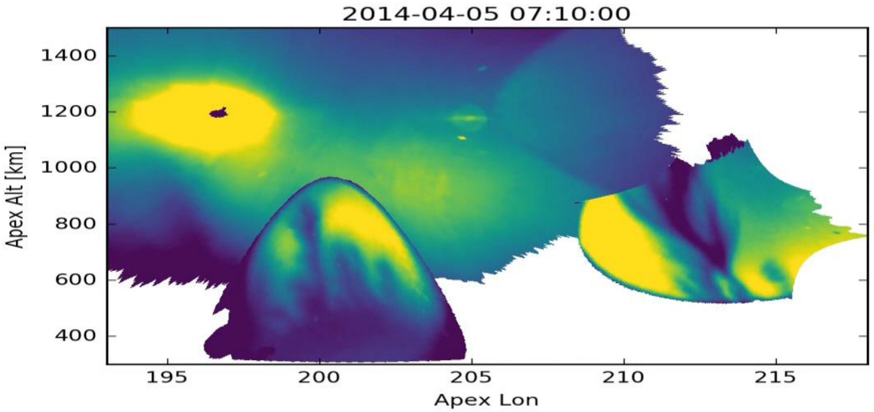


Mesures issues de caméras airglow sol

IONOGLOW : objectifs mission

- Définir les caractéristiques d'un télétsunami à des fins d'alerte à partir d'images de la ionosphère
  - Principe : l'interaction de l'onde de gravité générée par un séisme à la surface océanique s'amplifie et génère une modulation de l'airglow à 630nm caractéristique du tsunami
- Amélioration de la connaissance de la dynamique ionosphérique





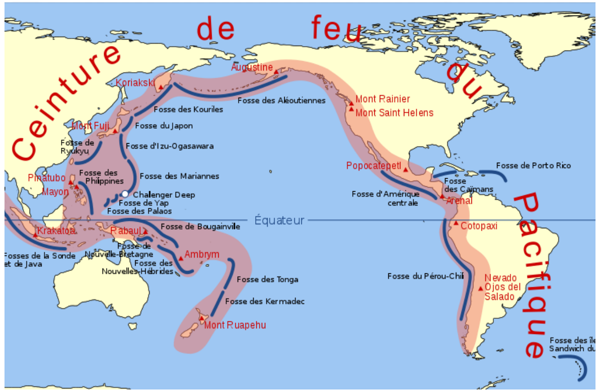
Mesures issues de caméras airglow sol

IONOGLOW : contraintes et solutions

Pour la détection de tsunami :

- Permanence d'observation : préférence pour l'orbite géostationnaire
  - MEO : probabilité insuffisante d'observer 1 événement dans la durée de vie et de visibilité

- Pointage sur la zone à observer : le Pacifique



➔ Système de détection grand champ ou scanner

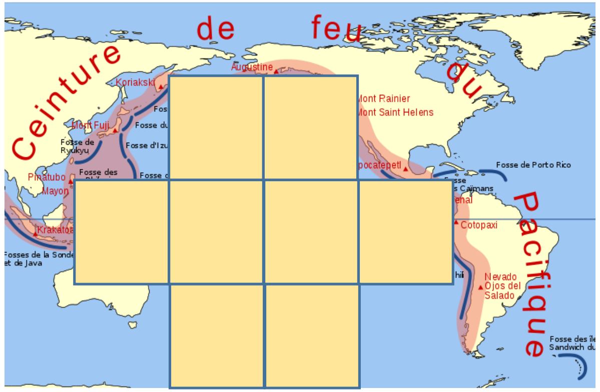
- Modulation d'une onde lumineuse
  - faible (1 à 15R)
  - sur un fond potentiellement élevé > 100R

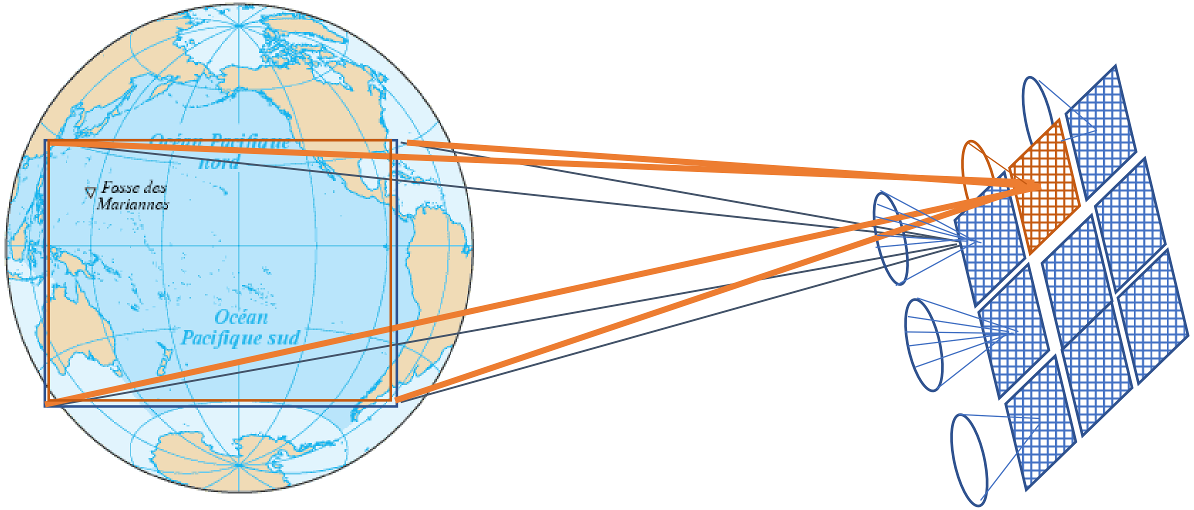
➔ Détection de nuit

- Structure sinusoïdale de même caractéristique spatiale que l'onde de gravité :
  - Période 40 à 300km
  - Vitesse de propagation : 50 à 250m/s

IONOGLOW : solutions

Instrument de type imageur radiomètre (scanner ou multi pupille)



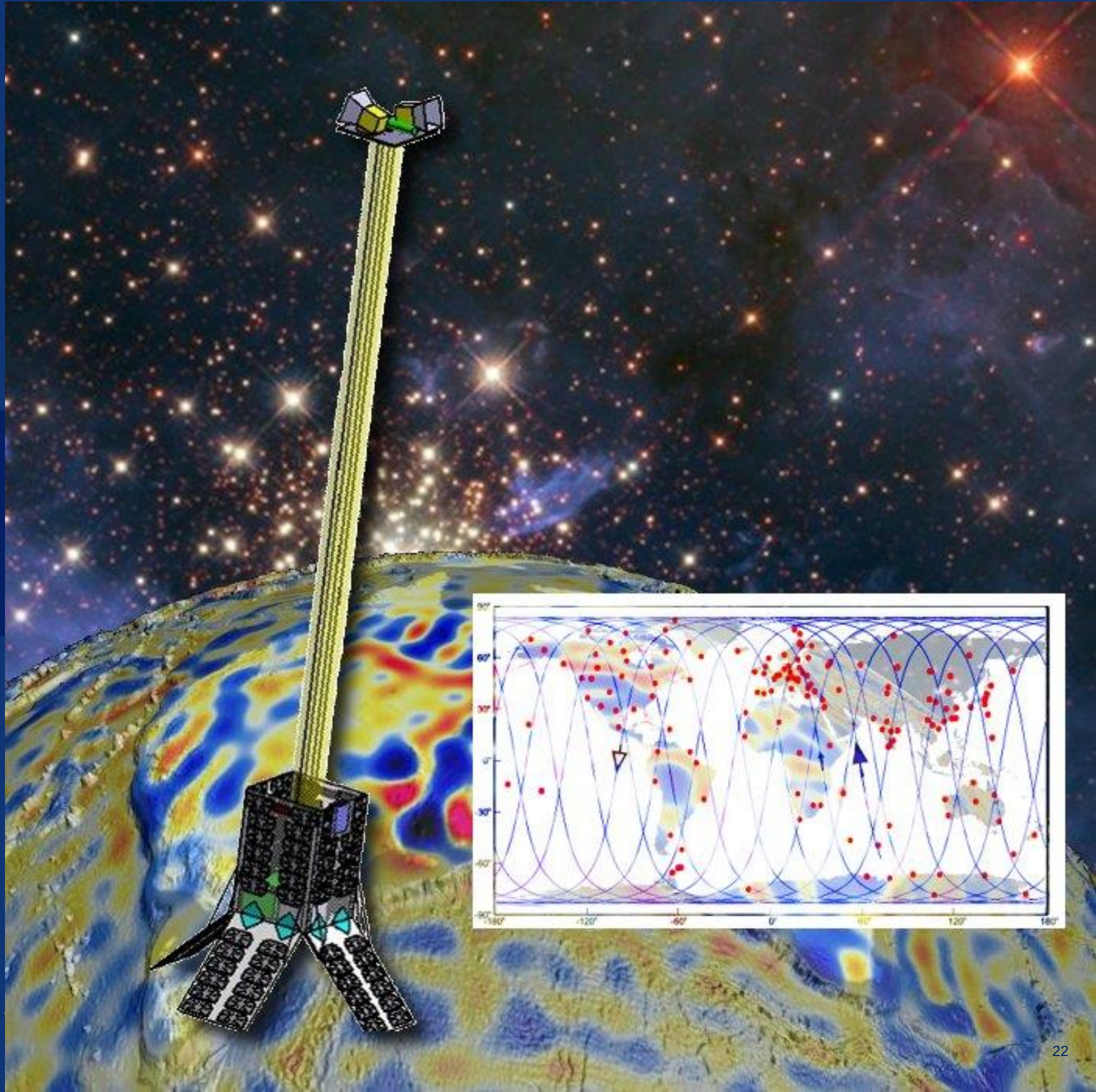


Taille de l'instrument :

- Pupille ≥ 20 cm, focale ≅ 20 cm
- Masse / conso estimées
  - compatible d'un emport passager sur PF GEO
  - mais pas d'un nanosatellite

NanoMagSat

Linda TOMASINI, André LAURENS
CNES / PASO



NanoMagSat

2014 : première idée d'un petit satellite pour la magnétométrie

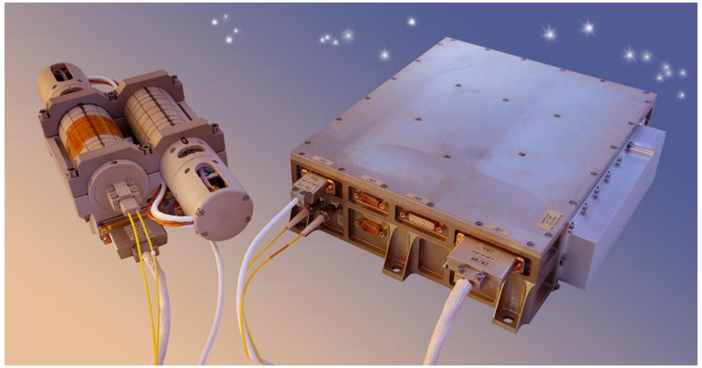
- Proposition de G. Hulot (IPGP) au Séminaire de Prospective Scientifique du CNES, basée sur le modèle de rechange de l'ASM de SWARM

2015 : atelier nanosats CNES + communauté scientifique française

- G. Hulot (IPGP) et J.-M. Léger (CEA-LETI) proposent une phase 0 dédiée
- Concept : embarquer la nouvelle génération de magnétomètre miniaturisé sur un nanosatellite pour une mission bas coût
- Missions : complémentaire de SWARM + précurseur d'un futur réseau de magnétomètres dans l'espace

ASM

- **Absolute Scalar Magnetometer**: héritage de SWARM, conçu et réalisé par le CEA-LETI
  - Principe : magnétomètre à pompage optique de l'hélium et résonance magnétique
  - Mise au point d'un mode de mesure vectoriel (à 1 Hz) validé pendant la mission SWARM



- Miniaturisation :
  - Des études préliminaires au CEA/LETI

Phase 0 NanoMagSat

Objectifs :

- Proposer des scénarios système répondant à des classes d'objectifs scientifiques
- Contribuer à l'évaluation de l'intérêt du gabarit nanosatellite pour les missions scientifiques.
- Identifier les besoins en études et actions de R et T à mener pour consolider le design et affiner les spécifications en observables

Etude menée en interne CNES avec support IPGP et CEA

	Objectifs	Performances	Charge utile
N°1	**Champ principal**	$\|\|B\|\|$: [0,1 Hz], $\sigma < 0.2$ nT B_{SAT} : [0,1 Hz], $\sigma < 1.5$ nT Restitution attitude < 5 ''	**ASM +** **Star trackers +** **Sonde de** **Langmuir + GPS**
N°2	**Champ crustal**	$\|\|B\|\|$: [0,1 Hz], $\sigma < 0.2$ nT B_{SAT} : [0,1 Hz] $\sigma < 0.8$ nT	
N°3	**Champ magnétosphérique**	$\|\|B\|\|$: [0,1 Hz], $\sigma < 1$ nT B_{SAT}: [0,1 Hz] s < 1.5 nT	
N°4	**Champ ionosphérique planétaire**		
N°5	**Etudes ionosphériques *in situ***	$\|\|B\|\|$: [1,250 Hz], $\sigma < 0.05$ nT B_{SAT}: [1,250 Hz, voire 1 kHz], $\sigma < 0.05$ nT Restitution attitude < 0.5°	**+ capteur vectoriel HF**
N°6	**Perturbations ionosphériques de grande échelle**	Te et Ne à 2 Hz, TEC	**+ GPS TEC**

NanoMagSat : applications et enjeux sociétaux

Enjeux liés à la connaissance du champ principal :

- La navigation (smartphones, navires, sous-marins, avions),
- Le pointage (antennes, etc…),
- La réduction de la signature magnétique des navires,
- La détermination et le contrôle de l'attitude des satellites,
- Le guidage des forages,
- La modélisation de la propagation des ondes radio,
- La détermination de la morphologie de la magnétosphère (ceintures de radiations),
- La prédiction à moyen terme des conditions magnétosphériques pour les satellites de longue durée de vie.

