



LES HAUTES TEMPÉRATURES DANS LE DOMAINE SPATIAL : CONSTRAINTES ET SOLUTIONS

22/06/2023

Ecole CNRS, Blagnac

Clément BRYSSBAERT, CNES

Sommaire

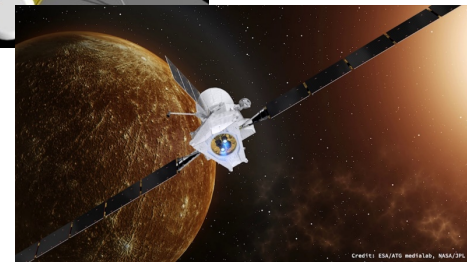
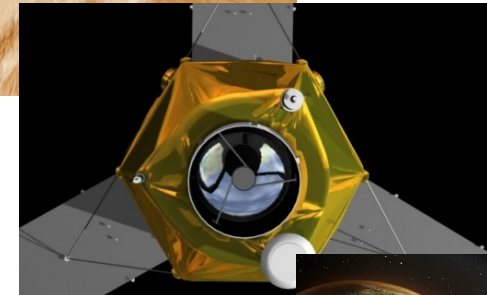


- **Les Hautes Températures dans le domaine spatial : applications et missions**
- **Contraintes liées aux Hautes Températures sous vide**
- **Matériaux et revêtements Haute Température pour le contrôle thermique**
- **Technologies Haute Température pour le contrôle thermique**
- **Exemples concrets de missions spatiales**

Les Hautes Températures dans le domaine spatial : applications et missions

Dans le domaine spatial, les matériaux et technologies haute température sont utilisés historiquement :

- pour la propulsion (tuyères et chambres de combustion), pour les protections thermiques lors des phases de rentrée (capsules...) et pour les premières sondes s'approchant du Soleil
- ensuite, pour la protection thermique des satellites au lancement (coiffe éjectée à basse altitude des lanceurs russes)
- puis pour réaliser des aérofreinages et aérocaptures
- plus récemment pour des instruments optiques à risque de forte concentration solaire à l'intérieur des télescopes et pour la protection thermique de sondes spatiales approchant le Soleil (Vénus, Mercure et le Soleil)



Les Hautes Températures dans le domaine spatial : applications et missions

Pour ces dernières missions d'exploration du système solaire (Bepi-Colombo, Parker Solar Probe, Solar Orbiter) :

→ activité importante de développement et qualification de nouvelles technologies performantes, à masse réduite

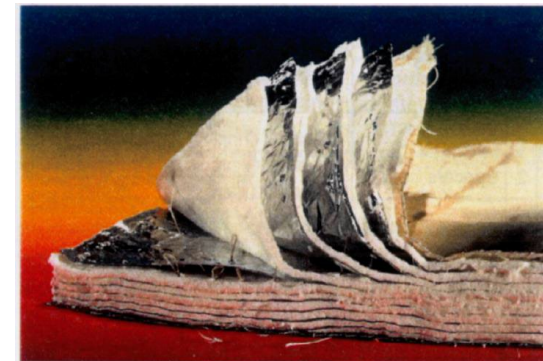
→ le contrôle thermique mis en place pour prendre en compte l'environnement de ces missions (vide, haute température, radiations) a fait l'objet d'un développement et de campagnes de validation spécifiques liées aux contraintes des essais haute température sous vide



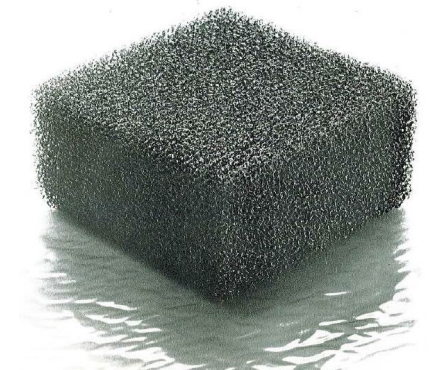
Bouclier thermique en PyroSiC



Bouclier thermique Huygens



MLI (matelas isolant) Haute Temperature



Reticuleous Vitreous Carbon foam



Contraintes liées aux hautes températures sous vide

- Nombreuses problématiques liées à l'environnement haute température sous vide:
 - Tenue des matériaux en température
 - Dégazage:
 - Maintien du niveau de vide à garantir
 - Contamination à éviter
 - Problématique des colles et adhésifs HT
 - Gradients de température importants
 - Isolations thermiques, zones thermiques différenciées
 - Dispositifs thermiques à adapter:
 - Réchauffeurs HT
 - Radiants
 - Lampes IR
 - Simulateur solaire (cartographie à réaliser)
 - Instrumentation adaptée et étalonnage de la chaîne de mesure nécessaire

Matériaux et revêtements Haute Température pour le contrôle thermique (1/4)

Métaux		Céramiques		Polymères	
Haute Température (>200°C)	<ul style="list-style-type: none"> - Utilisation: matériaux structurels ou substrats pour revêtements - Avantages: héritage important + dégazent peu - Inconvénients: Choix limité car les propriétés mécaniques chutent en température + problématiques thermoélastiques à considérer - Exemples: Acier Inoxydable, Inconel, Titane, Niobium, Molybdène... 	Haute Température (>200°C)	<ul style="list-style-type: none"> - Utilisation: matériaux structurels poreux, ou isolants couches minces, en fibre, ou revêtements, échangeurs de chaleur - Avantages: héritage important (navette, ATV, Bepi-C) et dégazent peu - Inconvénients: Fragilité - Exemples: oxydes métalliques (alumine, quartz..), carbures (C, SiC), fibres Nextel 	Isolations	<ul style="list-style-type: none"> - Utilisation: isolations non réutilisables (ablatives) - Avantages: charges et résines choisies pour tenue mécanique ou bonne isolation thermique, légèreté - Inconvénients: fabrication, coût, mise en oeuvre - Exemples: SIRCA (Silicone Impregnated Reusable Ablator), Prosial (sphères de silice en suspension dans élastomère silicone), résines phénoliques chargées ou silicone
Ultra Haute Température (>1600°C)	<ul style="list-style-type: none"> - Utilisation: très hautes températures (métaux réfractaires). Peu utilisés dans le spatial. - Avantages: Très stables à très haute température, bonne résistance aux chocs, faciles à usiner, bonne conductivité thermique - Inconvénients: Oxydation, fluage à très haute température, approvisionnement? - Exemples: Re, W, Mo... 	Ultra Haute Température (>1200°C)	<ul style="list-style-type: none"> - Utilisation: très hautes températures. Peu utilisés dans le spatial. - Avantages: Bonne résistance mécanique, résistance à l'oxydation pour les oxydes mais faible résistance aux chocs. - Inconvénients: Fragilité, certaines céramiques sont difficiles à usiner. Approvisionnement? - Exemples: TaC, ZrB2, ZrC, HfB2, HfC, HfN 	Films minces (substrats de revêtements)	<ul style="list-style-type: none"> - Utilisation: feuillets de MLI (matelas isolants), isolant thermique - Avantages: solidité mécanique et résistance HT, flexibilité - Inconvénients: coût - Exemples: PEEK (300°C), PTFE (290°C), Kapton (300°C), Upilex S, mylar

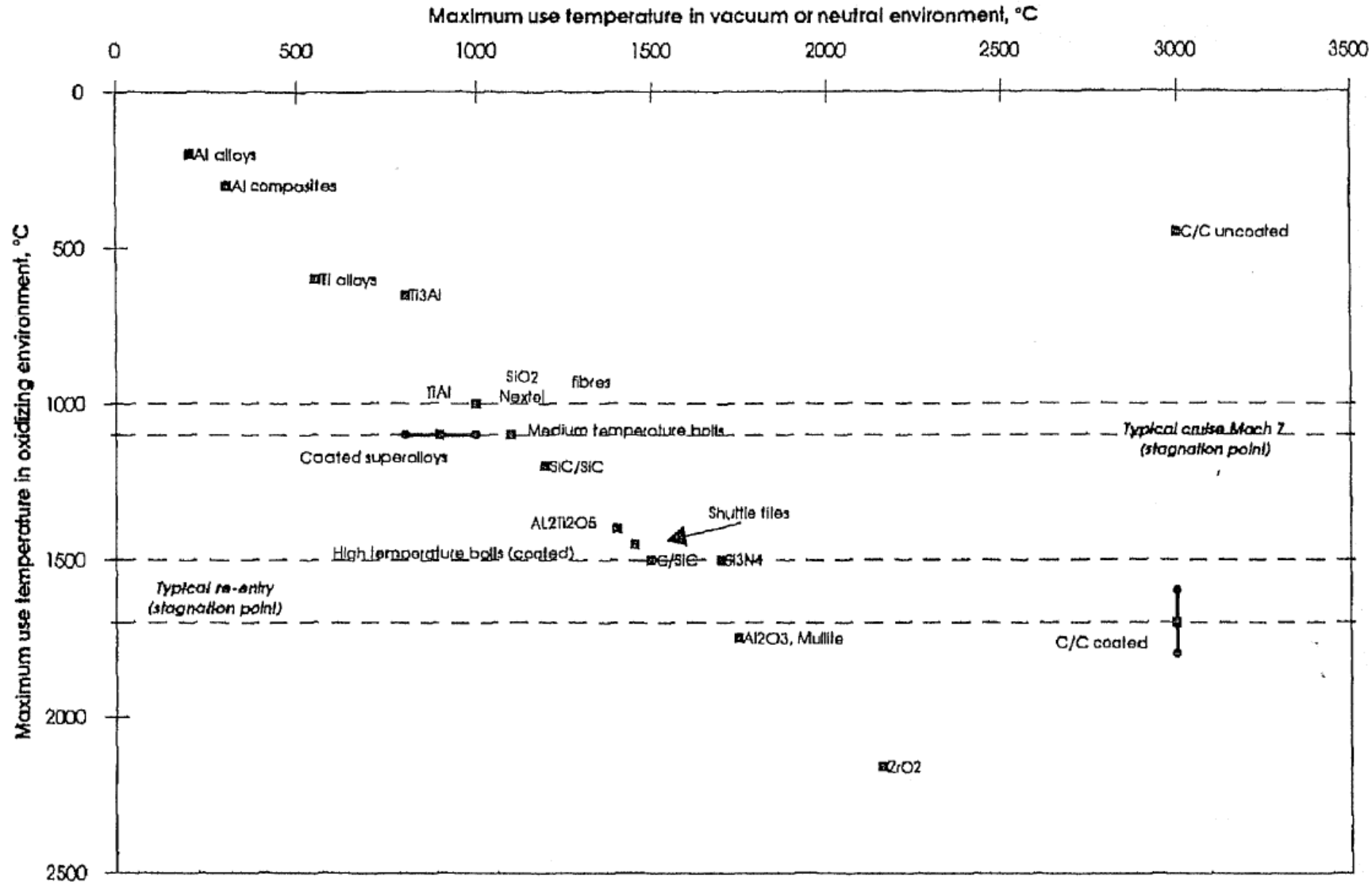
Matériaux et revêtements Haute Température pour le contrôle thermique (2/4)