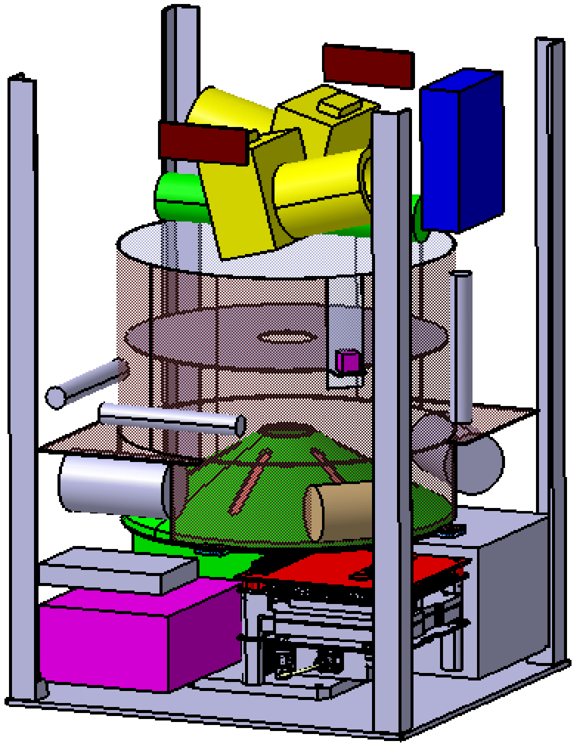
Météorologie spatiale :

- Surveillance de l'activité magnétique (état des courants magnétosphériques et ionosphériques) pour la prévention des problèmes sur les réseaux de distribution d'électricité ou les activités nécessitant des conditions magnétiquement calmes
- Surveillance de l'état de l'ionosphère (fourniture de paramètres en entrée des modèles ionosphériques, détection de perturbations) pour définir les zones perturbées de l'ionosphère pouvant donner lieu à des erreurs de localisation des systèmes GNSS, des pertes de signaux radio ou GNSS.

NanoMagSat phase 0 study

1) Exploration phase

- Science needs expression → Magnetosphere & Ionosphere science cases
  - Prioritized science goals + societal issues
  - Observational requirements : measurements + specifications
  - Payload elements : ASM, HF vector Mag, Langmuir probe, TEC GPS, …
- System and satellite concepts :
  - Orbits
  - Gravity gradient *vs* 3-axis stabilized
  - 6-12-27U CubeSat form factor



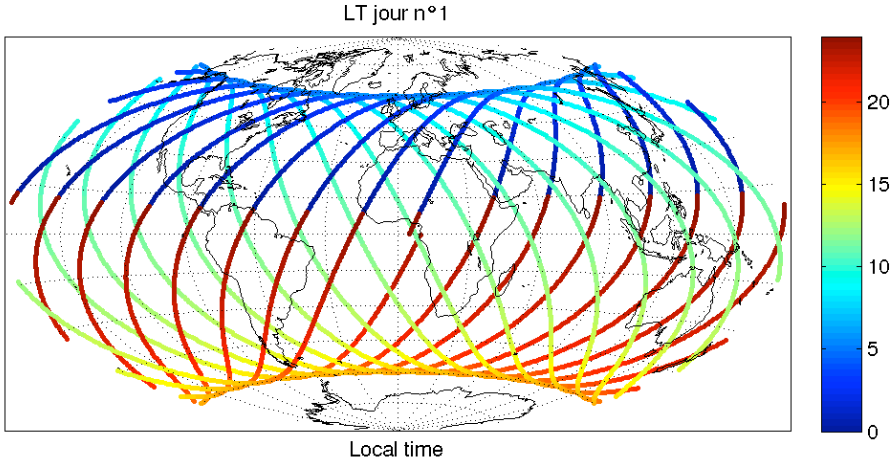
2) Predesign phase

- Payload composition and configuration
- Deployable boom concept
- Energy design and electrical architecture
- ADCS concept and
- Mechanical design and layout
- Thermal analysis
- Launch scenarios
- Feedback on science needs
- Cost assessment

Phase 0 study : Scenarios

Mission-oriented scenarios

- « SWARM Delta » : a complement to SWARM polar constellation
  - 60°-inclined orbit for a better local hours excursion
  - Polar orbit : more launch opportunities
- « Pioneer for a space magnetic field observatory » :
  - a polar constellation of nanosatellites as a complement to ground observatories network (InterMagnet)



System-oriented scenarios :

- Gravity gradient- or 3-axes stabilized(*) spacecraft
- 12U or 6U
- ISS launch option → shorter mission duration (few months)

(*) rejected

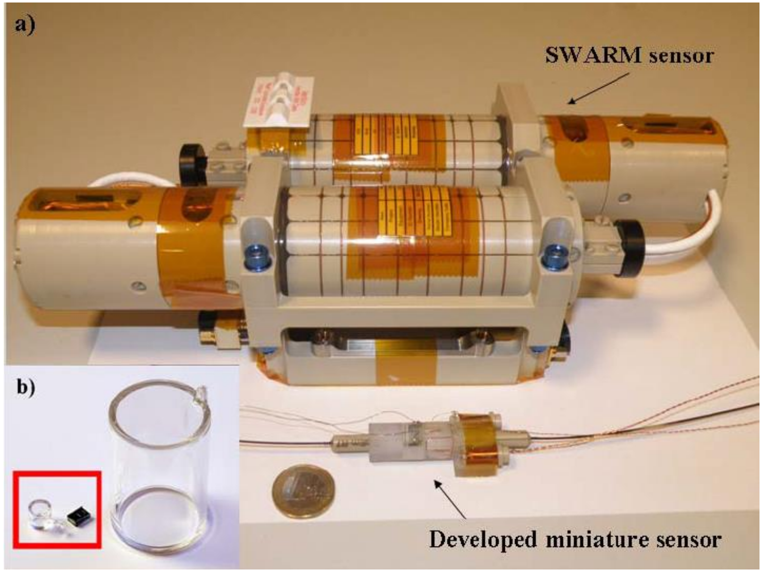
Payload Configurations

12U Scenario

- Miniaturized ASM : 250 Hz scalar mode, 1 Hz vector mode
- Star tracker for precise attitude determination (5 arcsec)
- High frequency vector magnetometer : TMR(*)
- TEC GPS

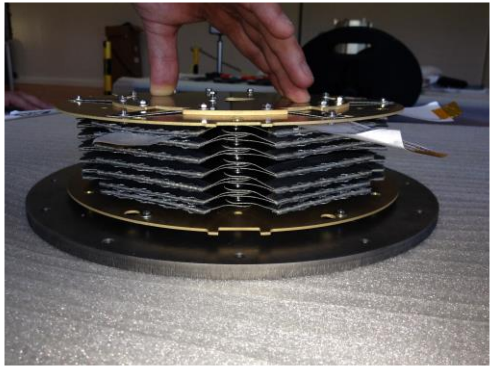
6U Scenario

- Miniaturized ASM
- Low-cost star trackers



(*) *Tunnel Magneto Resistance*

Deployable Boom : MA2C concept



Attractive features

- Passive
- High compactness (x20)
- Light : carbon, epoxy, Kevlar
- Harness protection

Multi-purpose

- Pull ASM away from S/C disturbances
- Gravity gradient stabilization

CNES patent

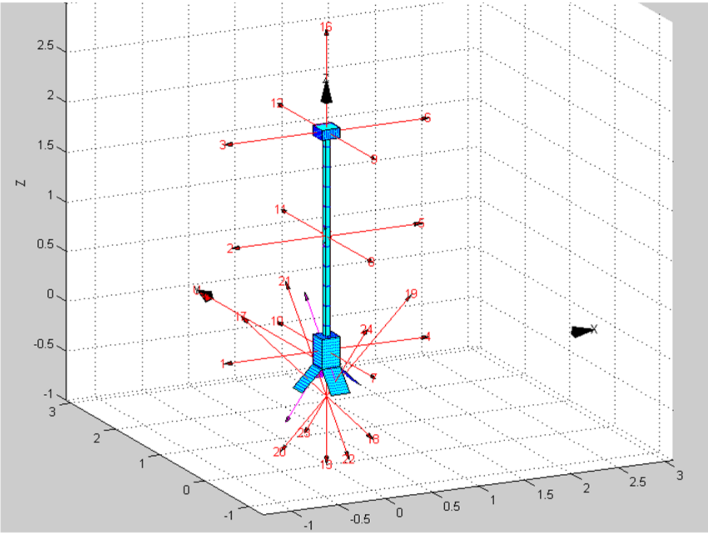
- Latécoère + CLIX + CRITT development

R&D needed to reach higher TRL

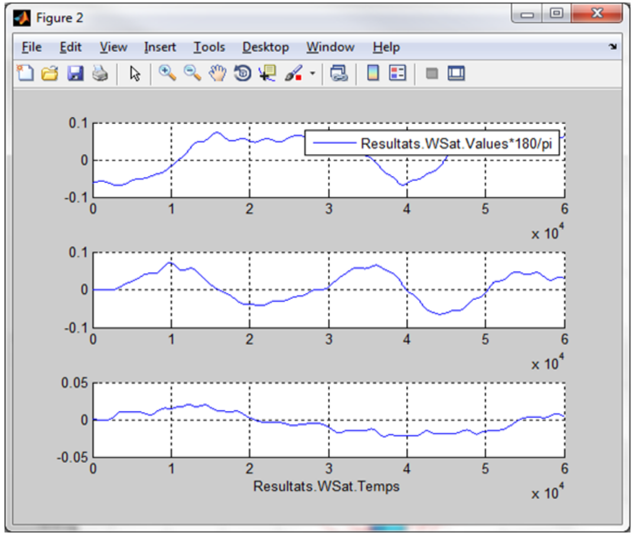
ADCS study

Nominal mode only

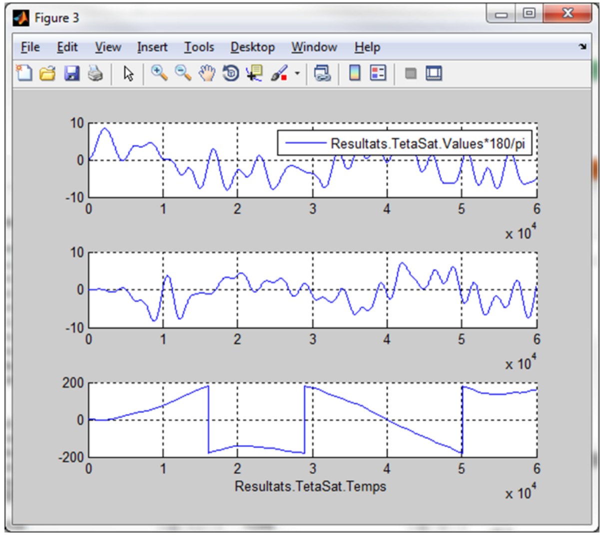
- Gravity gradient stabilization
- Initial detumbling with magnetotorquers



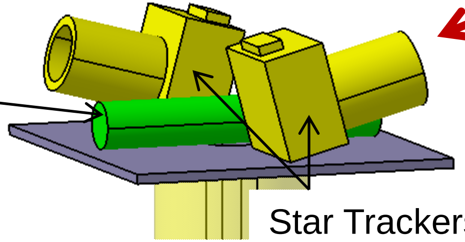
Angular speed in °/s



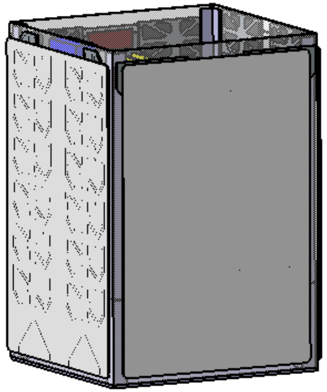
Attitude in °

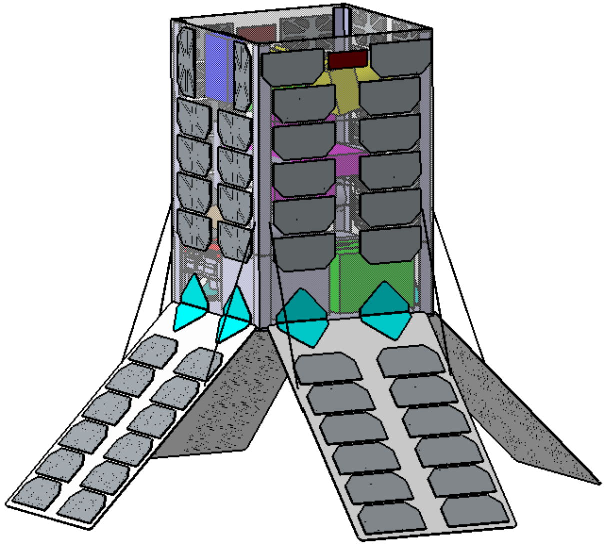


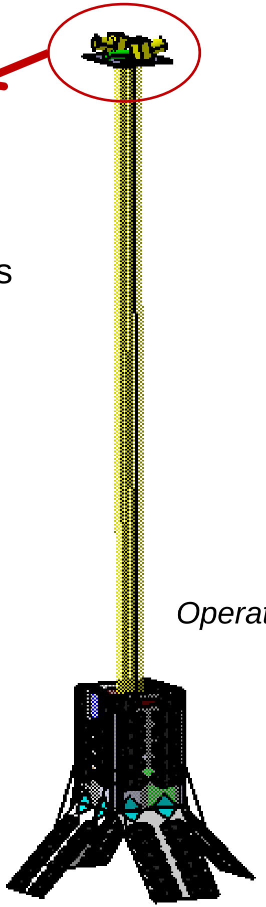
12U S/C Configuration (1/2)