Composites	
Inorganiques	<ul style="list-style-type: none"> - Utilisation: rentrées atmosphériques - Avantages: héritage, propriétés mécaniques stables à haute température - Inconvénients: fabrication longue - Exemples: SiC, C/C, RCC, ASB
Matrice métallique	<ul style="list-style-type: none"> - Utilisation: structures tubulaires, radiateurs hautes température, antennes - Avantages: bonne propriétés mécaniques jusqu'à 500°C, masse réduite - Inconvénients: développement à l'arrêt depuis qu'ils ne sont plus nécessaires aux systèmes de défense - Exemples: B/Al, Gr/Al, Gr/Ep, Gr/Cu
Matrice polymère	<ul style="list-style-type: none"> - Utilisation: rentrée atmosphérique, boucliers thermiques, structures antennes, guides d'onde, brides... - Avantages: nombreux types de composites = adaptation au besoin (résistance mécanique, haute température, isolants thermiques...) - Inconvénients: fabrication, coûts - Exemples: AQ60, AQ61

Fils et tissus	Mousses et aérogels
<ul style="list-style-type: none"> - Utilisation: protections impacts et micrométéorites, scaphandes, ISS, boucliers thermiques, isolations thermiques (MLI) - Avantages: héritage, propriétés mécaniques stables à haute température - Inconvénients: pollution particulaire - Exemples: Beta cloth, Nextel, Nomex (aramide), Kevlar 	<ul style="list-style-type: none"> - Utilisation: protections impacts et micrométéorites, scaphandes, ISS, boucliers thermiques, isolations thermiques (MLI) - Avantages: faible conductivité thermique, faible densité - Inconvénients: pollution particulaire selon les mousses, manipulation, mise en oeuvre (épais) - Exemples: RVC (carbone vitreux), ERG, Ultramet, GrafTech FPA-05, Calcarb Standard Boars, AAerofoam

Matériaux et revêtements Haute Température pour le contrôle thermique (3/4)

Synthèse:



Matériaux et revêtements Haute Température pour le contrôle thermique (4/4)

• Revêtements pour le contrôle thermique: choix ϵ , α pour maîtriser la température de surface: $T = (\alpha \cdot P / (\epsilon \cdot \sigma))^{1/4}$

• Revêtements noirs ($\alpha \sim \epsilon \sim 1$):

- Température relativement élevée
- Peintures peu utilisées à HT: problème de tenue (différence de CTE)
- Revêtements céramiques: applicables sous forme de dépôt ou en couches faibles
- Tenue jusqu'à 700°C
- α et ϵ stable sur la durée de vie

• Revêtements froids ($\alpha < \epsilon$):

- Température plus basse
- Peintures peu utilisées à HT: problème de tenue (différence de CTE) et vieillissement important (jaunissement peinture sous UV: α augmente)
- Revêtements céramiques: applicables sous forme de dépôt ou en couches faibles. Alumine, Zircon
- Isolant électrique
- Vieillessement à caractériser

• Revêtements chauds ($\alpha > \epsilon$):

- Température très élevée : problématique des tests
- Polissages, argentures, dorures: faible absorptivité
- Intérêt si combinés en face arrière avec revêtement émissif

Nom	Couleur initiale	Type	Fabricant	Projets, REX	T max. (°C)	α_{UV}	ϵ_{IR}	Epaisseur (μm)	Conducteur ? / Résistance	Substrats connus	Commentaires
PGN HT	Noir	Peinture silicone noire	MAP	Boucliers thermiques (rentrée)	400 (amb. oxydante)	0,92 à 0,93	0,79 à 0,88	30 - 50	Non	Acier sablé	
Keplacoat	Noir	Céramique	AHC	Pléiades	700* (sur Ti)	0,95	0,65 (Al) 0,8 (Ti)	Dépôt de quelques μm	Non	Alliage Ti, Al ou Mg	La Tmax dépend du substrat * données AHC
Vacuum Black	Noir	Revêtement absorbant inorganique	Acktar	CSO	350*			3 - 5	$\leq 2 \cdot 10^6 \Omega/\text{sq}$	Ti-6Al-4V (cf. DR17)	Acktar propose d'autres revêtements noirs : MagicBlack, NanoBlack, FractalBlack... * données Acktar
OAN, OAS	Noir	Traitement de surface	Materials Tec Solutions, Gallion	ERBS (NASA)...	$T_{\text{fusion}} = 2000^\circ\text{C}$	> 0,9	> 0,9	Quelques dizaines de μm	Non	Aluminium	Utilisé sur projets jusqu'à 150 °C
Kevlar	Noir	Aramide	Dupont de Nemours	US Shuttle	300 °C			250			
Plasmocer	Noir ou Blanc	Enduit céramique	PTS Jena	SILEX, XMM (ESA)						Aluminium	
YB-71P	Blanc	Peinture inorganique	Alion	Bepi Colombo	450	0,12	0,9		Non	Aluminium, Or, Titane	1000 °C peuvent être atteints par pics de courte durée
AZ-2000-IECW	Blanc	Peinture inorganique	AZ technology	Bepi-Colombo MISSE-2	1000*	0,25	0,88	100	Oui $10^4\text{-}10^5 \Omega/\text{sq}$		α_{UV} pour ép. > 76 μm 100 μm = nominal dry thickness *Données fournisseur
AZ-93	Blanc	Peinture inorganique	AZ technology	MISSE	1400*	0,15	0,91	127	$\sim 10^{13} \Omega/\text{sq}$		α_{UV} pour ép. > 127 μm 127 μm = nominal dry thickness AZ-93 remplace Z-93 *Données fournisseur
Alumine Al_2O_3	Blanc	Revêtement céramique	Marketech International	US Shuttle Hermès SP+	$T_{\text{fusion}} > 2000^\circ\text{C}$	0,6 < α/ϵ < 0,97 selon le traitement et l'épaisseur*		~ 150	Non	Aluminium C/C C/SiC	Propriétés thermo-optiques dépendent du substrat, traitement, additifs... *mesures sur échantillons SP+ (cf. DR28)
PBN	Blanc	Revêtement céramique	GE Advanced Ceramics	Solar Probe	1570 (sur C/C)	$\alpha/\epsilon \sim 0,3$ (cf. DR25)		~ 150		C/C	Bonne tenue sur C/C jusqu'à 1570 °C d'après DR25
BaZP	Blanc	Revêtement céramique	SMAHT Ceramics	Solar Probe	1230 (sur C/C)					C/C	Stabilité sur C/C jusqu'à 1230 °C d'après DR25
Nom	Couleur initiale	Type	Fabricant	Projets, REX	T max. (°C)	α_{UV}	ϵ_{IR}	Epaisseur (μm)	Conducteur	Substrats connus	Commentaires
Oxyde d'Yttrium	Blanc	Revêtement céramique	CeramTec	Solar Probe+	$T_{\text{fusion}} = 2410^\circ\text{C}$					C/C	
Zn_2TiO_4 , $\text{K}_2\text{O}_3\text{Si}$	Blanc	Revêtement céramique	-	Bepi-Colombo	> 350 °C	< 0,11	> 0,88		$R_{\text{surf}} > 2 \cdot 10^8 \Omega/\text{sq}$	Métal Céramique CFRP et films polymères	Echantillons testés pour Bepi-C (cf. DR29)
Zircone	Blanc	Revêtement céramique	CeramTec	Chambres de combustion, tuyères, réchauffeurs	1000 °C		< 0,8			Métal	Bonne tenue adhérence sur substrats métalliques
Mullite	Blanc	Revêtement céramique	Final Materials	Hermès	1700 (sous air)		0,8-0,85			Métal, Céramique	Bonne tenue aux chocs thermiques
Dorure / Argenture / Polissage	Doré, Argenté (chaud)	Dorure / polissage				<< 1 ~ 0,02	0,28 (or) 0,07 (Ar)	Plusieurs μm	Oui	Métal	Tenue et évolution haute température à évaluer

Matériaux et revêtements Haute Température Contrôle thermique (4/4)

T: température en K
 P: puissance incidente en W
 α : coefficient d'absorptivité
 ϵ : émissivité IR
 σ : constante de Stefan Boltzmann W / m² K⁴

- Revêtements pour le contrôle thermique: choix ϵ , α pour maîtriser la température de surface: $T = (\alpha \cdot P / (\epsilon \cdot \sigma))^{1/4}$
 - Revêtements noirs ($\alpha \sim \epsilon \sim 1$):
 - Température relativement élevée
 - Peintures peu utilisées à HT: problème de tenue (différence de CTE)
 - Revêtements céramiques: applicables sous forme de dépôt ou en couches faibles
 - Tenue jusqu'à 700°C
 - α et ϵ stable sur la durée de vie
 - Revêtements froids ($\alpha < \epsilon$):
 - Température plus basse
 - Peintures peu utilisées à HT: problème de tenue (différence de CTE) et vieillissement important (jaunissement peinture sous UV: α augmente)
 - Revêtements céramiques: applicables sous forme de dépôt ou en couches faibles. Alumine, Zircon
 - Isolant électrique
 - Vieillessement à caractériser
 - Revêtements chauds ($\alpha > \epsilon$):
 - Température très élevée : problématique des tests
 - Polissages, argentures, dorures: faible absorptivité
 - Intérêt si combinés en face arrière avec revêtement émissif