ASM probe

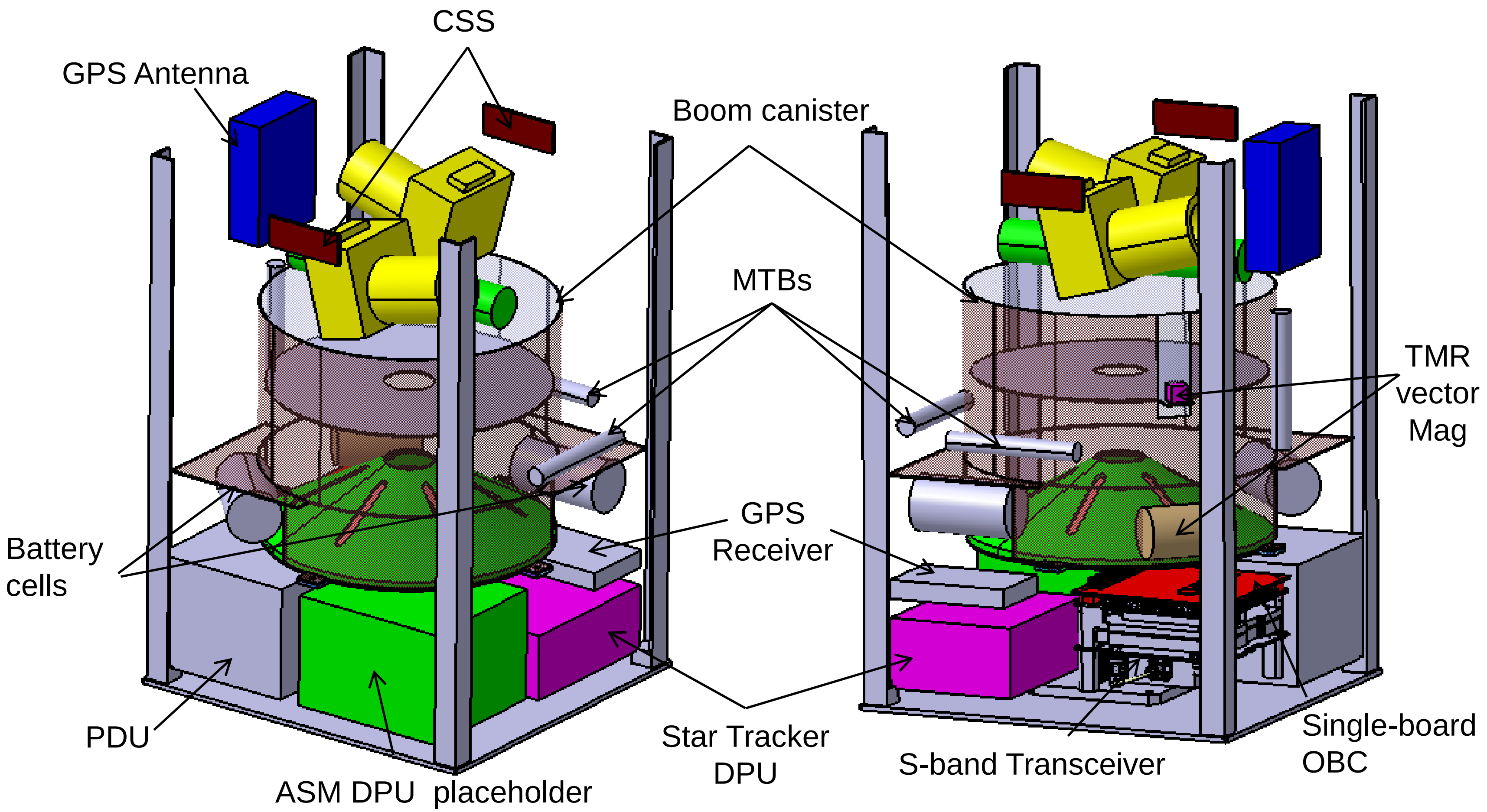
Star Trackers


Launch configuration

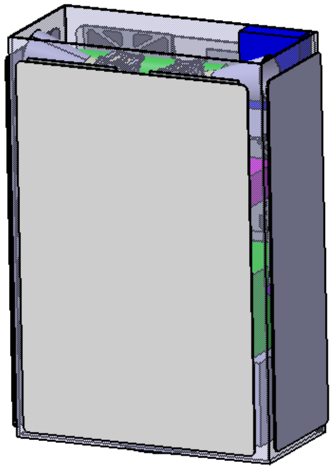

SA unfolded


Operational flight configuration

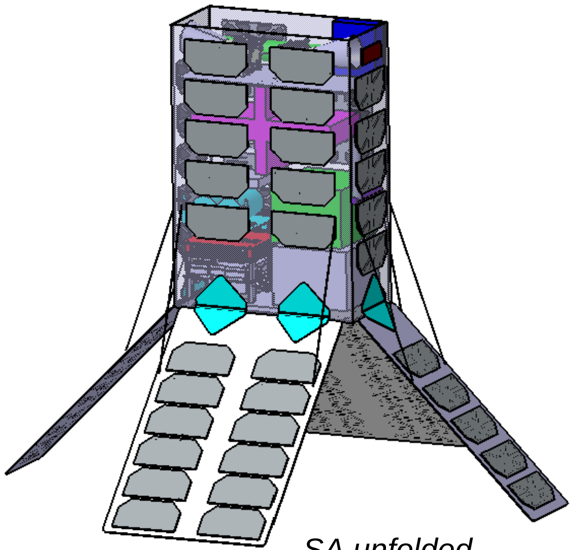
12U S/C Configuration (2/2)



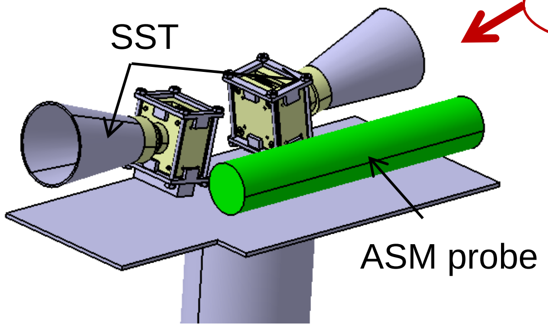
6U S/C Configuration

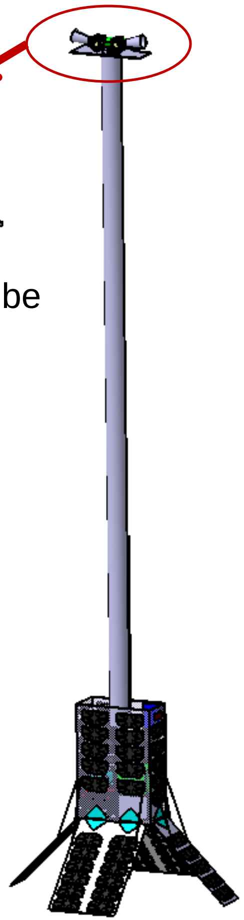


Launch configuration



SA unfolded





Operational flight configuration

Design studies conclusions

12U scenario:

- No criticity on mass
- Work to be done on
  - Power
  - Volume
- 60°-orbit : rare launch opportunities
  - Polar backup scenario

6U scenario:

- Reduced science objectives
- Star tracker accuracy to be assessed
- Need of active attitude control
  - too low mass/inertia for gravity gradient concept to be instability prone

Preferred scenario : 12U

Study conclusions & follow-on actions

Phase 0 study successful

- Concept likely feasible
- Most S/C equipment are off-the-shelf

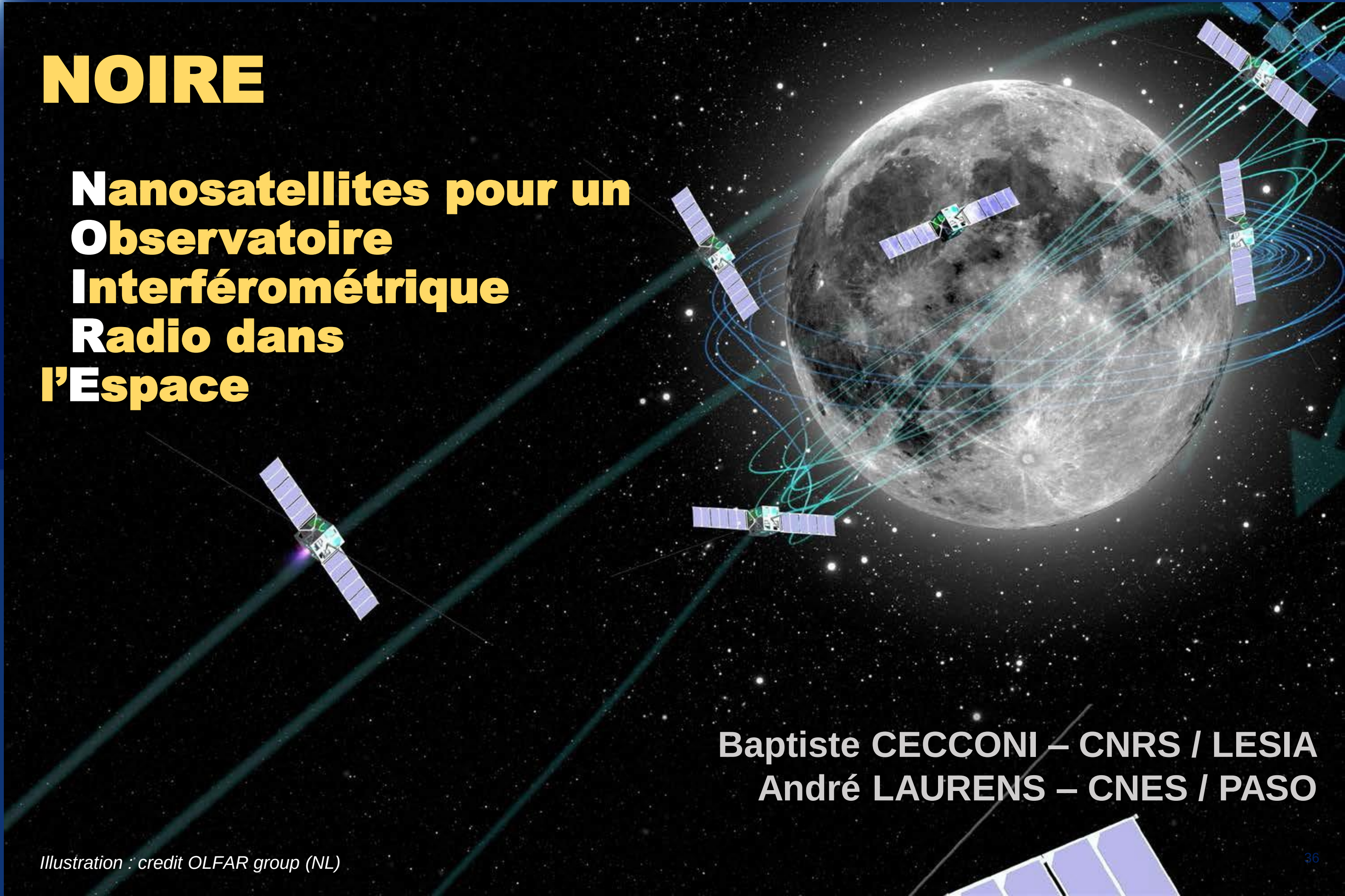
Work to be done to reach higher TRLs

- Instruments : ASM, vector mag
- Deployable boom + harness unwinding device
- EMC cleanliness to be assessed

➔ Set up of a mission + technology maturation plan

NOIRE

Nanosatellites pour un
Observatoire
Interférométrique
Radio dans
l'**E**space



Baptiste CECCONI – CNRS / LESIA
André LAURENS – CNES / PASO

Illustration : credit OLFAR group (NL)

NOIRE project context – short instrumentation history

Radio instrumentation

- Radioastronomy is a young science.
- « Low frequency » spectral range is < 100 MHz

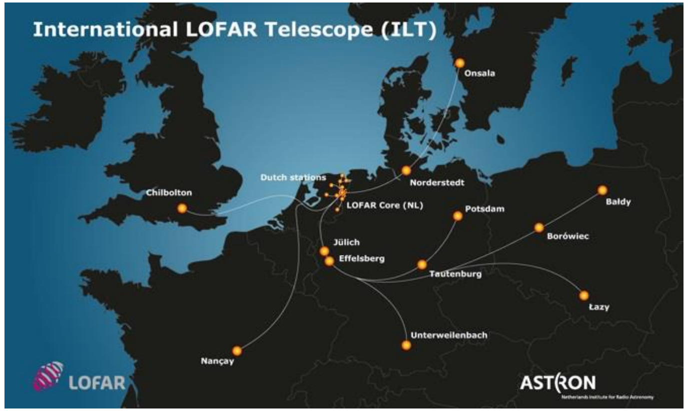
			Observatory		Antenna	
Date	Milestone	Frequency(MHz)	Ground	Space	Single	Array
1932	First observation of Galactic radio emission [1]	20.5	×		×	
1946	First interferometric radio astronomy measurement [9], [10]	200	×		×	
1955	Detection of Jovian radio emissions [11]	22.2	×		×	
1972	First light of UTR-2 (Kharkov, Ukraine) [12]	8 – 40	×			×
1973	First map of Galactic background emission (RAE-B) [13]	< 13.1		×	×	
1977	First light of NDA (Nançay Decameter Array, France) [14]	8 – 80	×			×
1997	Launch of the Cassini mission (NASA) [15]	< 16		×	×	
2007	Launch of the STEREO mission (NASA) [16]	< 14		×	×	
2012	LOFAR radio telescope in Europe [17]	10 – 240	×			×
2013	Long Wavelength Array 1 (LWA) [18]	10 – 88	×			×

Table 1. Ground and space low frequency radio astronomy milestone

NOIRE project context – ground-based interferometry

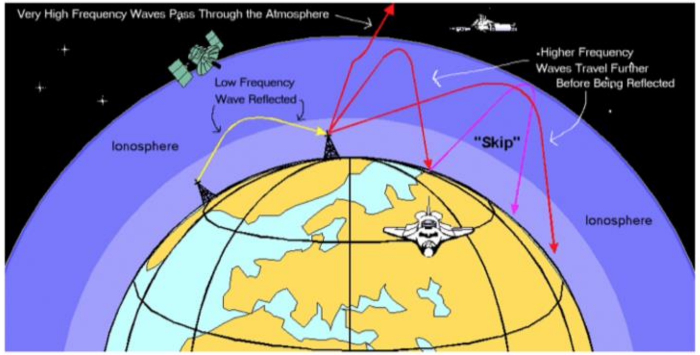
Rising LF radio interferometers

- LOFAR, LWA, MWA (soon NenuFAR, and then SKA):
  - Many discoveries
  - New instrumental challenges (storage, data throughput, noise sources…)
  - New inversion methods (Kalman filters, Compressed Sensing…)



Limitation of ground-based instruments

- Earth's Ionosphere
  - Low frequency cut off at ~10MHz
  - Large scale perturbation up to several 10 MHz
- Radio frequency interferences (RFI): human activity