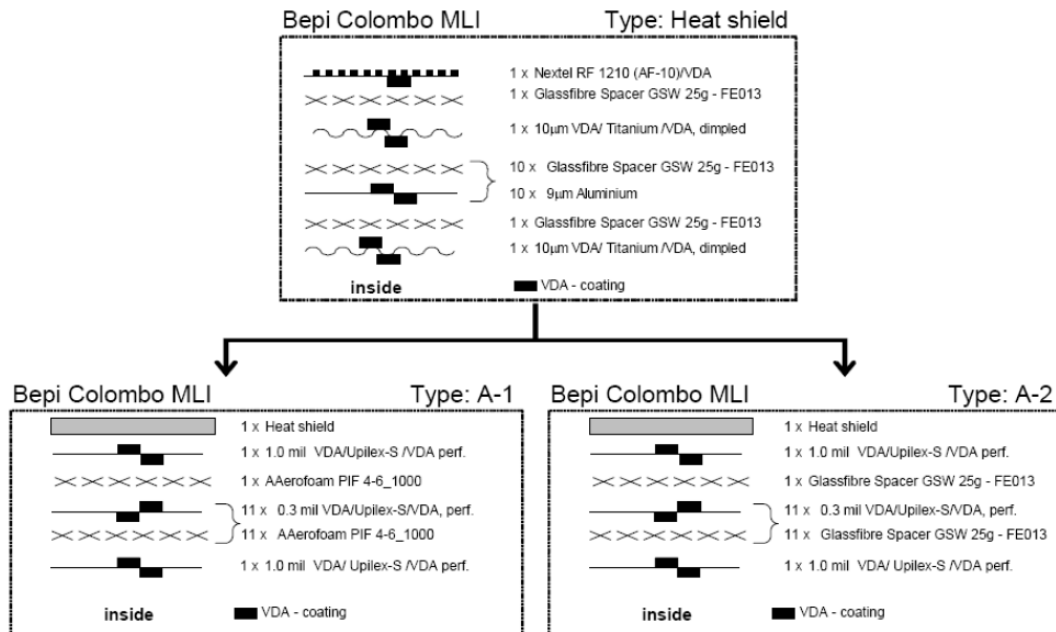
Projets, REX	T max. (°C)	α_{UV}	ϵ_{IR}	Epaisseur (µm)	Conducteur ? / Résistance	Substrats connus	Commentaires					
Boucliers thermiques (rentrée)	400 (amb. oxydante)	0,92 à 0,93	0,79 à 0,88	30 - 50	Non	Acier sablé						
Keplacoat	Noir	Céramique	AHC	Pliéades	700* (sur Ti)	0,95	0,65 (Al) 0,8 (Ti)	Dépôt de quelques µm	Non	Alliage Ti, Al ou Mg	La Tmax dépend du substrat * données AHC	
Vacuum Black	Noir	Revêtement absorbant inorganique	Acktar	CSO	350*			3 - 5	$\leq 2 \cdot 10^6 \Omega/sq$	TI-6Al-4V (cf. DR17)	Acktar propose d'autres revêtements noirs : MagicBlack, NanoBlack, FractalBlack... * données Acktar	
OAN, OAS	Noir	Traitement de surface	Materials Tec Solutions, Gallion	ERBS (NASA)...	$T_{fusion} = 2000^\circ C$	> 0,9	> 0,9	Quelques dizaines de µm	Non	Aluminium	Utilisé sur projets jusqu'à 150 °C	
Kevlar	Noir	Aramide	Dupont de Nemours	US Shuttle	300 °C			250				
Plasmocer	Noir ou Blanc	Enduit céramique	PTS Jena	SILEX, XMM (ESA)						Aluminium		
YB-71P	Blanc	Peinture inorganique	Alion	Bepi Colombo	450	0,12	0,9			Non	Aluminium, Or, Titane	1000 °C peuvent être atteints par pics de courte durée
AZ-2000-IECW	Blanc	Peinture inorganique	AZ technology	Bepi-Colombo MISSE-2	1000*	0,25	0,88	100		Oui 10^4 - $10^5 \Omega/sq$		α_{UV} pour ép. > 76 µm 100 µm = nominal dry thickness *Données fournisseur
AZ-93	Blanc	Peinture inorganique	AZ technology	MISSE	1400*	0,15	0,91	127		$\sim 10^{13} \Omega/sq$		α_{UV} pour ép. > 127 µm 127 µm = nominal dry thickness AZ-93 remplace Z-93 *Données fournisseur
Alumine Al ₂ O ₃	Blanc	Revêtement céramique	Marketech International	US Shuttle Hermès SP+	$T_{fusion} > 2000^\circ C$	0,6 < α/ϵ < 0,97 selon le traitement et l'épaisseur*		~ 150		Non	Aluminium C/C C/SiC	Propriétés thermo-optiques dépendent du substrat, traitement, additifs... *mesures sur échantillons SP+ (cf. DR28)
PBN	Blanc	Revêtement céramique	GE Advanced Ceramics	Solar Probe	1570 (sur C/C)	$\alpha/\epsilon \sim 0,3$ (cf. DR25)		~ 150			C/C	Bonne tenue sur C/C jusqu'à 1570 °C d'après DR25
BaZP	Blanc	Revêtement céramique	SMAHT Ceramics	Solar Probe	1230 (sur C/C)						C/C	Stabilité sur C/C jusqu'à 1230 °C d'après DR25
Nom	Couleur initiale	Type	Fabricant	Projets, REX	T max. (°C)	α_{UV}	ϵ_{IR}	Epaisseur (µm)	Conducteur	Substrats connus	Commentaires	
Oxyde d'Yttrium	Blanc	Revêtement céramique	CeramTec	Solar Probe+	$T_{fusion} = 2410^\circ C$					C/C		
Zn ₂ TiO ₄ , K ₂ O ₃ Si	Blanc	Revêtement céramique	-	Bepi-Colombo	> 350 °C	< 0,11	> 0,88			$R_{surf} > 2 \cdot 10^8 \Omega/sq$	Métal Céramique CFRP et films polymères	Echantillons testés pour Bepi-C (cf. DR29)
Zircone	Blanc	Revêtement céramique	CeramTec	Chambres de combustion, tuyères, réchauffeurs	1000 °C		< 0,8			Oui à haute température	Métal	Bonne tenue adhérence sur substrats métalliques
Mullite	Blanc	Revêtement céramique	Final Materials	Hermès	1700 (sous air)		0,8-0,85			Non	Métal, Céramique	Bonne tenue aux chocs thermiques
Dorure / Argenture / Polissage	Doré, Argenté (chaud)	Dorure / polissage				<< 1 ~ 0,02	0,28 (or) 0,07 (Ar)	Plusieurs µm	Oui	Métal	Tenue et évolution haute température à évaluer	

©CNES – All rights reserved

Technologies Haute Température pour le contrôle thermique (1/8)

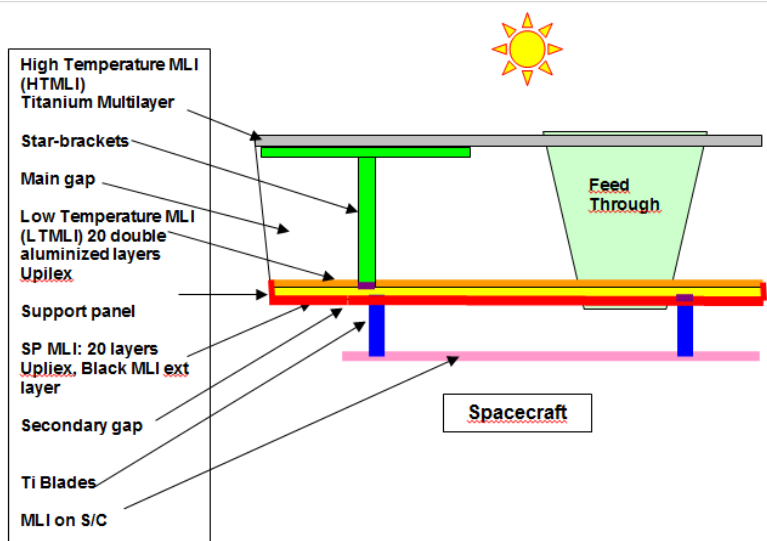
ISOLER:

- Isolation conductive: céramiques (stumatite, zircone, MACOR) ou titanate d'aluminium
- Isolation radiative: MLI (Multi-Layer Insulation)
 - Constitue la technologie d'isolation sous vide la plus utilisée dans le spatial
 - Multicouches avec revêtement interne à faible émissivité (peu de fuite par rayonnement)
 - Intercalaires type voile de mariée: peu de contact (peu de fuite par conduction)
 - Pour les HT: choix de matériaux compatibles. Difficulté potentielle à l'assemblage (fils de couture à qualifier à HT) et problématique de contamination particulaire.
 - Exemple de Bepi-C:

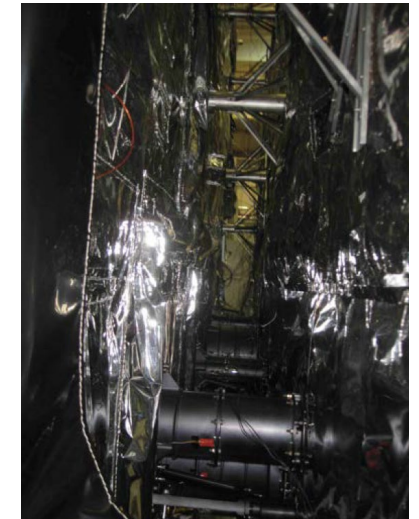


Technologies Haute Température pour le contrôle thermique (2/8)

- Boucliers thermiques et TPS (Thermal Protection System):
 - Les TPS et boucliers thermiques sont généralement constitués :
 - d'un matériau haute température ou ablatif pour protéger les couches sous-jacentes et limiter la température
 - d'une isolation thermique (à base de mousse par exemple)
 - de matériaux structuraux protégés par les éléments précédents
 - Les boucliers thermiques sont constitués de plusieurs étages :
 - soit simplement par superposition de MLI de différentes gammes de température.
 - soit plutôt par utilisation de structures secondaires multi-étagées et fortement découplée les unes des autres par des fixations isolantes, chacune portant ou non une MLI dont la gamme de température est adaptée à l'étage courant.
 - de matériaux structuraux protégés par les éléments précédents



Solar Orbiter's Heat Shield (doors open)



Main gap of the Heat Shield with feedthroughs and star brackets

Technologies Haute Température pour le contrôle thermique (3/8)

TRANSPORT DE CHALEUR À HAUTE TEMPÉRATURE:

- Caloduc Haute Température et boucles fluides Haute Température
- Application: rediriger la chaleur encaissée par un bouclier thermique vers un radiateur par exemple
- Difficulté: choix des couples compatibles fluide caloporteur/ matériaux caloduc. Quelques exemples pour les HT:

Fluide	Température de fonctionnement (°C)	Matériau
Césium	350 à 925	Acier inoxydable, Inconel, Haynes
NaK	425 à 825	Acier inoxydable, Inconel, Haynes
Potassium	400 à 1025	Acier inoxydable, Inconel, Haynes
Sodium	500 à 1225	Acier inoxydable, Inconel, Haynes
Lithium	925 à 1825	Tungstène, Niobium
Argent	1625 à 2025	Tungstène, Molybdène



EVACUATION DE LA CHALEUR ET RADIATEURS HAUTE TEMPÉRATURE:

- Radiateurs: l'évacuation de la chaleur se fait par rayonnement de surfaces à haute émissivité
- A Haute Température: par exemple en composite C/C ou à matrice métallique Gr/Cu

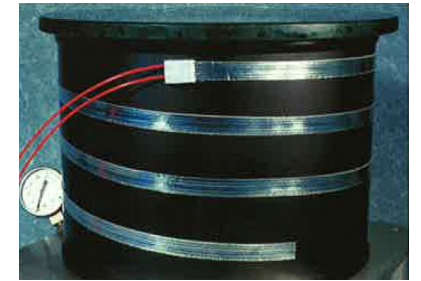


Face interne (à gauche) et externe (à droite) d'un radiateur C/C

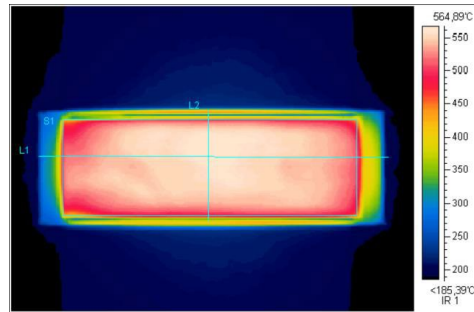
Technologies Haute Température pour le contrôle thermique (4/8)

RECHAUFFER

- Réchauffeurs Haute Température compatibles du vide:
 - Réchauffeurs électriques:
 - Réchauffeurs MICA;
 - Réchauffeurs Clayborns;
 - Réchauffeurs Thermocoax ;
 - Dispositif de réchauffage céramique ;
 - Réchauffeurs type « cartouche » ;
 - Réchauffeur type « corde ».