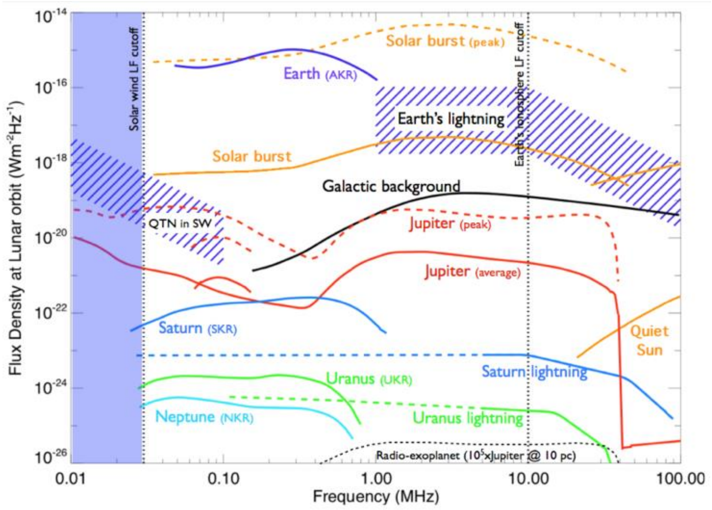


Rising of a new platform: nanosatellites

- New opportunities and new challenges
- Examples of cubesats that lead to science publications: **CSSWE** (Univ. Colorado), **RAX** (Univ. Michigan)
- Many possible applications of distributed measurement: **Space Weather** and **Radioastronomy**

NOIRE project context – the nanosat opportunity

Opening a new window on the Universe



- Frequency range < 30 MHz not fully accessible from ground
- Multiple science topics
  - Cosmology
  - Interstellar matter and cold universe
  - High energy astrophysics
  - Solar system: planetary magnetospheres
  - Solar physics

Nanosat platform: rethink the way space platform are designed

- Scattered or distributed instrumental concepts based on interferometry
- Nanosatellites for multi-point or multi-mode scientific sending
- Several such projects are being studied in the world

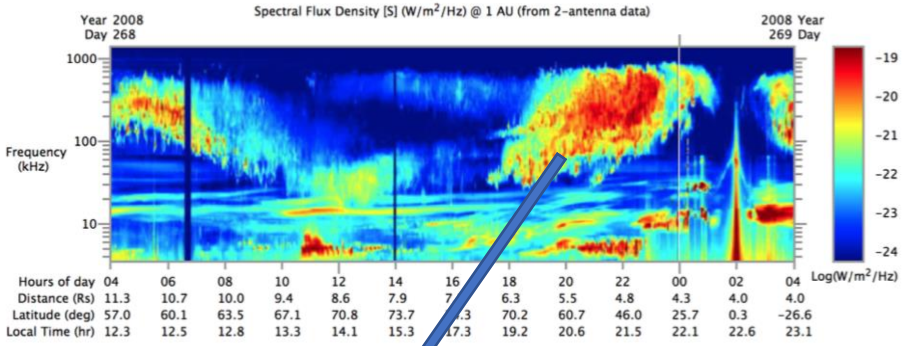
LF radio interferometer space projects

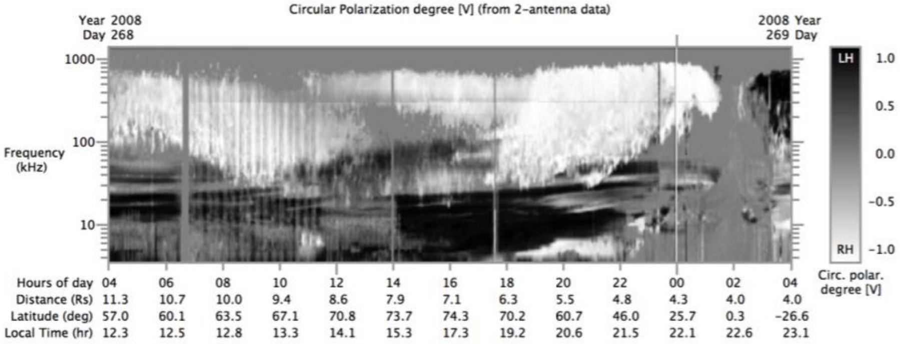
Name	Frequency range	baseline	nb of S/C	Location	Team / Country
SIRA	30 kHz – 15 MHz	>10 km	12 – 16	Sun-Earth L1 halo	NASA/GSFC [2004]
SOLARA/ SARA	100 kHz – 10 MHz	<10,000 km	20	Earth-Moon L1	NASA/JPL - MIT [2012]
OLFAR	30 kHz – 30 MHz	~100 km	50	Lunar orbit or Sun-Earth L4-L5	ASTRON/Delft (NL) [2009]
DARIS	1 MHz – 10 MHZ	< 100 km	9	Dynamic Solar Orbit	ASTRON/Nijmegen (NL)
DEX	100 kHz – 80 MHz	~1 km	10^5	Sun-Earth L2	ESA-L2/L3 call
SURO	100 kHz – 30 MHz	~30 km	8	Sun-Earth L2	ESA M3 call
SULFRO	1 MHz – 100 MHz	< 30 km	12	Sun-Earth L2	NL-FR-Shangai [2012]
DSL	100 Khz – 50 MHz	<100 km	8	Lunar Orbit (linear array)	ESA-S2 [2015]
DEX2	100 kHz – 80 MHz	100 km	10 – 100	Lunar Array	ESA-M5 [2016]
SunRISE	100 kHz – 25 MHz	12 km	6	GEO	NASA Concept study
CURIE	1 MHz – 19 MHz	1.5 km	2	LEO	NASA LCAS / SSL Berkeley

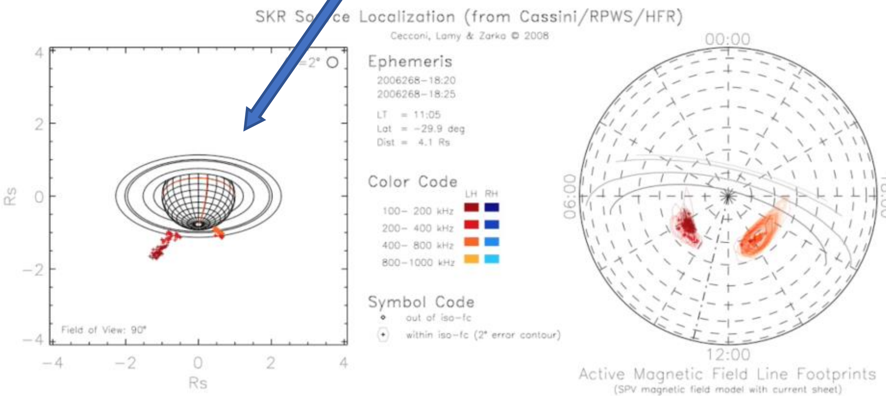
Space LF radio instrumentation – Cassini/RPWS/HFR

Example of Cassini/RPWS/HFR results:

- Flux and polarization of Saturn kilometric radio emissions
- 3D location of radio sources



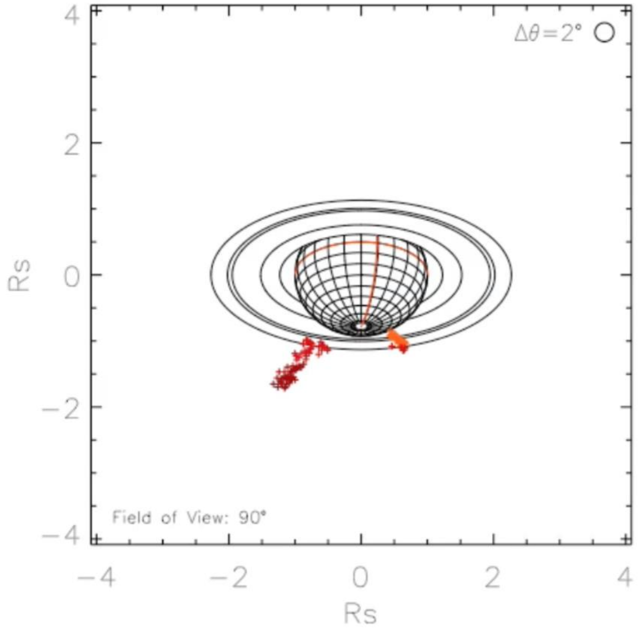




Space LF radio interferometry – Why ?

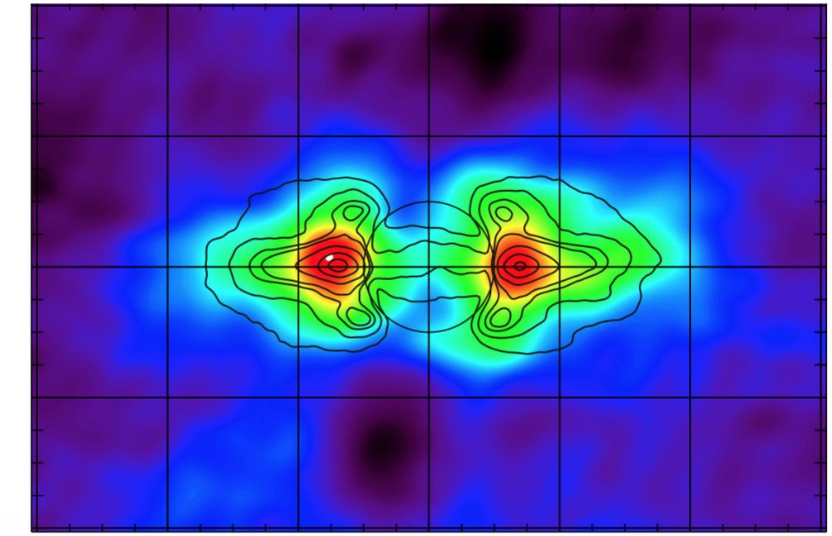
Example 1: Planetary radio sources

- Now



Cecconi et al, 2009
Cassini/RPWS

- Tomorrow

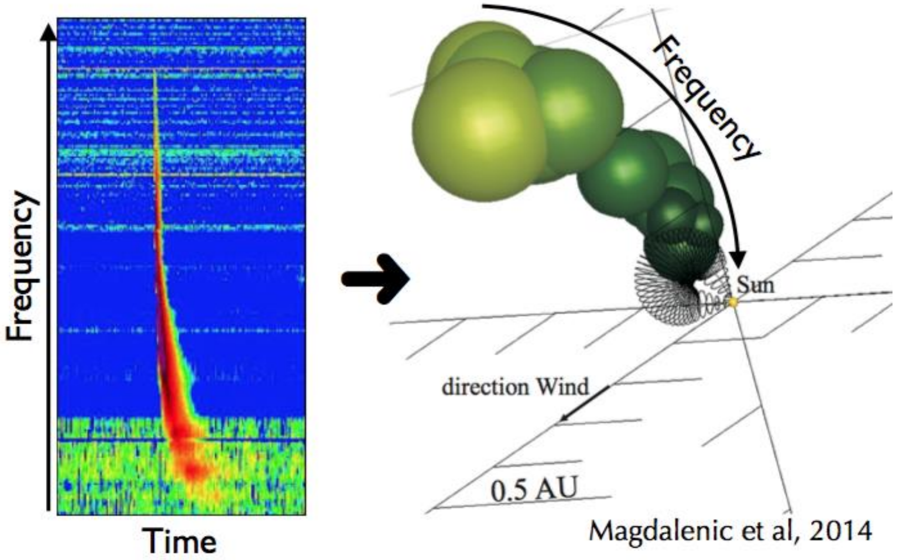


Girard et al, 2014
LOFAR

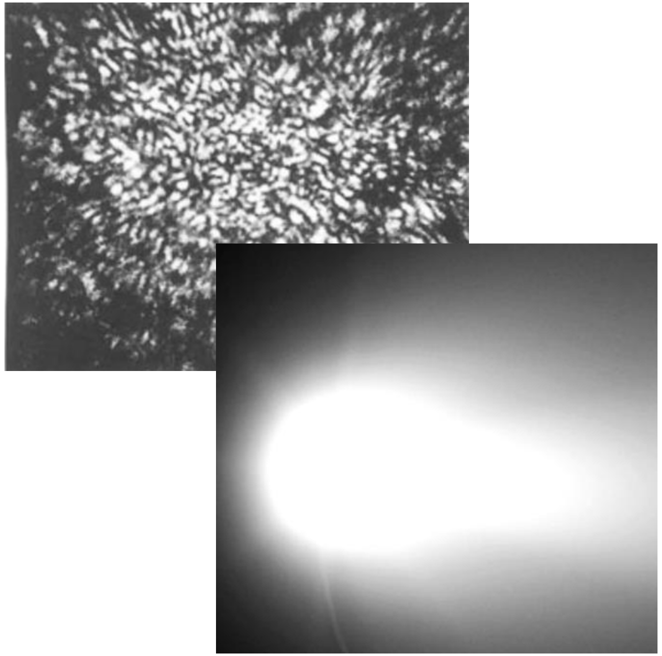
Space LF radio interferometry – Why ?