- Réchauffage par rayonnement IR:



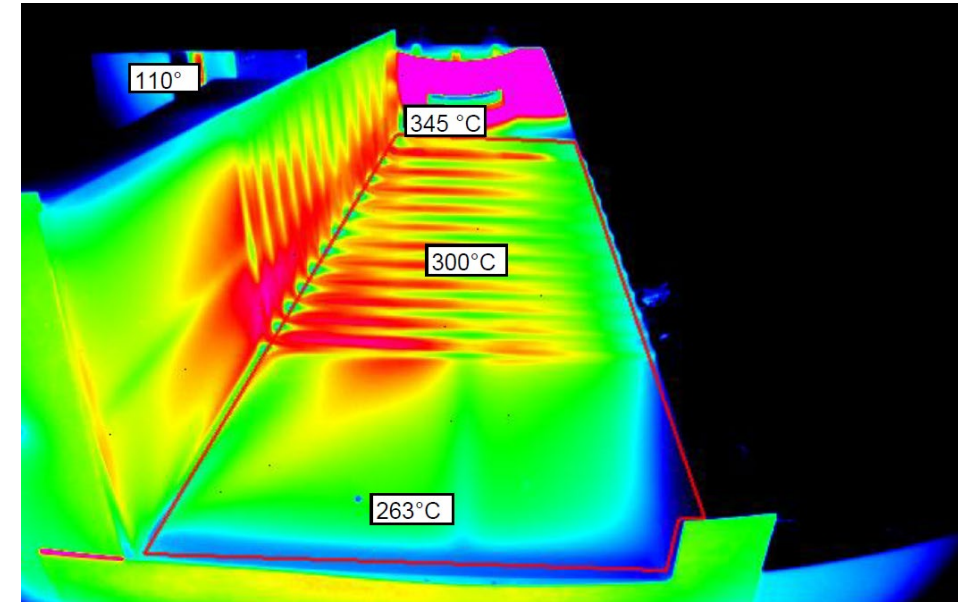
- Réchauffage par lumière visible: simulateurs solaires (lampes à Xenon...)

- Problématique liée aux essais sous vide: dégazage, décontamination... → choix des matériaux en conséquence et/ou procédure de mise en œuvre adaptée (par exemple pre-burning avant utilisation sous vide). Matériaux parfois contraignant : fragiles, cancérigènes...

Technologies Haute Température pour le contrôle thermique (5/8)

MESURER

- Sondes de température
 - Thermocouples type K à gaine chemisée inoxydable. Utilisable jusqu'à 1200°C mais problématique à froid ($T < -70^{\circ}\text{C}$): C'est l'alliage des conducteurs de la bobine de câble chemisé qui est en cause. La f.e.m. des thermocouples type K étant très sensible à basse température.
 - Sondes platines Pt100, Pt1000... jusqu'à environ 400°C
- Caméras IR:
 - Mesure à distance
 - Valable si flux IR important (émissivité et température élevés) mais pas trop élevé car risque de saturation
 - Nécessité de caractériser l'émissivité des surfaces à la température ciblée pour bonne précision
 - Certains logiciels calculent la température en supposant l'environnement froid (-180°C) → erreur de mesure
 - Risque d'artefacts liés aux multiréflexions à prendre en compte (straylight analysis si besoin)
 - Fiable en relatif (points chauds et gradients) mais peu précise en absolu surtout pour les faibles émissivités → recommandé d'avoir des sondes de températures précis dans les zones mesurées pour connaître le biais de mesure
- Problématiques liées aux mesures à haute température sous vide: précision et étalonnage, gradient important, fuites, thermalisation, maintien, gamme large difficile à couvrir avec un seul type de sonde de température



Technologies Haute Température pour le contrôle thermique (6/8)


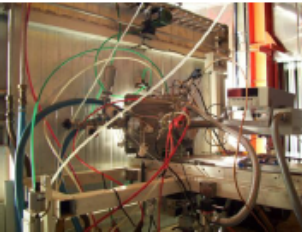
TESTER




- Moyens d'essai Haute Température: tests sur échantillons:

Test equipment name, type	Test equipment description, place	Characteristics	Picture
"Etuve thermique", Thermal cycling under nitrogen	CNES DCT/TV/TH, Toulouse, France	[-180;+300°C] Ambient pressure under nitrogen (GN ₂) Heating/cooling rate up to: 40°C/ mn 24 samples of 80 mm x 80 mm.	
Thermal cycling under nitrogen	CNES DCT/AQ/LE, Toulouse, France	[-180 ; +300°C] Ambient pressure under nitrogen (GN ₂) Heating/cooling rate up to: 40°C/ mn Volume : 20x30x30 cm ³	
FTV, thermal cycling under vacuum	ESA, Noordwijk, Netherlands	[-150 ; +600°C] Pressure ≤ 10 ⁻⁶ mbar vacuum Many samples Typical sample dimensions are 19x19 mm ² or 30x30 mm ² but 50x50 or 80x80 allowed.	



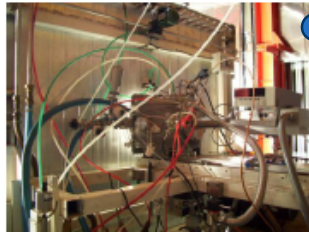

Thermal cycling under vacuum « MiniWRK »	AAC (Aerospace & Advanced Composites), Austria	[-150°C (TBC), +800°C] Or [+100°C, +700°C] in MiniWRK	
HITES (High Temperature Exposure Systems), thermal endurance test.	ESA, Noordwijk, Netherlands	Temperature up to 400°C External radiative heating Pressure 10 ⁻⁵ mbar vacuum Heating rate up to 20°C/mn 2 samples holder of 200 mm length and 70 mm width (about 6 samples 50*50 mm ²) 40 samples 30*30 mm ² and 40*8 cm ² area Typical sample dimensions are 19x19 mm ² or 30x30 mm ² .	
XTES (High Temperature Exposure Systems), thermal endurance test.	ESA, Noordwijk, Netherlands	Temperature up to 1100°C External radiative heating Pressure 10 ⁻⁷ mbar vacuum Heating rate up to 5°C/mn 2 samples holder of 780 mm length and 100 mm width 30-80 samples (about 25 samples of 50*50 mm ² or 15 samples of 80*80 mm ²) Typical sample dimensions are 19x19mm ² or 30x30 mm ² . For XTES: Dimension up to 500 mm, diameter 125 mm	

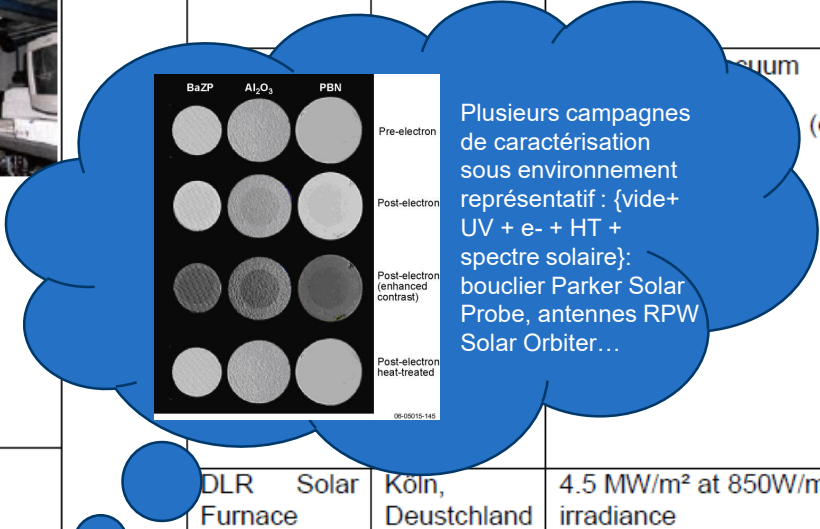
Technologies Haute Température pour le contrôle thermique (7/8)

<p>STAR (Synergistic Temperature Accelerated Radiation facility)</p>	<p>ESA, Noordwijk, Netherlands</p>	<p>[-180 ; +550°C] UV/VUV radiation (115-400 nm) up to 20 SC (VUV 8-12 SC ; UV 7-12 SC) Particule radiation: electrons 1-100 keV, protons 1-100 keV, STAIB source In situ solar reflectance characterisation (integrating sphere) Pressure: vacuum <math><10^{-6}</math> mbar (typically <math>10^{-6}< math>="" mbar)<br=""></math>10^{-6}<> Minimum single sample size of 19*19mm for thermo-optical characterisation 10 samples (20 planned) Typical sample dimensions are 19x19 mm or 30x30 mm². Note : STAR facility can accommodate maximum 12 samples of 19x19mm² +/-1mm. It is important for the thermo conductivity that the samples have the same height. If not, adaptors spacers need to be provided or a special mask/sample holder has to be manufactured. The sample plate is usually 140x75mm².</p>	
<p>MEDIASE (Moyen d'Essai et de Diagnostic en Ambiance Spatiale Extrême)</p>	<p>PROMES-CNRS, Odeillo, France (1000 kW solar furnace)</p>	<p>[+25 ; +2200°C] UV/VUV: Omicron nanotechnology, source HIS 13 (capillary discharge principle), used with hydrogen to reproduce H-Lyman α ray (@121.6 nm) Particule radiation: Fisons Instrument, EX05 Ion Gun (H⁺, He⁺ & He²⁺), flux 5E²¹ ions.m².s⁻¹ Pressure: vacuum <math><10^{-5}</math> mbar (typically <math>10^{-7}< math>="" mbar)<br=""></math>10^{-7}<> Equipped with quartz microbalance to measure weigh loss of the sample, a mass spectrometer to analyse the gaseous phase emitted from the sample (0-300 amu), a pyroreflectometer for sample in-</p>	

		<p>situ temperature measurement 1 sample: phi 40mm, minimum thickness 1,5mm, ideal thickness 2mm Available only until end of April 2013</p>	
<p>SAGEM (Safran)</p>	<p>Poitiers</p>	<p>Oven under vacuum [+20°C, +1000°C] (on the plate) Pressure <math><10^{-5}</math> hPa No cooling system</p>	
<p>DLR Solar Furnace</p>	<p>Köln, Deustchland</p>	<p>4.5 MW/m² at 850W/m² direct irradiance 17500W/m² reachable on 30cm diameter Vacuum (<math>10^{-5}< hpa="" math>="" tbc)<br=""></math>10^{-5}<> 10 Xenon lamps : 20 kW</p>	

Technologies Haute Température pour le contrôle thermique (7/8)

<p>STAR (Synergistic Temperature Accelerated Radiation facility)</p>	<p>ESA, Noordwijk, Netherlands</p>	<p>[-180 ; +550°C] UV/VUV radiation (115-400 nm) up to 20 SC (VUV 8-12 SC ; UV 7-12 SC) Particule radiation: electrons 1-100 keV, protons 1-100 keV, STAIB source In situ solar reflectance characterisation (integrating sphere) Pressure: vacuum <math><10^{-6}</math> mbar (typically <math>10^{-6}< math>="" mbar)<br=""></math>10^{-6}<> Minimum single sample size of 19*19mm for thermo-optical characterisation 10 samples (20 planned) Typical sample dimensions are 19x19 mm or 30x30 mm². Note : STAR facility can accommodate maximum 12 samples of 19x19mm² +/-1mm. It is important for the thermo conductivity that the samples have the same height. If not, adaptors spacers need to be provided or a special mask/sample holder has to be manufactured. The sample plate is usually 140x75mm².</p>				<p>situ temperature measurement 1 sample: phi 40mm, minimum thickness 1,5mm, ideal thickness 2mm Available only until end of April 2013</p>	
<p>MEDIASE (Moyen d'Essai et de Diagnostic en Ambiance Spatiale Extrême)</p>	<p>PROMES-CNRS, Odeillo, France (1000 kW solar furnace)</p>	<p>[+25 ; +2200°C] UV/VUV: Omicron nanotechnology, source HIS 13 (capillary discharge principle), used with hydrogen to reproduce H-Lyman α ray (@121.6 nm) Particule radiation: Fisons Instrument, EX05 Ion Gun (H⁺, He⁺ & He²⁺), flux 5E²¹ ions.m².s⁻¹ Pressure: vacuum <math><10^{-5}</math> mbar (typically <math>10^{-7}< math>="" mbar)<br=""></math>10^{-7}<> Equipped with quartz microbalance to measure weigh loss of the sample, a mass spectrometer to analyse the gaseous phase emitted from the sample (0-300 amu), a pyroreflectometer for sample in-</p>		<p>DLR Solar Furnace</p>	<p>Köln, Deutschland</p>	<p>4.5 MW/m² at 850W/m² direct irradiance 17500W/m² reachable on 30cm diameter Vacuum (10⁻⁵ hPa TBC) 10 Xenon lamps : 20 kW</p>	



BaZP Al₂O₃ PBN

Pre-electron
Post-electron
Post-electron (enhanced contrast)
Post-electron heat-treated

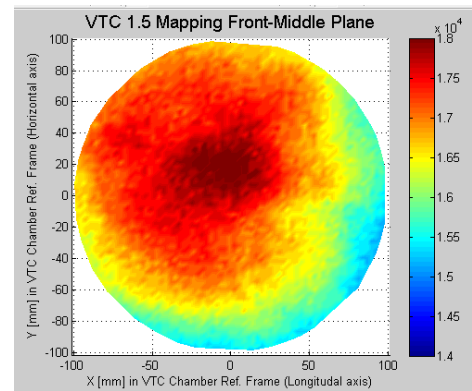
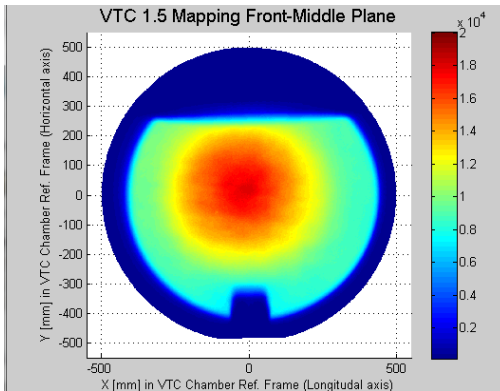
Plusieurs campagnes de caractérisation sous environnement représentatif : {vide+ UV + e- + HT + spectre solaire}: bouclier Parker Solar Probe, antennes RPW Solar Orbiter...

©CNES – All rights reserved

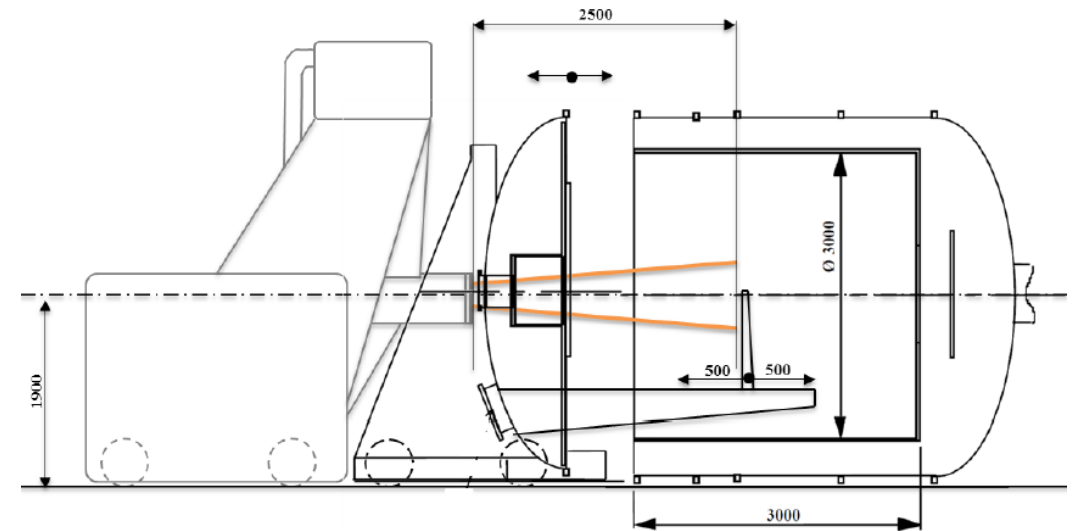
Technologies Haute Température pour le contrôle thermique (8/8)

TESTER

- Moyens d'essai Haute Température: essais en environnement (instruments, satellites)
 - VTC A.5 ETS (ESA/ESTEC):
 - Vide: 10^{-5} mbar
 - Ecrans froids (azote)
 - 13 Cs +/-5% sur 200mm de diamètre (1 Cs = $1400\text{W}/\text{m}^2$)
 - 1 seule lampe → sensibilité au scintillement et dérive
 - Calibration et cartographie en fonction du besoin avant l'essai
 - Homogénéité médiocre mais peu convenir au besoin thermique



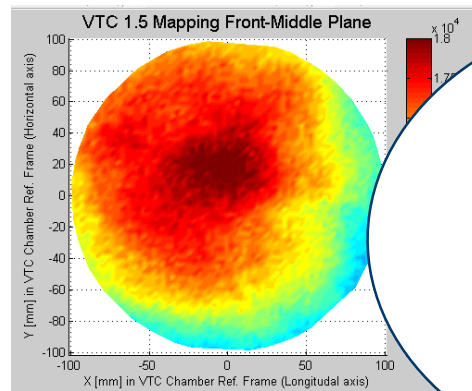
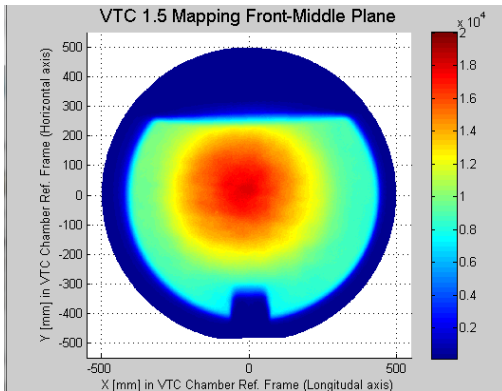
- SIMDIAADS EVT:
 - Vide: 10^{-5} mbar
 - Ecrans froids (azote)
 - Flux solaire à partir de 5 lampes 6.5 kW
 - Système de miroirs et lentilles pour obtenir 13Cs +/- 10% sur environ 300mm de diamètre à l'intérieur de la chambre principale avec un demi-angle de collimation de 1.8° (selon le réglage)



Technologies Haute Température pour le contrôle thermique (8/8)

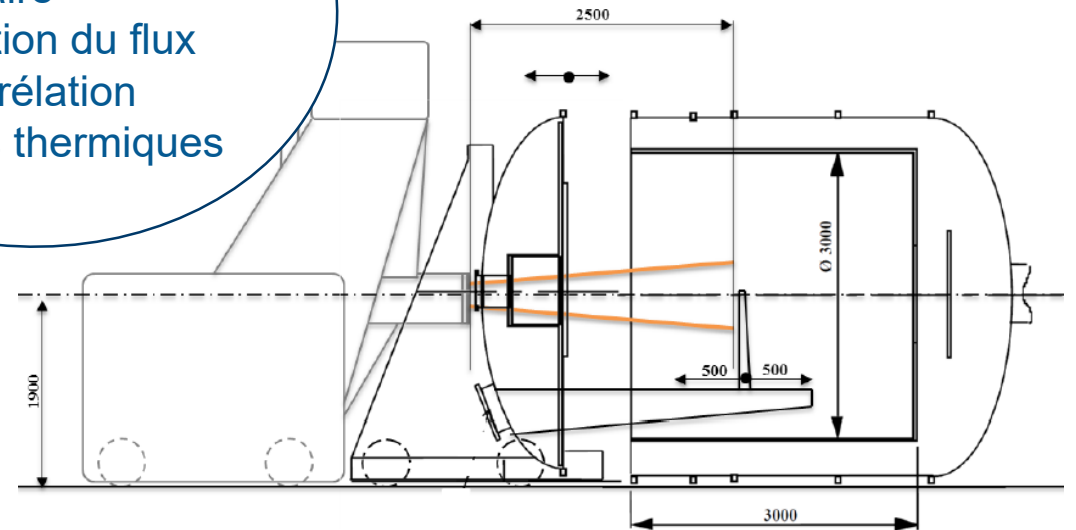
TESTER

- Moyens d'essai Haute Température: essais en environnement (instruments, satellites)
 - VTC A.5 ETS (ESA/ESTEC):
 - Vide: 10^{-5} mbar
 - Ecrans froids (azote)
 - 13 Cs +/-5% sur 200mm de diamètre (1 Cs = $1400\text{W}/\text{m}^2$)
 - 1 seule lampe → sensibilité au scintillement et dérive
 - Calibration et cartographie en fonction du besoin avant l'essai
 - Homogénéité médiocre mais peu convenir au besoin thermique