Example 2: Solar radio sources

- Now
- Tomorrow



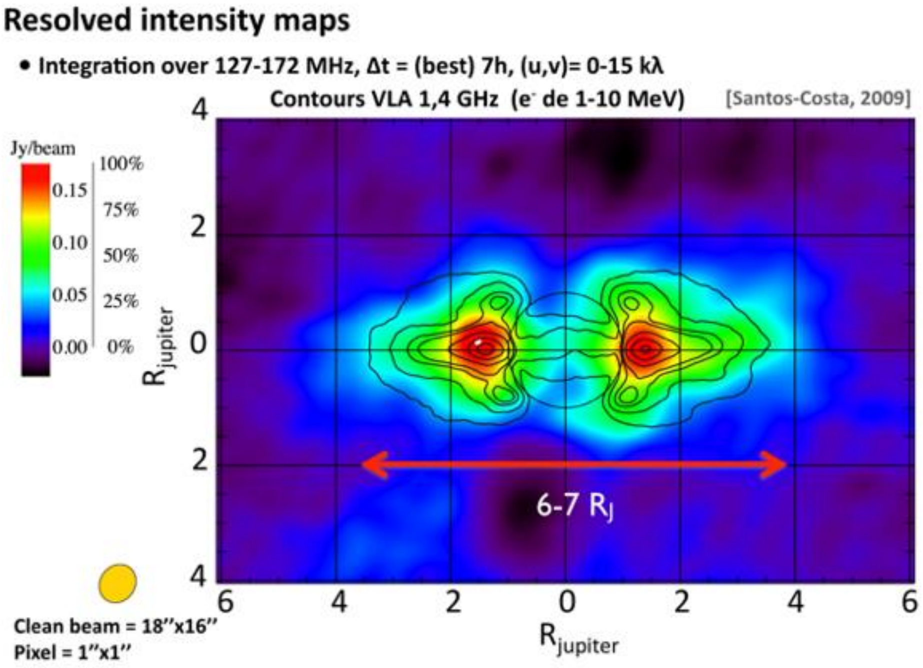
Magdalenic et al, 2014

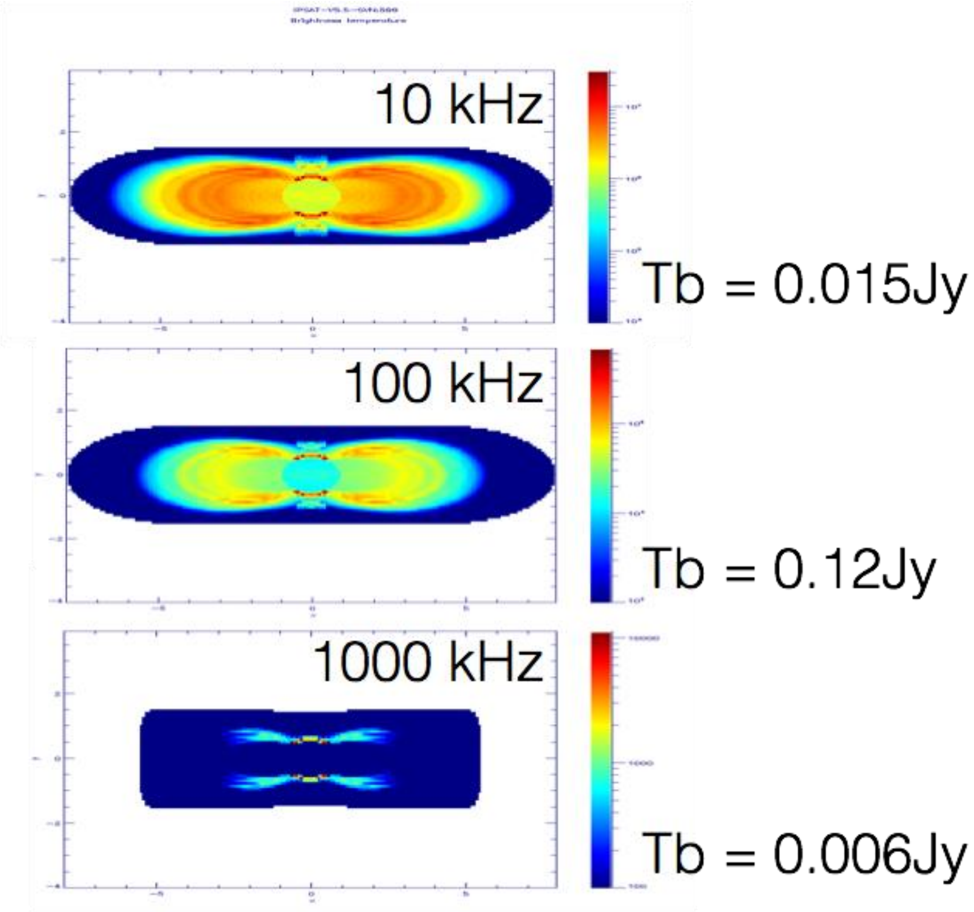


Space LF radio interferometry – Why ?

Jupiter (now)

Earth (tomorrow)





NOIRE Instrument Concept

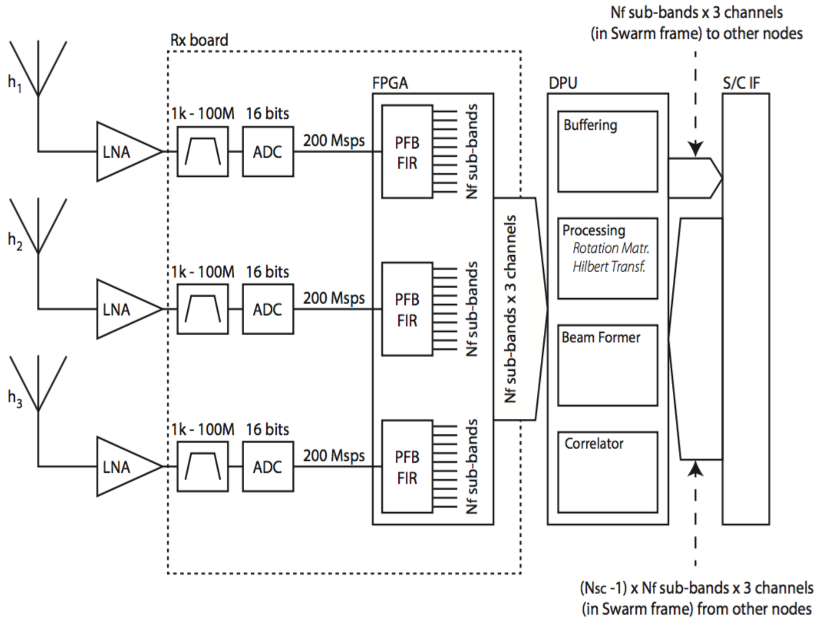
Swarm of triaxial LF radio sensors.

- Each node (spacecraft) sensors = 3 electric dipoles + 3 radio receivers (1 kHz – 100 MHz).
  On each node, the radio frequency waveform is sampled on each axis
- Each pair of nodes = 1 baseline.

Aperture synthesis (beam-forming)

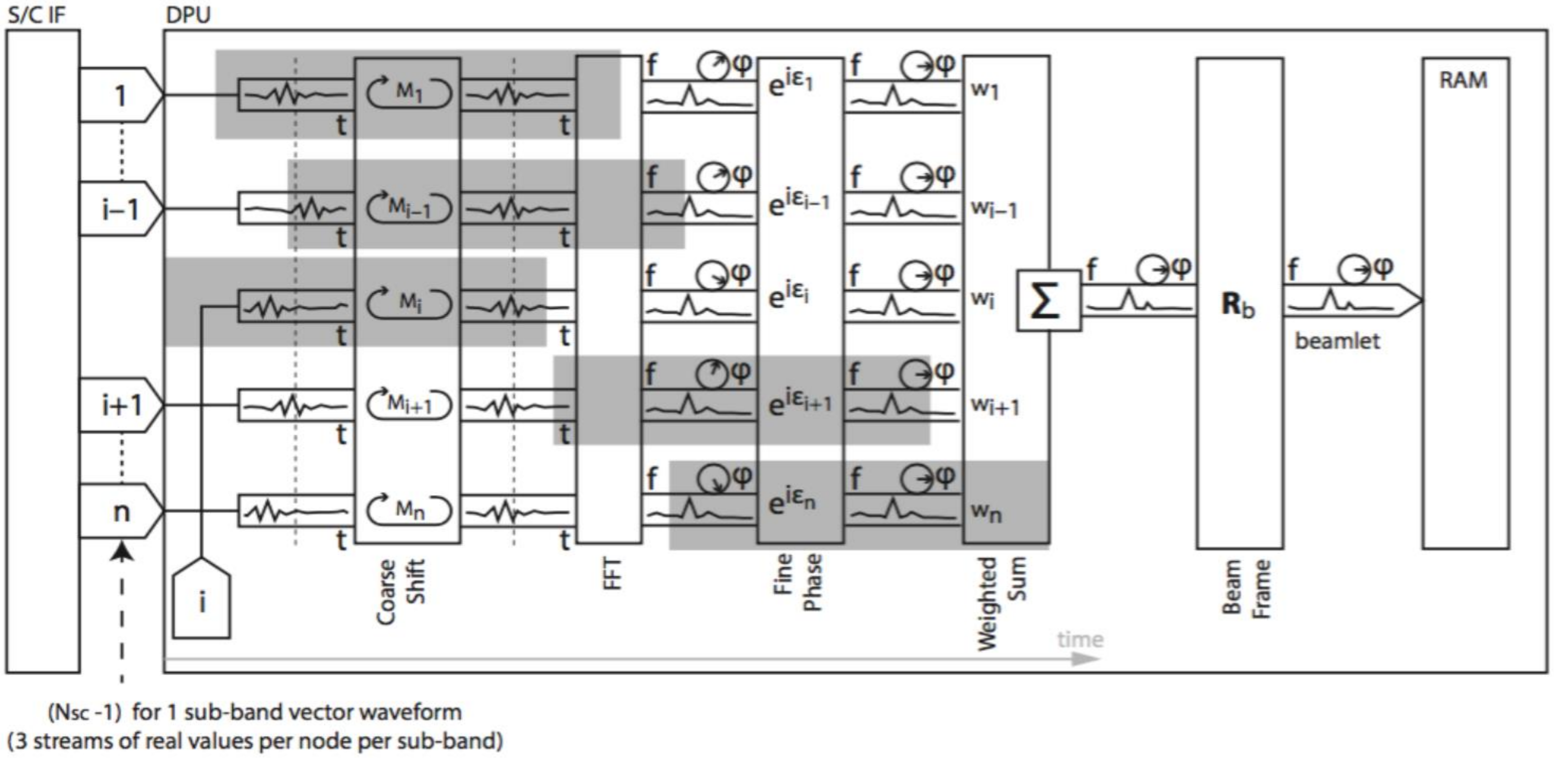
- Coherent sum of waveform with phasing and weighting.
- Requires: knowledge of node relative locations (~fraction of wavelength), node clock shifts, node attitude
- For each node, a delay (phase shift) and a weight is applied. They are computed to get the desired beam shape

$$\vec{V}_b^{\nu} = \sum_i \vec{V}_i^{\nu} w_{jb} e^{ik_\nu \vec{r}_i . \vec{R}_b}$$



NOIRE Instrument Concept – Waveforms to Beamlet

On each computing node, one or several Beamlet pipelines:



NOIRE Concept : the Instrument is the Space System

Homogeneous swarm

- All nanosats identical, same functions : Acquisition, Processing, Communication between satellites / with Earth, even if not active all the time
- Advantages : interchangeability / robustness, serial production

« Low control »

- Dealing with swarm's natural evolution, no active formation flying, no need to control swarm's shape neither collective/individual movement
- **But knowledge mandatory for interferometry !**
- Due to swarm deployment from carrier : active station acquisition is necessary ; station keeping may be relaxed (TBC for long-term evolution)

Relative Navigation, Autonomous local time, GNC

- GNSS-like relative navigation concept → two-by-two baseline measurement for interferometry
- Clock sync for interferometry, but also for RELNAV (clock bias knowledge)
- « Absolute navigation » concept : two-by-two distances not sufficent for swarm's shape and direction determination

NOIRE Concept : the Instrument is the Space System

Distributed on-board processing

- Achieving interferometry processing (at least partially) on-board : a way to reduce dramatically data rate to Earth
- Taking advantage of total processing power available in the swarm (COTS CPU = some 100 x traditional space computer) + network architecture
- Inspired by ground distributed computing architectures

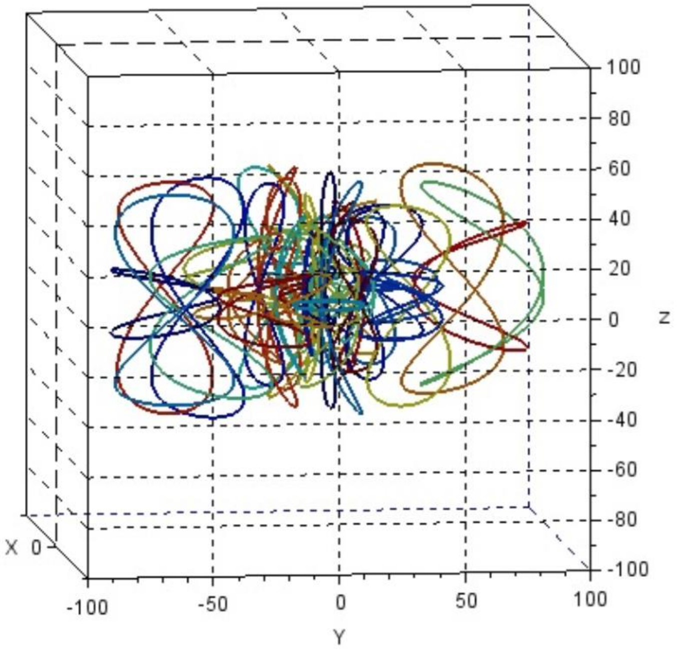
Networking at swarm scale

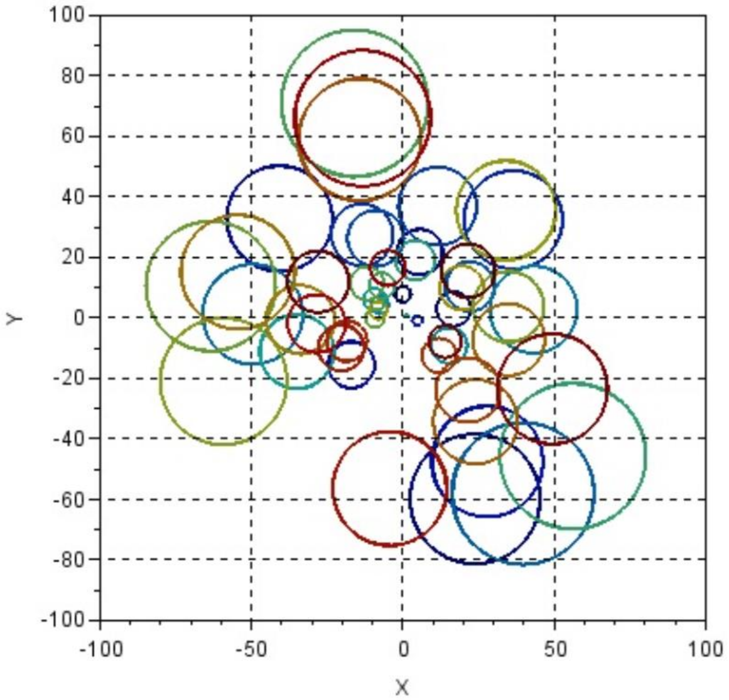
- Physical connectivity limited to nearest neighbours, not necessarily permanent but at any time
- Logical connectivity from all to all : routing, network protocols and services
- Supporting all communication needs :
  - Phase shift distribution for beamlet forming, time transfert for clock sync, pre/post processing data exchange, …
  - Same physical link as RELNAV