Problématiques:
 - homogénéité du flux 'solaire'
 - simulation du flux pour corrélation modèles thermiques

- SIMDIAADS EVT:
 - Vide: 10^{-5} mbar
 - Ecrans froids (azote)
 - Flux solaire à partir de 5 lampes 6.5 kW
 - Système de miroirs et lentilles pour obtenir 13Cs +/- 10% sur environ 300mm de diamètre à l'intérieur de la chambre principale avec un demi-angle de collimation de 1.8° (selon le réglage)



Exemples concrets de missions spatiales Haute Température

Solar Orbiter (1/5)

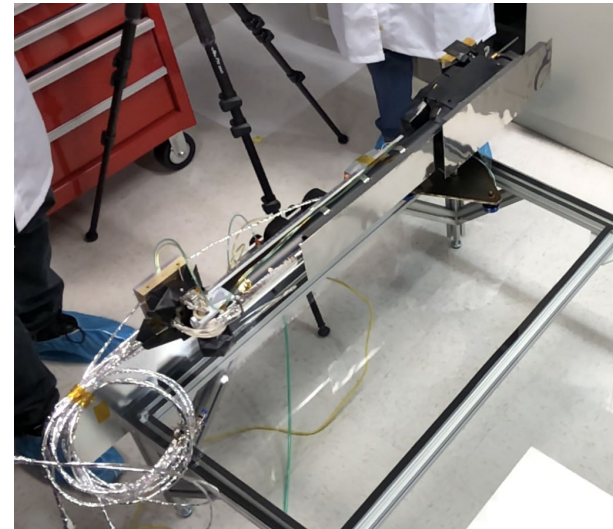
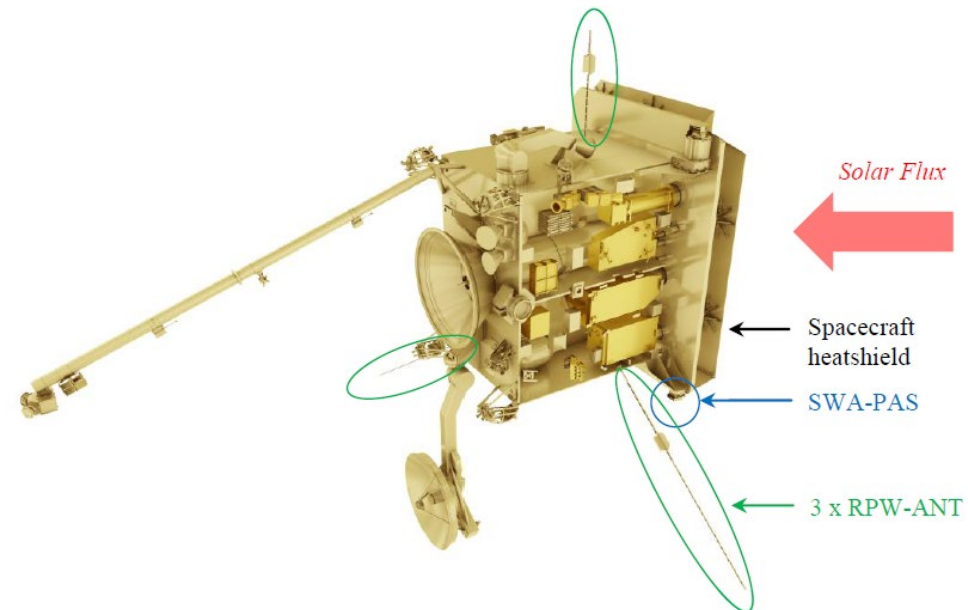
- La mission:
 - 'SOLO' est une mission de classe M1 du programme Cosmic Vision de l'ESA
 - Adresse les questions centrales de la physique du Soleil: étudier les composantes de l'environnement au plus proche de notre étoile:
 - Rayonnement électromagnétique solaire et planétaire, plasmas, particules, thermiques...
 - Synergie unique avec Parker Solar Probe et les observatoires terrestres (ATST...)
 - Durée de vie nominale : 7 ans / étendue : 10 ans
 - Approche à 0.28 UA du Soleil (60 Rayons solaires)
 - En exploitation (lancé le 10/02/2020)
- La sonde:
 - Masse totale ~1720 kg / Charge utile ~210 kg
 - 4 instruments in-situ et 6 instruments remote-sensing
 - Puissance max ~1100W
 - Stabilisé 3 axes pointé Soleil
 - Orbite: 0.28 UA-0.91 UA (période: 150-168j) / Hibernation entre 1.2 et 1.5 UA
 - Bouclier thermique pour protéger le satellite et la plupart des charges utiles
 - Tire en partie profit de l'héritage Bepi-Colombo
- Contraintes thermiques:
 - Proximité du Soleil (0.28 UA) → 13 Cs (17 500 W/m²) → Hautes Températures combinées au vide et aux radiations
 - Large plage de distance au Soleil et peu de puissance disponible pour le réchauffage à 1.5 UA → Design thermique robuste à chaud comme à froid
 - Manoeuvres à 0.95 UA → Soleil dans n'importe quelle direction
 - Contraintes scientifiques à prendre en compte → matériaux conducteurs voire photo-émissifs pour les antennes RPW → contrainte sur les matériaux et revêtements
 - Contraintes électro-magnétiques → contraintes sur matériaux et revêtements et sur le réchauffage (boucles magnétiques, type de régulation...)
 - Contraintes thermo-élastiques : large gamme de température



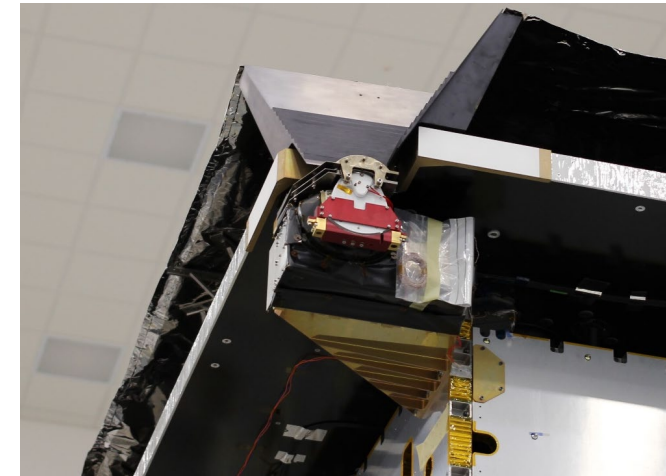
Exemples concrets de missions spatiales Haute Température

Solar Orbiter (2/5)

- Pour la sonde :
 - Bouclier thermique (voir slide 12) permettant de passer de 520°C à 50°C
 - Revêtement Solar Black pour le bouclier et l'antenne haut gain
 - Revêtement Solar White sur certaines parties des panneaux solaires et OSR (impact → réflexions vers les instruments)
 - Tresses en graphite pyrolytique pour couplage des radiateurs
 - Doigts froids (machines cryogéniques) pour certains détecteurs des instruments internes
- Instruments in-situ:
 - Contraintes similaires à celles du satellite → bouclier thermique dédié ou matériaux HT indispensables + jets de tuyère (jusqu'à 6000 W/m² localement)
 - Exemples des instruments RPW-ANT et SWA-PAS



Antenne RPW en position stockée

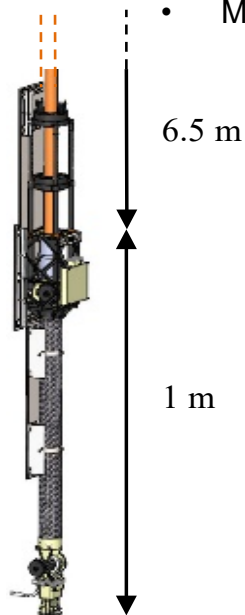


SWA-PAS

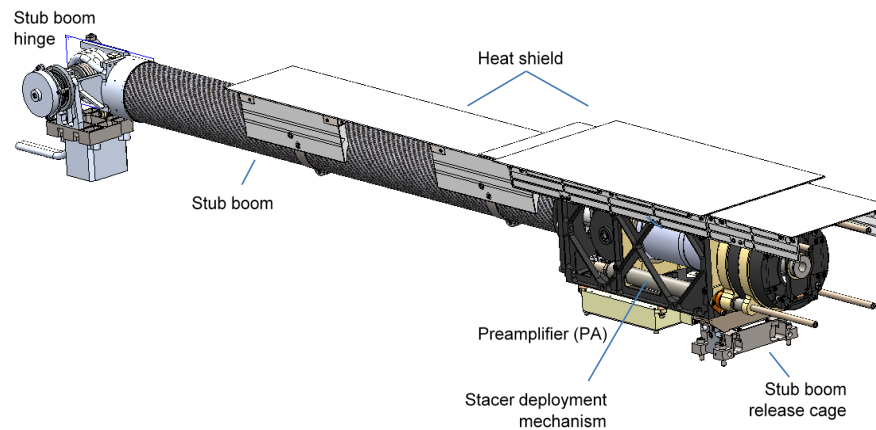
Exemples concrets de missions spatiales Haute Température

Solar Orbiter (3/5)

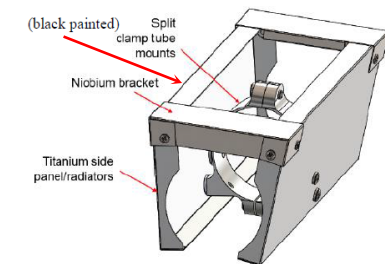
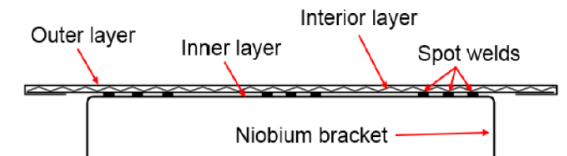
- Instruments in-situ:
 - **Antennes RPW**: mesure de champs électro-magnétique
 - Contraintes:
 - Mécanismes et préamplificateur à maintenir dans des gammes de températures standards (<60°C)
 - Contraintes scientifiques: antennes photo-émisives, limiter le thermal bending, toutes surfaces conductrices, contraintes géométriques
 - Solutions:
 - Antennes déployables de 6.5 m en Elgiloy : $T > 650^{\circ}\text{C}$
 - Mécanisme de déploiement et préamplificateur protégés par un bouclier thermique déployable: feuillards en Niobium soudés par points, brackets en titane
 - Mât en carbone pour les contraintes mécaniques mais revêtu de scotch VDA (alu) pour isolation thermique radiative
 - Routage harnais étudié pour tenue en température et fuites thermiques
 - MLI Haute température: Kapton noir ou Kapton noir + germanium, kapton gaufré, scotchs conducteurs



Mât et antenne déployée



Mât et antenne en position stockée

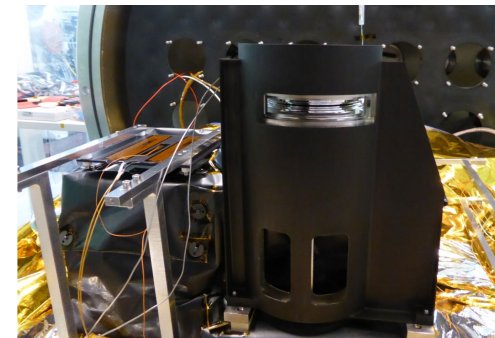
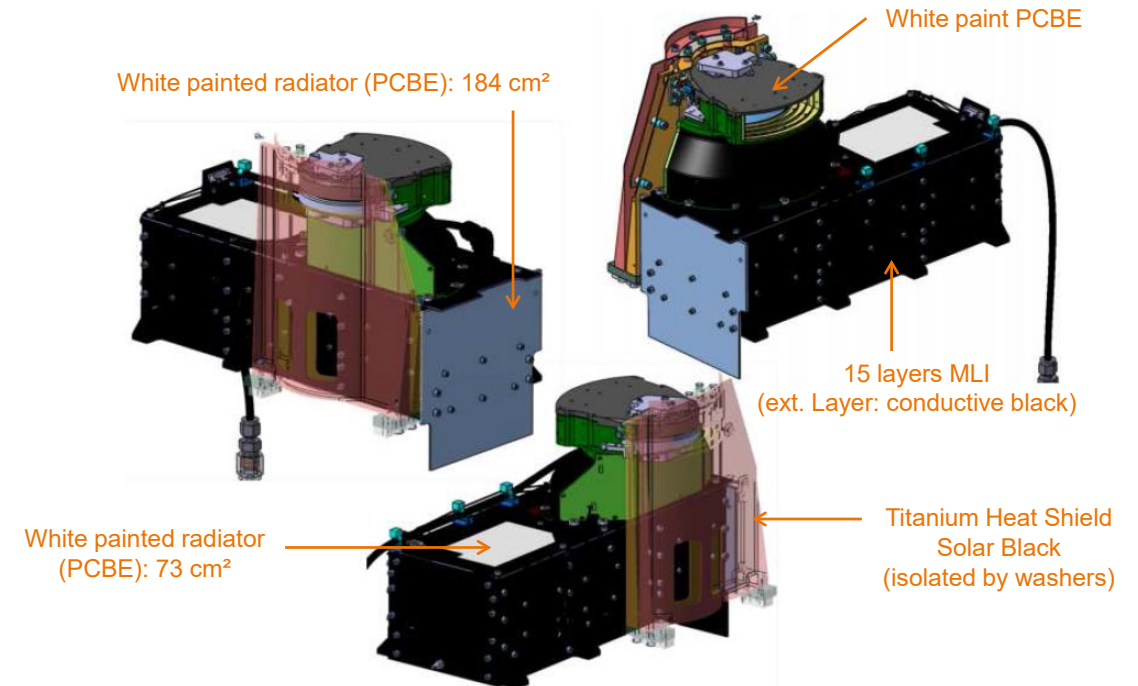


Bouclier et support sur le mât

Exemples concrets de missions spatiales Haute Température

Solar Orbiter (4/5)

- Instruments in-situ:
 - **SWA-PAS**: senseur de protons
 - Contraintes:
 - Electronique à maintenir dans la gamme [-40°C, +60°C]
 - Revêtement interne à la sphère imposé pour performance scientifique: Ebonol-C
 - Interface satellite à 50°C et puits radiatif très limité : isolé conductivement du satellite, flux solaire à l'avant, flux solaire réfléchi par les panneaux solaires sur les côtés, flux IR de l'antenne haut gain très chaude à l'arrière
 - Solutions:
 - Bouclier thermique en Titane avec revêtement Solar Black avec réduction des fuites conductives (pattern points de fixations et rondelles isolantes titane : MACOR trop fragile pour cette application)
 - 2 radiateurs sur l'EBOX et large radiateur sur le bracket support: orientation imposée par flux thermiques environnant
 - Ebonol-C delta-qualifié au CNES à 155°C
 - Choix de matériaux isolants et peintures blanches conductrices pour réduire les températures à l'arrière du bouclier
 - MLI Haute température: Kapton noir + intercalaires adaptés



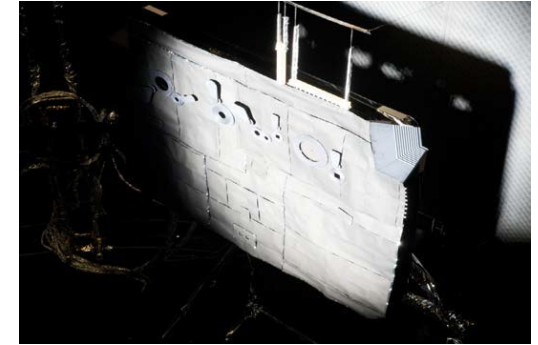
Exemples concrets de missions spatiales Haute Température

Solar Orbiter (4/5)

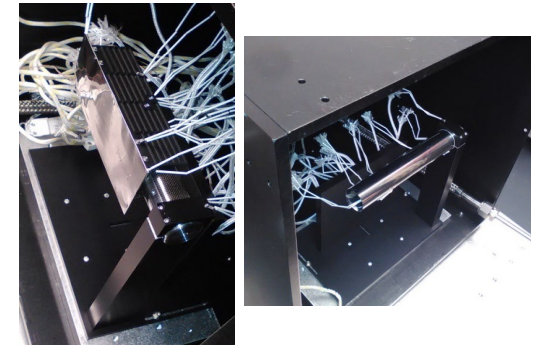
- Essais de Validation en Vide Thermique:
 - Bouclier thermique satellite:**
 - Essais de caractérisation de matériaux/revêtements puis qualification du Solar Black et Solar White
 - Essais sur STM sous 6 et 10 Cs via simulateur solaire dans le ESA Large Space Simulator: zone éclairée réduite mais permet de corréler les modèles thermiques. Utilisation de caméra IR et TC types K agrafés sur patches titane avec boucle de thermalisation
 - Essais sur STM à IABG sous 0.41 and 1.34 Cs sur l'ensemble du bouclier
 - RPW-ANT:**
 - Essais de caractérisations et delta-qualification sur échantillons de matériaux, revêtements et MLI. En particulier caractérisations à haute température au four solaire d'Odeillo (CNRS) (vide + flux solaire + électrons + HT)
 - Essais de démonstration du concept thermique sur maquette sous Vide Thermique. Utilisation de réchauffeurs MICA, isolations MACOR, thermocouples type K chemisés.
 - Essais d'un TTM de 16 à 45 kW/m² (32 Cs) au Solar Environment Simulator du Smithsonian Astrophysical Observatory (2 lampes Xe) → Difficultés à maintenir le vide à flux max + forte incertitude sur flux incident
 - Essais de qualification sur QM et recette sur FM avec plaque chauffante (fil chauffant brasé sur une plaque) et mesure par thermocouples brasés sur petits patches Niobium
 - SWA-PAS:**
 - Essais de caractérisations et delta-qualification sur échantillons de matériaux, revêtements et MLI
 - Essais sur STM sous 13 Cs via simulateur solaire dans VTC 1.5 (ESTEC). Utilisation de caméras IR, thermocouples type K chemisés fixés mécaniquement
 - Recette sur FM avec radiant IR et thermocouples type K chemisés fixés mécaniquement

Dans tous les cas:

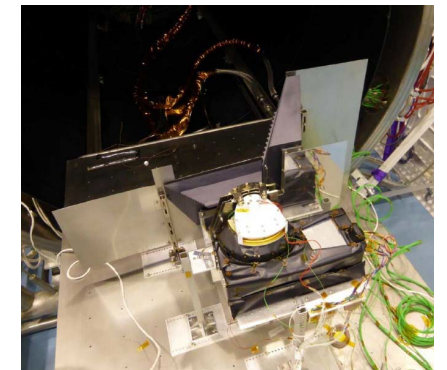
- *problématiques du vide à considérer (pression, contamination)*
- *protection des zones non compatibles des hautes températures (écrans, MLI HT...)*
- *méthode de réchauffage et moyens de mesure à définir/dimensionner/étalonner spécifiquement pour l'essai*



SOLO Front Shield illuminated by LSS beam



TTM bouclier antennes RPW au SAO



STM de SWA-PAS au VTC 1.5



Exemples concrets de missions spatiales Haute Température

Parker Solar Probe (1/2)