NOIRE Instrument Concept – Orbitography

Circular Lunar equatorial orbit case has been studied:

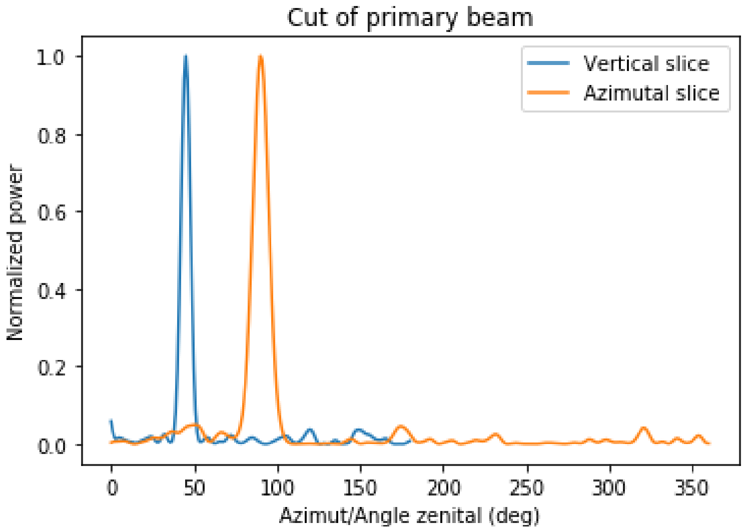
- a swarm of 50 s/c with relative distances < 150km
- used for modeling ranging and clock synchronization capabilities, as well as beam forming tests

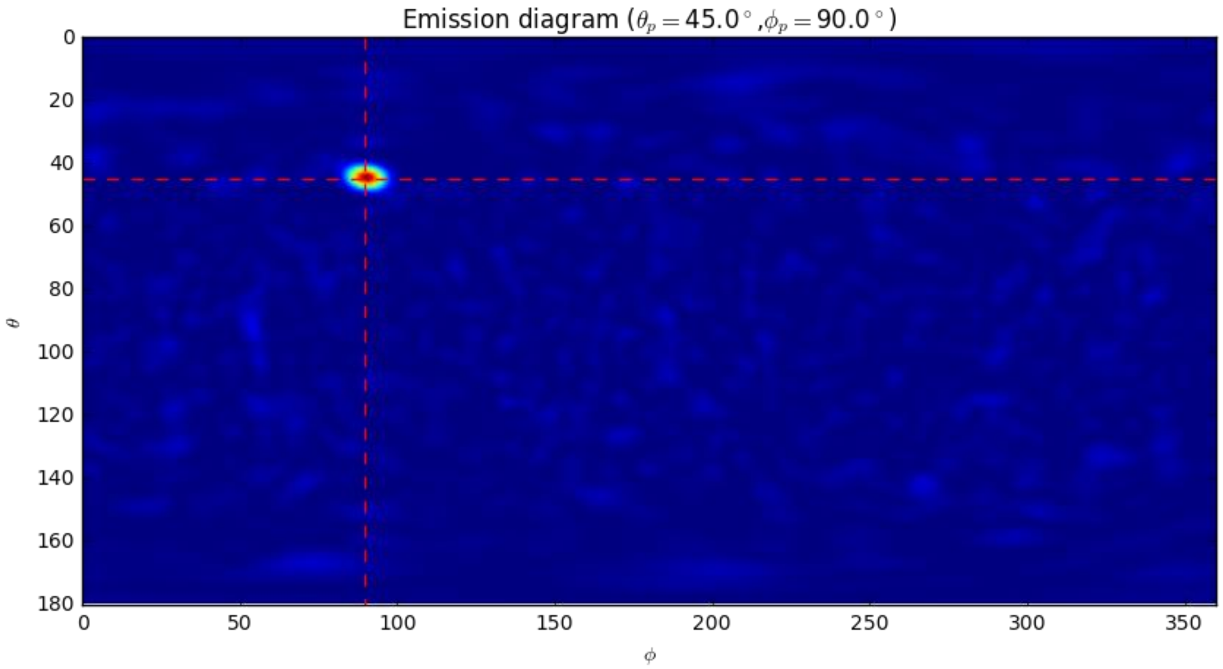




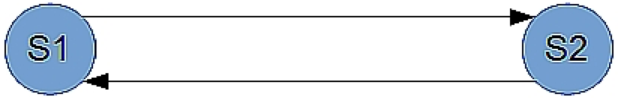
NOIRE Instrument Concept – Beam Forming

Beam Forming test (50 nodes, 150 km max distance)

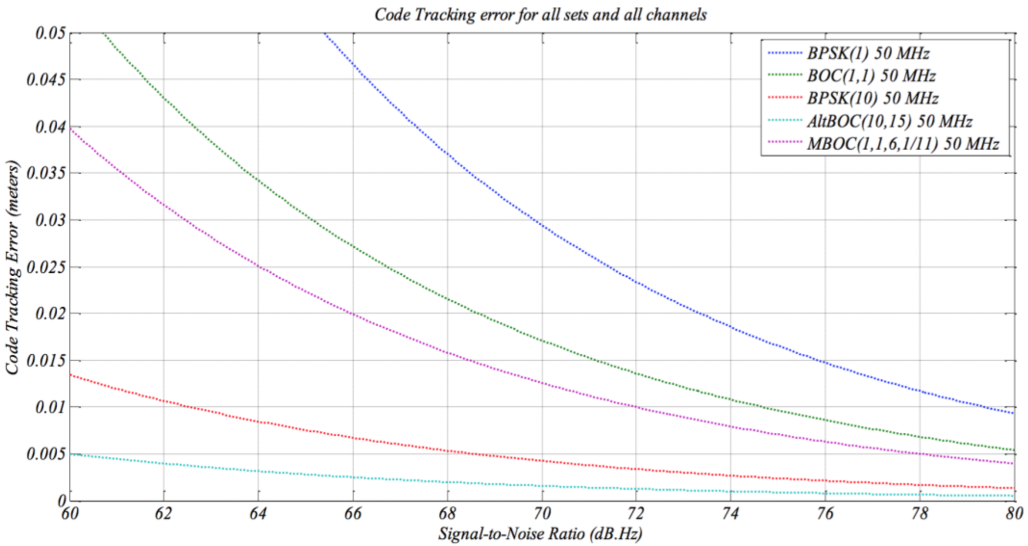




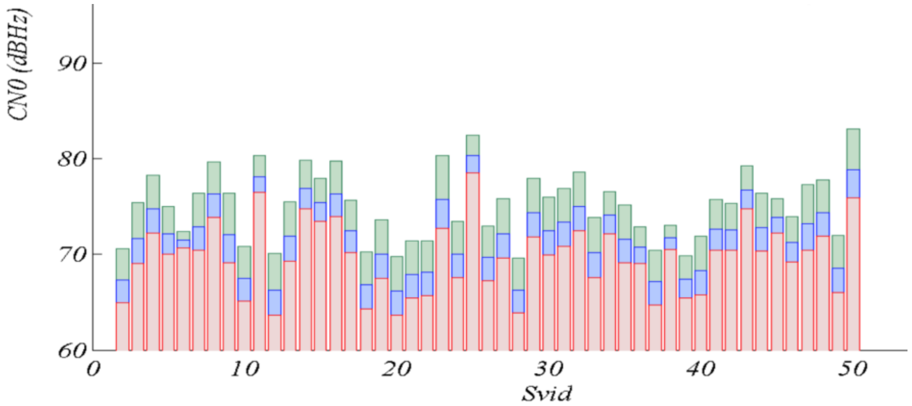
NOIRE Instrument Concept – Ranging & Clock Synchronization



PD21 = D + ΔT21 + TPG1
PD12 = D + ΔT12 + TPG2
PD21 – PD12 = ΔT21 – ΔT12 + (TPG1 – TPG2)
PD21 + PD12 = 2D



SNR > 60 dB.Hz (<45 dB.Hz in Earth GNSS case)



Favorable case for autonomous GNSS.
- Theoretical ranging accuracy ~1cm: ok
- Further studies needed

Relative distance ≠ 3D geometry
- Not possible to get absolute attitude of swarm
- Basic imaging mode: « radio » star sensors ?

What we should do to go forward…

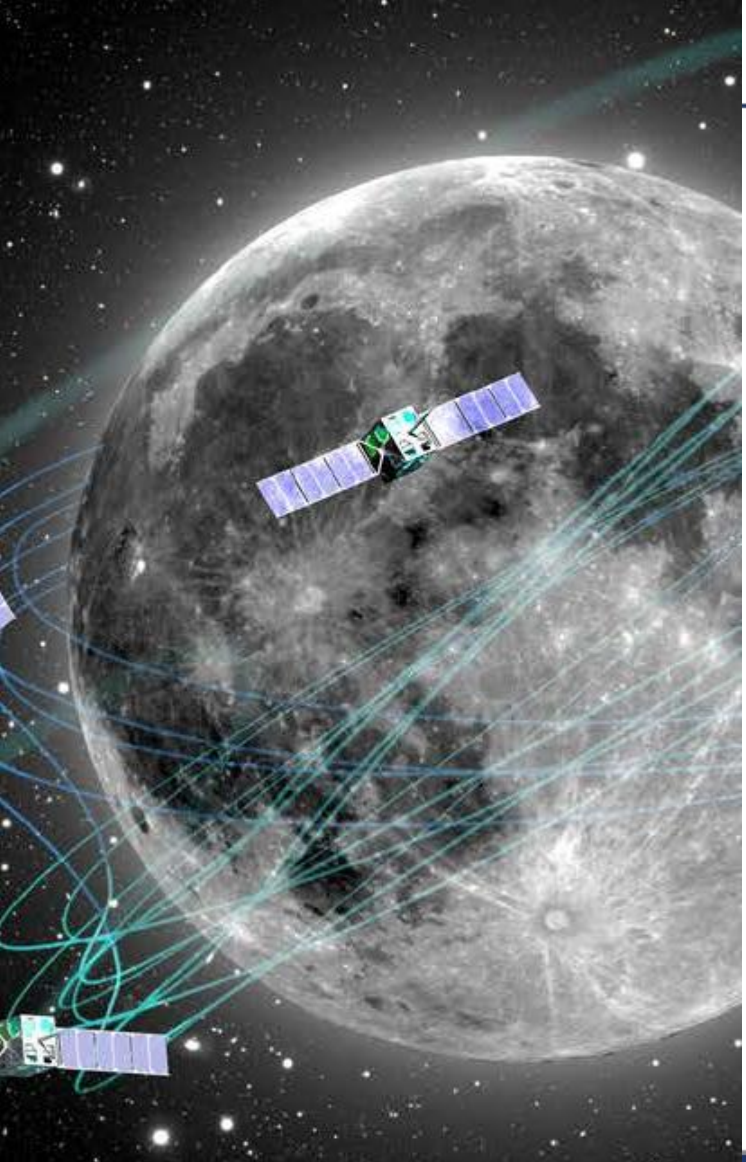


Illustration : credit OLFAR group (NL)

Detailed analysis of system and instrument:

- Dimensioning performance and detailed requirement at system level (number of nodes, swarm shape, location, attitude and timing knowledge…)
- Specificy the various on-board processing and their duty-cycle (data rate, processing power, communication, flight software…)
- System and instrument are intricated:
  - instrument performance => system design;
  - technical solutions and limitations => impact of measurement quality.

➔ Proposed PhD, but not funded yet.

On-going studies on mission & design concepts:

- Relative ranging and time keeping: refine GNSS-like concepts
- Orbits: deployment, station keeping, propulsion requirements,
- GNC: continue the work, evaluate performances with orbital restitution
- Network architecture: assess neighborhood discovery and access methods
- Avionics and flight software: draft architecture
- EMC: study started, COTS evaluation needed
- Propulsion: listing of solutions wrt needs
- Instrumental R&D studies on-going

Coordinated maturation plan, dedicated to swarm-related techniques

Science Objective Consolidation and International collaboration:

- French community: submit NOIRE science cases to next CNES’ Science Prospective Seminar (2019)
- Collaborations: work with more (international) teams
  - International links: OLFAR, NCLE (NL), SunRISE, CURIE (USA), but also Sweden (Upssala and Onsala; radio interferometry theory), Switzerland (EPFL; swarm theory)

Nanosatellites au CNES : perspectives pour 2019

PASO : appel à idées des phases 0

- ~25% des propositions à base de nanosatellites
  - Instrumentation fractionnée, mesure multipoints
  - Passagers / compléments de « grandes » mission
  - Démonstrateurs

Séminaire de Prospective Scientifique

- Un groupe de travail dédié
- ~15% des propositions en lien avec des nanosats

Merci pour votre attention !

cnes
CENTRE NATIONAL
D'ÉTUDES SPATIALES

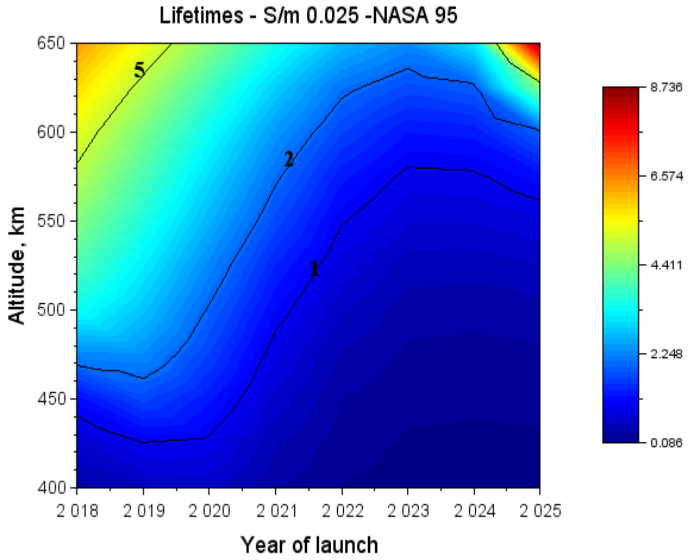
Backup slides

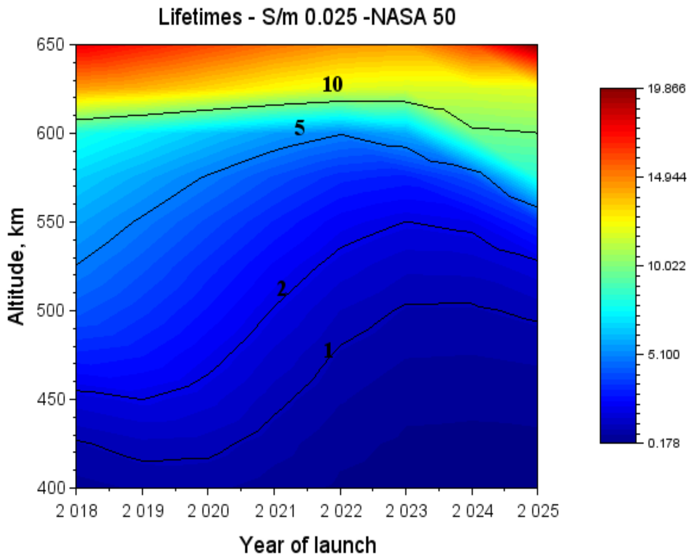
NanoMagSat

Orbits & mission analysis (1/3)

Lifetime in orbit

- Estimated S/m = 0,025 (average LEO satellite S/m = 0,01)
- No noticeable impact of orbit inclination

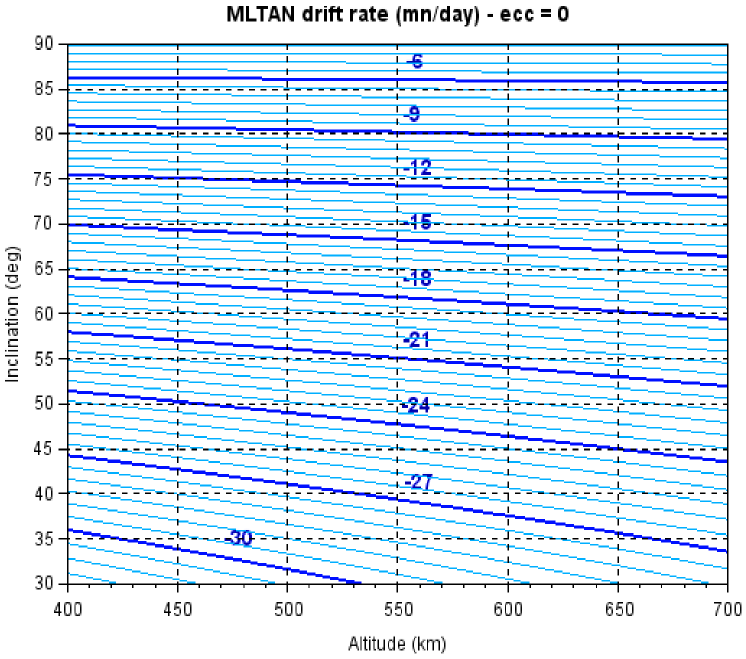




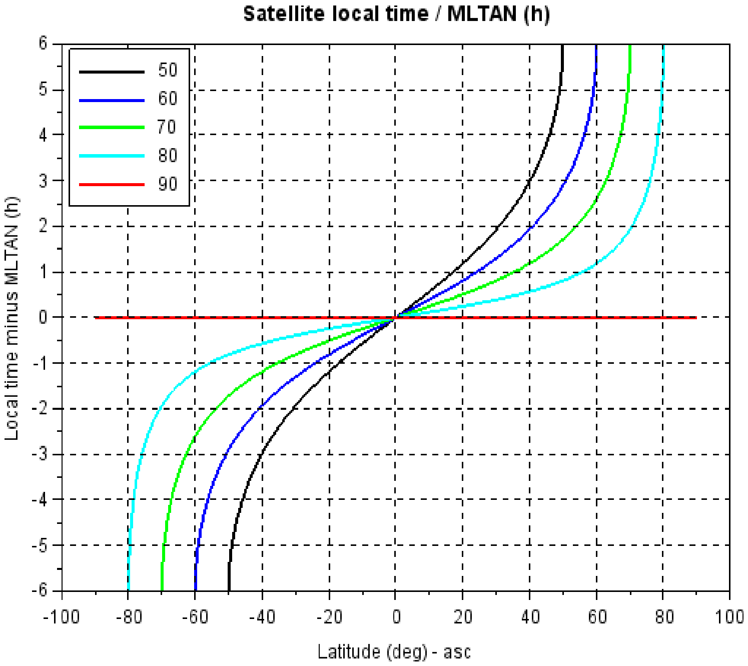
Orbits & mission analysis (2/3)

Local time drift

- LTAN Drift due to J2 effect



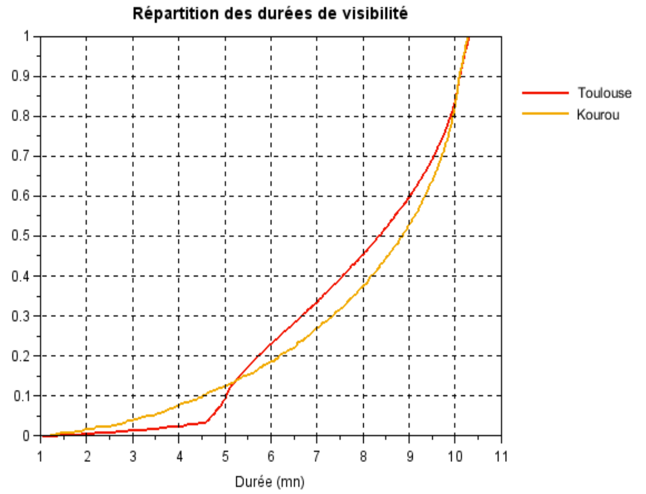
Local time drift along the orbit

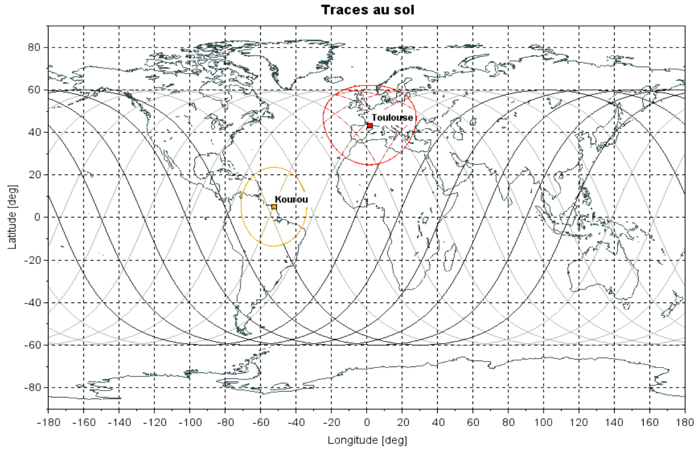


Orbits & mission analysis (3/3)

Station visibility slots

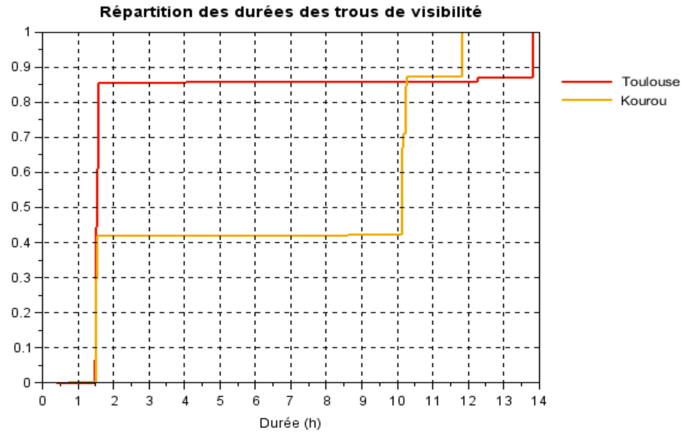
- Typical values for Toulouse and Kourou
- 550 km, 5° minimum elevation, 6 months simulation





Visibility passes:
Station: Toulouse
Duration: min/max/moy (mn): 1.045 / 10.307 / 7.879
Average frequency (#/day): 7.056
Total average duration (mn/day): 55.593

Station: Kourou
Duration: min/max/moy (mn): 1.214 / 10.276 / 8.038
Average frequency (#/day): 3.483
Total average duration (mn/day): 27.998



Multi-harness unwinding system

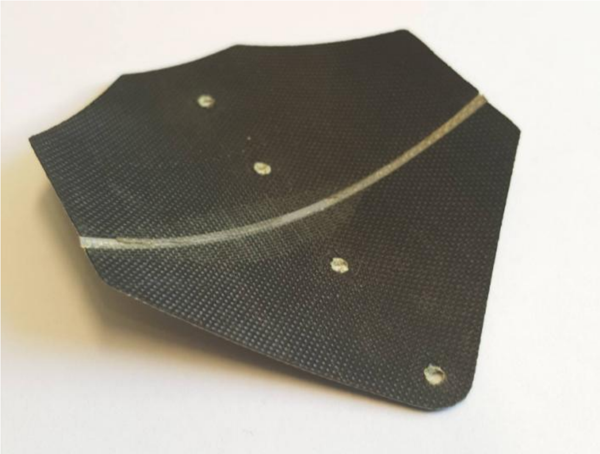
Features

- Up to 7 cables or optical fibers
- Entirely passive
- High compactness
- Light
- Low risk of cables entangling
- Low cost

CNES design

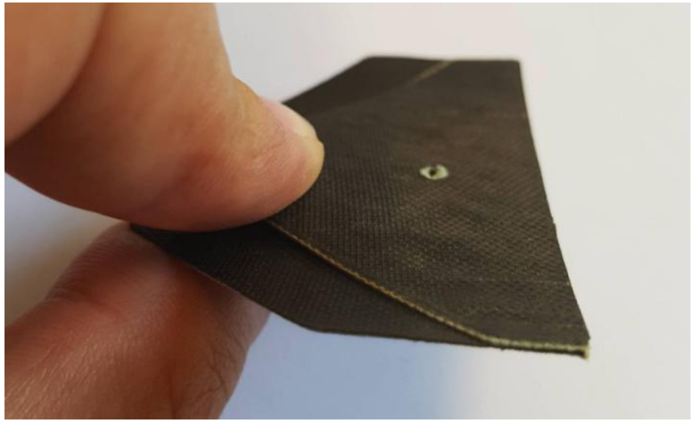
TRL 2-3

Composite hinge for solar arrays



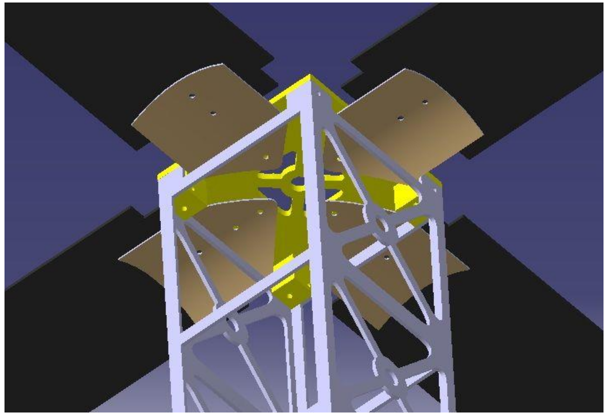
CNES design

- Development : CLIX Industries through CNES R&D contract
- Analogue to the boom's building block
- TRL 6



Strength of this concept:

- High compactness (x20)
- Light : carbon, epoxy, Kevlar
- Passive : no motorization, no EMC

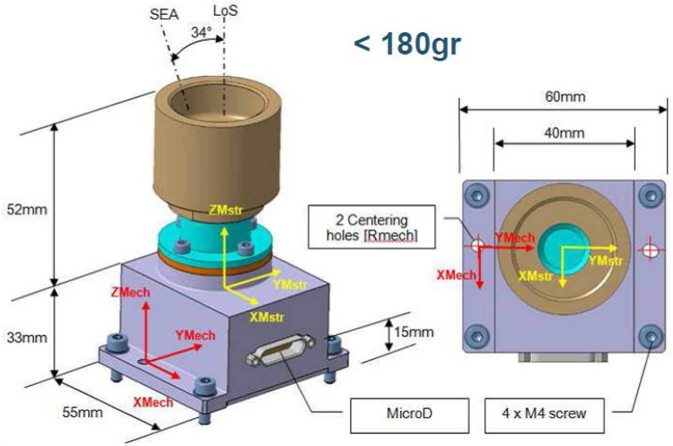


S/C Equipment

OBC

- “NINANO” CPU Board
- CNES design, EYE-SAT project legacy
- Very low cost (~15k€)
- High computing power (dual-core ARM)
- Latchup immune processor
- First radiation tests passed
- Low power consumption (<3W)

Star Tracker



S/C Equipment (cont'd)

S-band « nanoTMTC »

- S-band transceiver
- Developed through CNES R&D program
- EYE-SAT, OPS-SAT & GOM-X projects legacy

For the Transmitter:

- Frequency band: 2200-2290 MHz
- RF Power from 27 to 33 dBm
- Data Rate: One fixed rate from 10 kbps to 3 Mbps
- Modulation: QPSK/OQPSK
- Convolutional Coding (7;1/2)
- Consumption (to be confirmed on EQM) :
  - <9.0W for 2W RF output
  - <6.5W for 1W RF output
  - <5W for 0.5W RF output

For the Receiver:

- Frequency band: 2025-2110 MHz
- Modulation: PCM/SP-L/PM
- Data Rate: One fixed rate selectable between at least 8, 16, 32, 64, 128, 256 kbps. Data rates lower than 8 kbps remain to be validated.
- Doppler: +/-66kHz (@1,8 kHz/s)