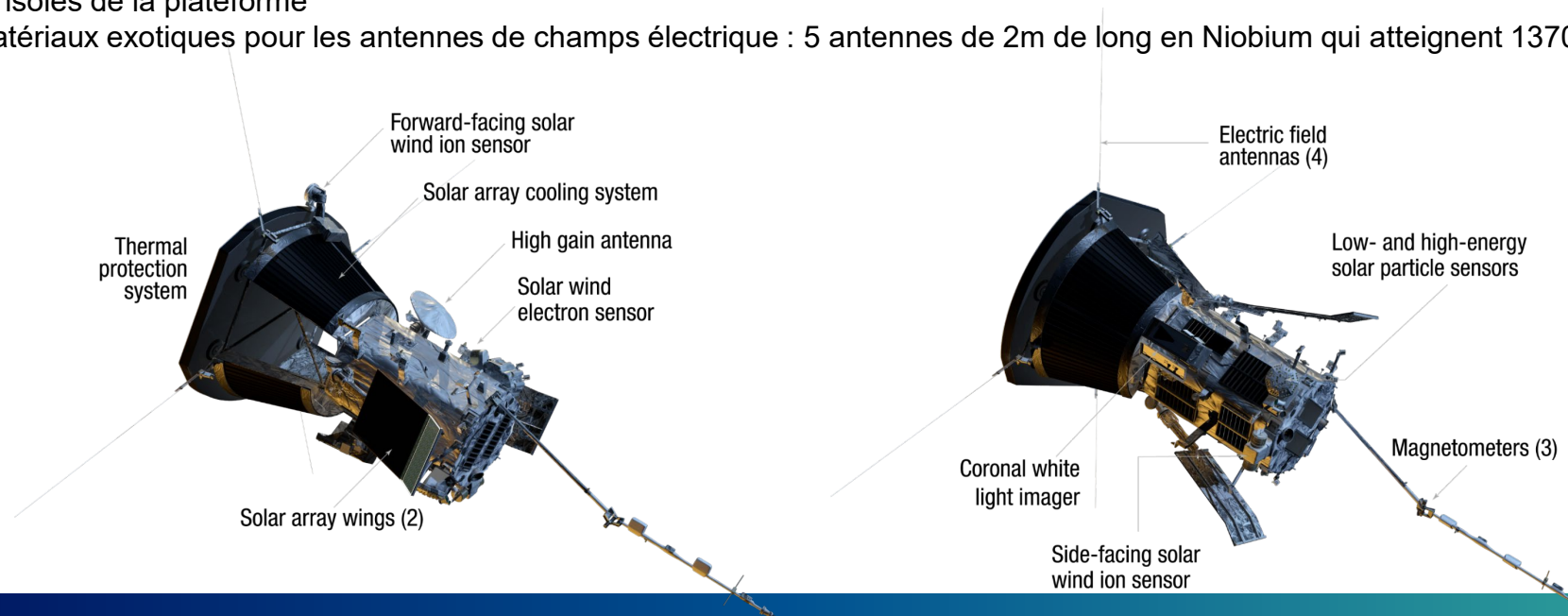
- La mission:
 - Parker Solar Probe est une mission de la NASA
 - Objectif: étudier la couronne solaire, et le mécanisme de réchauffage de la couronne solaire
 - Approche à moins de 10 Rayon solaires (0.045 UA) du Soleil
 - En exploitation (lancé le 12/08/2018)
- La sonde:
 - Masse totale 685 kg
 - 4 instruments
 - Puissance max ~388W
 - Stabilisé 3 axes pointé Soleil
 - Orbite: 0.045 UA-1 UA
 - Bouclier thermique pour protéger le satellite et la plupart des charges utiles
- Contraintes thermiques:
 - Proximité du Soleil (0.045 UA) → 494 Cs (676 500 W/m²) → Très Hautes Températures combinées au vide et aux radiations
 - Contraintes scientifiques à prendre en compte mais certains matériaux non conducteurs tolérés
 - Contraintes thermo-élastiques : large gamme de température



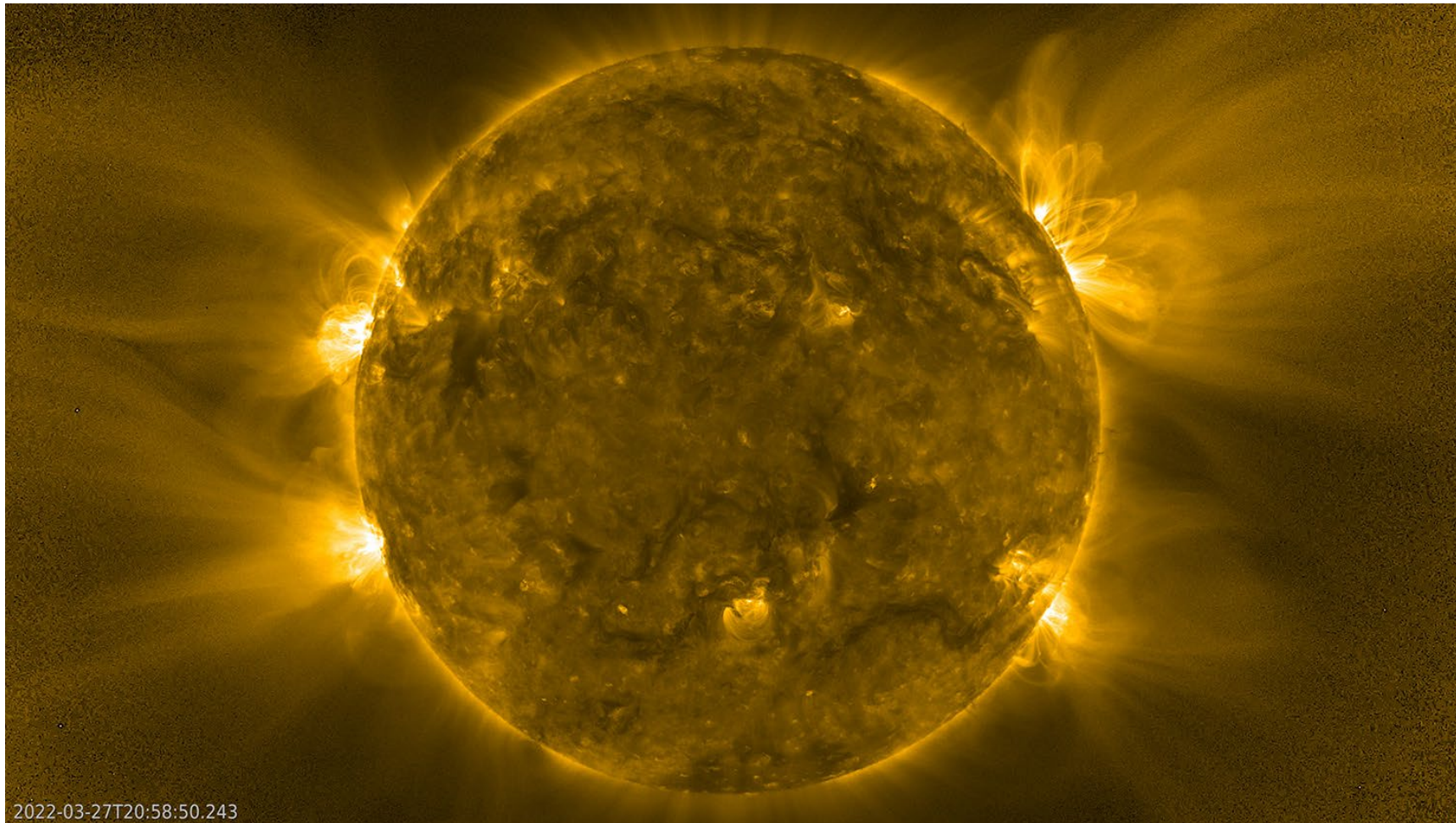
Exemples concrets de missions spatiales Haute Température

Parker Solar Probe (2/2)

- Contraintes:
 - Maintenir les panneaux solaires dans une gamme de température classique tout en produisant assez d'énergie
 - Maintenir tous les instruments dans leur gamme de température
 - Choix des matériaux et revêtements compatibles des besoins scientifiques
 - Environnement extrême sur longue durée de vie (7 ans)
- Solutions:
 - Bouclier thermique: peaux en C/C Ultramet + revêtement alumine blanc et mousse carbone en interne (ép. 11.7 cm) → Avant @1370°C, Arrière @315°C
 - Grande structure Titane pour isoler le bouclier de la plateforme à 30 °C et supporte les radiateurs
 - Système de refroidissement actif des panneaux solaires avec boucle fluide (eau) et radiateurs (entre 0.8 kW et 2.5 kW par aile)
 - Mécanisme de repliement des panneaux solaires à l'ombre du bouclier
 - Deux types de cellules solaires (standards pour 1UA et spécifiques en extrémité pour opérations à 10 Rs)
 - Instruments isolés de la plateforme
 - Choix de matériaux exotiques pour les antennes de champs électrique : 5 antennes de 2m de long en Niobium qui atteignent 1370°C



Merci pour votre attention



2022-03-27T20:58:50.243

Photo UV du Soleil @ 0.32 UA. Crédits: ESA & NASA/Solar Orbiter/EUI Team

Back-up slides

Retour d'expérience

VI. General feedbacks and lesson learnt on Environmental Testing under High Solar Flux

The main lessons learnt were the following:

- To guarantee the flux obtained, mappings should be realized before the test and if necessary after the test. Mapping in 3 plans can allow reconstructing the beam geometry. It is important to install the specimen at the good position to obtain the expected flux. If tolerance required on the flux level is low, the alignment activity is to be discussed and prepared in advance with the facility because it is time consuming (laser tracker, free areas for target positioning...)
- For thermal balance test at high temperature, it is recommended to begin with a step at lower solar constant to ensure that no issue will be raised at higher flux on the specimen, MGSE and harness. It can be good also to increase progressively the sun intensity to avoid thermal shock that can overstress some elements or glued temperature sensors.
- For high temperature thermocouples, mechanical fastening shall be preferred to glue. Spot welding seems also a good way to fix HTTC. The dismantability is also a criterion of choice. The redundancy of crucial temperature measurement is important, especially at high temperature.
- About high temperature ceramic cement/glues, it is needed to bake it out at ambient pressure before use in vacuum to evacuate the water. A specific temperature profile is needed on CERAMABOND 571 for instance. Take care of the compatibility of the elements to the bake out temperature under vacuum.
- Generally, for high temperature tests, it is preferable to use material which are compatible with higher temperatures with significant margins versus the predictions. Indeed, some MGSE or protection materials can limit the test on the specimen if not carefully considered. For instance, PAS test has been limited to 11.6 SC because of a MGSE temperature whereas there was no risk to go at 13 SC on the instrument.
- IR camera can provide useful relative informations (hot spots location, gradients) but is valid especially for surface with high emissivity. Measurement of the temperature of surfaces with low emissivity but very high temperature is possible (IR flux high enough) but the uncertainty can be high and the risk of bad measurement due to significant multireflections is substantial. When possible, temperature sensor in addition to the IR camera measurement can help to consolidate the information and to avoid raising wrong issues.
- When possible, prepare a test where the accuracy of the incoming solar flux from lamp is not crucial (as for TTM Shield). Indeed, bias and uncertainties from many sources, sometimes difficult to identify, can lead to unreliable value of flux.
- Tests under high solar constant and at high temperature are very interesting and provide information unexpected by modelling and that potentially would not be obtained with tests at lower temperature.