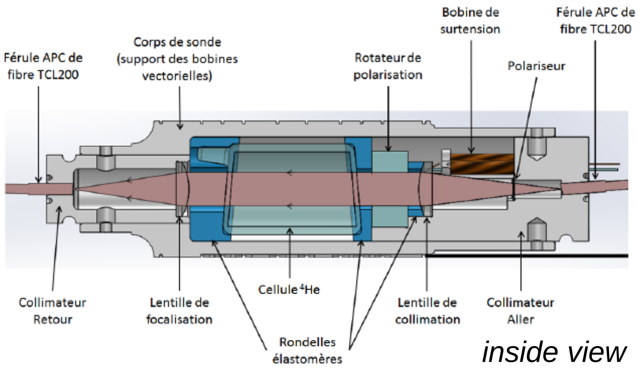
Instrumentation : miniature ASM

R&D history

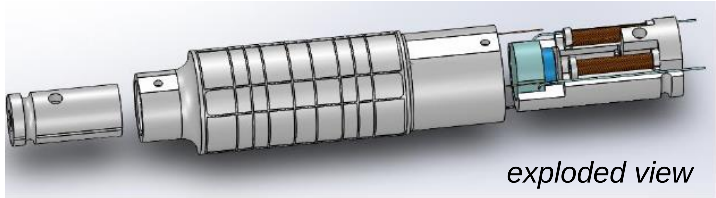
- 2014 : study of a liquid crystal polarization rotator
- 2016 : steering of the liquid crystal polarization rotator

2 recent R&D studies with CEA/LETI :

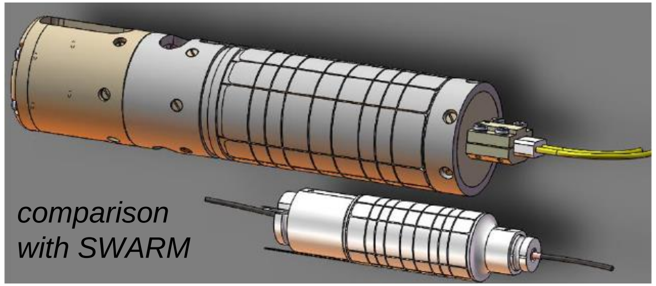
- 2017 : Novel optical chain for a miniaturized magnetometer
  - Laser fiber → laser diode : performance, compactness, reliability, power consumption
    - End-to-end magnetometry test : to be conducted
- 2018 : Prototyping a miniaturized helium vector magnetometer probe
  - Components integration, polarization rotator spatialization, optical-electrical harness definition, mechanical and thermal studies, magnetometry performance assessment
    - Phase 1 : Miniature probe definition (completed)
    - Phase 2 : Probe prototype realization (ongoing)
    - Phase 3 : Performance validation (to be conducted)



inside view

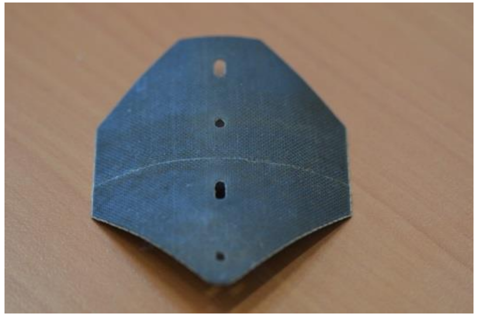


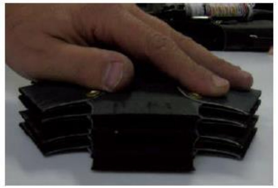
exploded view

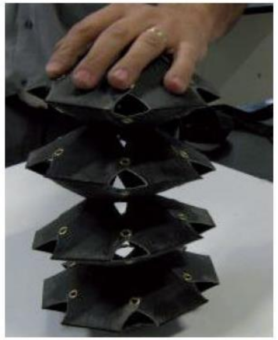


comparison with SWARM

Boom-related actions







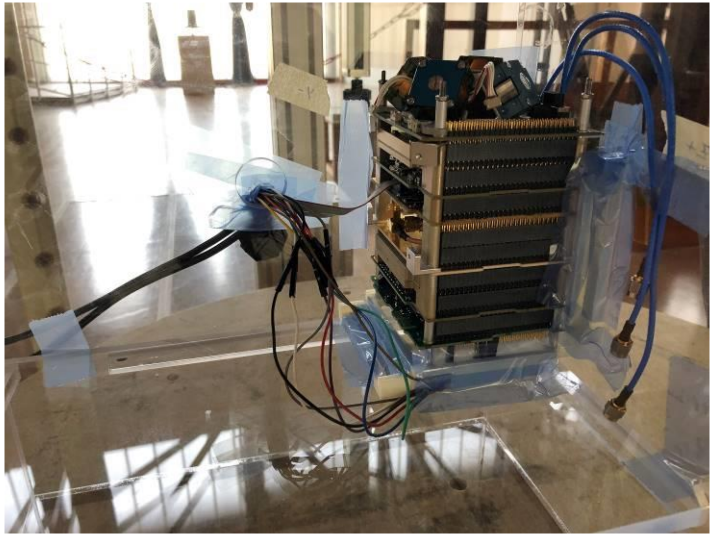
Ongoing activities in the Mechanisms and ADCS Equipment department:

- Consolidated design of the CLIX basic hinge for cold deployment – validation to be conducted by end 2018
- Boom development (CNES R&D program), to ensure a reliable deployment of the payload (MAG)
  - 2 meter composite boom based on composite hinges (from previous R&D with CLIX)
  - Stacking canister
  - Harness passive unwinding device
- Objectives:
  - PDR + boom mock-up
  - Engineering model
  - First mechanical characterization
- Status:
  - Call for tender in progress, with CLIX mandatory as partner for the composite boom part (1,5 years : 1 year PDR, 6 months EM)

EMC studies

To analyze the impact of satellite environment on the ASM

- Nanosat-specific context
  - Small size, COTS equipment and components
  - Synergy with ongoing nanosat projects
- Equipment EMC characterization
  - RW, STR, OBC, MTB & associated command electronics, S-band/ X-band TTC, PCB & battery, solar array, satellite structure
- Magnetic moment computation
  - Based on NanoMagSat phase 0 configuration (12U) – ongoing
- Magnetic compatibility
  - STR to be tested on CEA/LETI facilities
- Recommendations for EMC-sensitive nanosat missions
  - Some preliminary practical measures available



Backup slides

NOIRE

NOIRE Study – Science and Technical Teams

Core Labs

- LESIA, Obs. Paris, France : **B. Cecconi**, P. Zarka, L. Lamy, M. Moncuquet, **C. Briand**, M. Maksimovic, R. Mohellebi, A. Zaslavsky, Y. Hello, B. Mosser, B. Segret.
- APC, Univ. Paris 7 Denis Diderot, France : M. Agnan, **M. Bucher**, Y. Giraud-Heraud, H. Halloin, S. Katsanevas. S. Loucatos, G. Patanchon, A. Petiteau, A. Tartari
- LUPM, Univ. Montpellier, France : D. Puy, E. Nuss, G. Vasileiadis
- CNES, Toulouse, France : **A. Laurens**, F. Barbiero, A. Basset, C. Boniface, P.-M. Brunet, M. Bruno, R. Camarero, C. Cénac-Morthé, M. Delpech, P. Gélard, J.-L. Issler, A. Lamy, C. Loisel, J.-J. Metge, D. Valat

Other Labs

- CEA/SAp/IRFU, Saclay, France : **J. Girard**;
- ONERA/Toulouse, France : A. Sicard-Piet;
- IRAP, Toulouse, France : M. Giard;
- GEPI, CNRS-Obs. de Paris, France: C. Tasse;
- LPC2E, CNRS-Univ. d'Orléans, France : J.-L. Pinçon, T. Dudok de Wit, J.-M. Griessmeier ;
- C2S/TelecomParis, France : P. Loumeau, H. Petit, T. Graba, P. Desgreys, Y. Gargouri

Space Campuses (University nanosat groups)

- Centre Spatial Universitaire de Montpellier-Nîmes, Université de Montpellier : L. Dusseau ;
- Fondation Van Allen, Institut d'Électronique du Sud, Université de Montpellier : F. Saigné ;
- Campus Spatial Diderot, UnivEarthS, Sorbonne Paris Cité : M. Agnan ;
- CERES, ESEP/PSL : B. Mosser, B. Segret

International partners

- OLFAR group in NL (Eindhoven, Nijmegen, ASTRON).

Tools used to prepare the science objectives

Science to System Requirement Matrix (lead by A. Laurens, CNES)

- Listing of science objectives and translation into requirements on system and instrument performances

Traceability Matrix (lead by B. Segret, ESEP)

- Listing of science objectives with instrumental constraints

Science objective selection

- According to the available expertise in the consortium:
  a lot of solar system, some pulsars, and some cosmology

List of Science objectives

S-ID	Science Topic	Observed Phenomena
Cosmology and Astrophysics		
S-CA1	Low frequency anisotropy of CMB	21 cm Line redshifted to 5-30 MHz range
S-CA2	Foreground sources	Extragalactic sources
S-CA3	Foreground sources	Low frequency sky mapping
S-CA4	Pulsars	Low frequency dispersion of pulsars
Solar and Stellar Physics		
S-SO1	Solar physics and Space Weather	Radio bursts associated with solar flares, CME and interplanetary shocks
S-SO2	Solar physics and Space Weather	In-situ electrostatic waves
S-SO3	Solar physics and Space Weather	Quasi thermal noise spectroscopy
S-ST1	Stellar physics	Stellar radio bursts
Planetary and Magnetospheric Sciences		
S-PM1	Magnetospheric radio emissions	Terrestrial magnetospheric radio emissions
S-PM2	Magnetospheric radio emissions	Jovian magnetospheric radio emissions
S-PM3	Magnetospheric radio emissions	Kronian magnetospheric radio emissions
S-PM4	Magnetospheric radio emissions	Uranus and Neptune auroral radio emissions
S-PM5	Magnetospheric radio emissions	Exoplanetary auroral radio emissions
S-PA1	Planetary atmospheric electricity	Terrestrial lightnings
S-PA2	Planetary atmospheric electricity	Kronian lightnings
S-PA3	Planetary atmospheric electricity	Uranus lightnings
S-PB1	Planetary Radiation Belts	Earth radiation belts
S-PB2	Planetary Radiation Belts	Jupiter radiation belts

Table 3. Science Objectives

From Science Objectives to Measurement Performances

S-ID	Spectral Scale Min.	Spectral Scale Max.	Spectral Scale Resol.	Signal Scale Fluct.	Signal Scale Max.	Signal Scale Dyn.	Spatial Scale Min	Spatial Scale Max	Temporal Scale Dur.	Temporal Scale Repet.	Temporal Scale Resol.	Polarization Circ.	Polarization Lin.
S-CA1	5 MHz	50 MHz	1 MHz	noise	1 Jy	70 dB	4π sr	4π sr	∞	–	–	?	?
S-CA2	300 kHz	100 MHz	?	?	?	?	?	?	?	?	?	?	?
S-CA3	300 kHz	100 MHz	100 kHz	10^{-3} Jy	10^{6} Jy	90 dB	1'	4π sr	?	?	?	?	?
S-CA4	1 MHz	100 MHz	100 kHz	noise	1 Jy	120 dB	unresolved		100 ms	1 s	1 ms	yes	yes
S-ST1	300 kHz	100 MHz	?	?	?	?	?	?	?	?	?	?	?
S-SO1	10 kHz	100 MHz	10 kHz	noise	10^{12} Jy	80 dB	1'	90°	2 h	random	10 ms	no below 20 MHz	
S-SO2	100 Hz	100 kHz	–	1 mV/m	200 mV/m	30 dB	–	–	10 ms		10 μs	electrostatic	
S-SO3	1 kHz	100 kHz	1%	10^{6} Jy	10^{8} Jy	80 dB	–	∞		1 s		0%	100%
S-PM1	10 kHz	1 MHz	1 kHz	noise	10^{11} Jy	120 dB			10 h	24 h	1 ms	100 %	0%
S-PM2	10 kHz	45 MHz	1-1000 kHz	noise	10^{8} Jy	120 dB			9.5 h	9.5 h	1 ms	100-70 %	0-50%
S-PM3	10 kHz	1 MHz	1 kHz	noise	10^{5} Jy	120 dB			6 h	10 h	1 ms	100-70 %	0-50%
S-PM4	10 kHz	1 MHz	1 kHz	noise	100 Jy	120 dB					1 ms		
S-PM5	300 kHz	100 MHz	10-1000 kHz	noise	1 Jy	120 dB	unresolved		?	?	?	?	?
S-PA1	5 MHz	50 MHz	100 kHz	noise	10^{10} Jy	100 dB		1'	<1 ms	random	1 ms		
S-PA2	500 kHz	50 MHz	100 kHz	noise	10^{3} Jy	100 dB		1'	<1 ms	random	1 ms		
S-PA3	500 kHz	50 MHz	100 kHz	noise	100 Jy	100 dB		1'	<1 ms	random	1 ms		
S-PB1	100 kHz	1 MHz	10 kHz	10^{-1} Jy	10^{-3} Jy	60 dB		10'	continous		15 min		
S-PB2	10 MHz	100 MHz	1 MHz	noise	6 Jy	60 dB		10''	continous		30 min	1%	10%

Table 4. Science Performance Requirements

Publications

- **NOIRE: Nanosatellites pour un Observatoire Interférométrie Radio dans l'Espace** – B . Cecconi – *NanoSSA Nanosats et Météo de l'Espace, 11-12 juin 2015, Grenoble (France)*
- **Mapping the Radio Sky from 0.1 to 100 MHz with NOIRE** – B. Cecconi et al. – *SF2A 2016 (incl. proceeding)*
- **The NOIRE Study** – B. Cecconi et al. – *SF2A 2016 (incl. proceeding)*
- **Relative Navigation for a Network of Nanosatellites in Lunar Orbit** – M. Delpech, A. Laurens – *GNC 2017 10th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems, 29 May-2 June 2017, Salzbourg (Austria)*
- **NOIRE Study** – B. Cecconi – *International Workshop on Solar, Heliospheric and Magnetospheric Astronomy, 6-10 Nov. 2017, Observatoire de Paris, Meudon (France)*
- **NOIRE Study Report: Towards a Low Frequency Radio Interferometer in Space** – B. Cecconi et al. – *IEEE Aerospace Conference 2018 (incl. proceeding)*
- **NOIRE Study Report: Towards a Low Frequency Radio Interferometer in Space** – B. Cecconi et al. – *EGU 2018*
- **NOIRE Study Report: Towards a Low Frequency Radio Interferometer in Space** – B. Cecconi, A. Laurens et al. – 7th Interplanetary CubeSat Workshop, May 2018