

将来宇宙機に適用する熱制御技術の開発

岡崎峻, 柴野靖子, 杉本諒, 西城大, 小川博之 (ISAS/JAXA)
 長野方星 (名古屋大), 永井大樹 (東北大), 宮崎芳郎 (冷熱研)

宇宙科学研究所 熱・流体グループでは、将来ミッションのより厳しい熱環境や少ないリソース下でより高度な熱制御要求に対応するための新しい熱制御技術の研究を大学と連携して行っています。これらは将来の内外惑星探査や望遠鏡、小型科学衛星に必要な技術です。

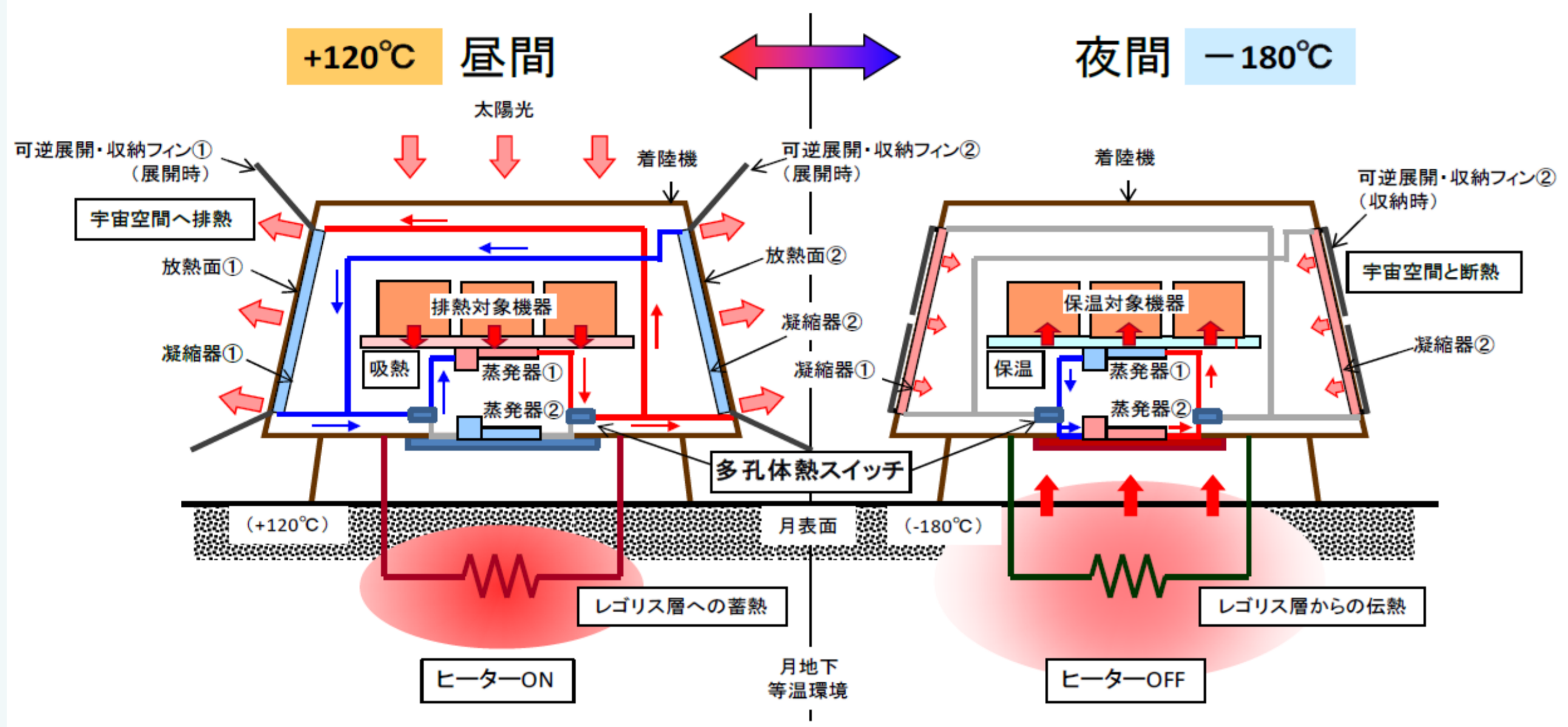
熱制御ネットワーク

<熱制御ネットワーク 月面越夜への適用>

これまで開発してきた技術要素

- マルチエバポレータ型LHP
- 自動振動ヒートパイプ
- 多機能展開ラジエータ

および
 周辺技術を最適にネットワーク化し、最終的にヒータ電力を最小と出来る熱制御システムの提案・実証を行う。

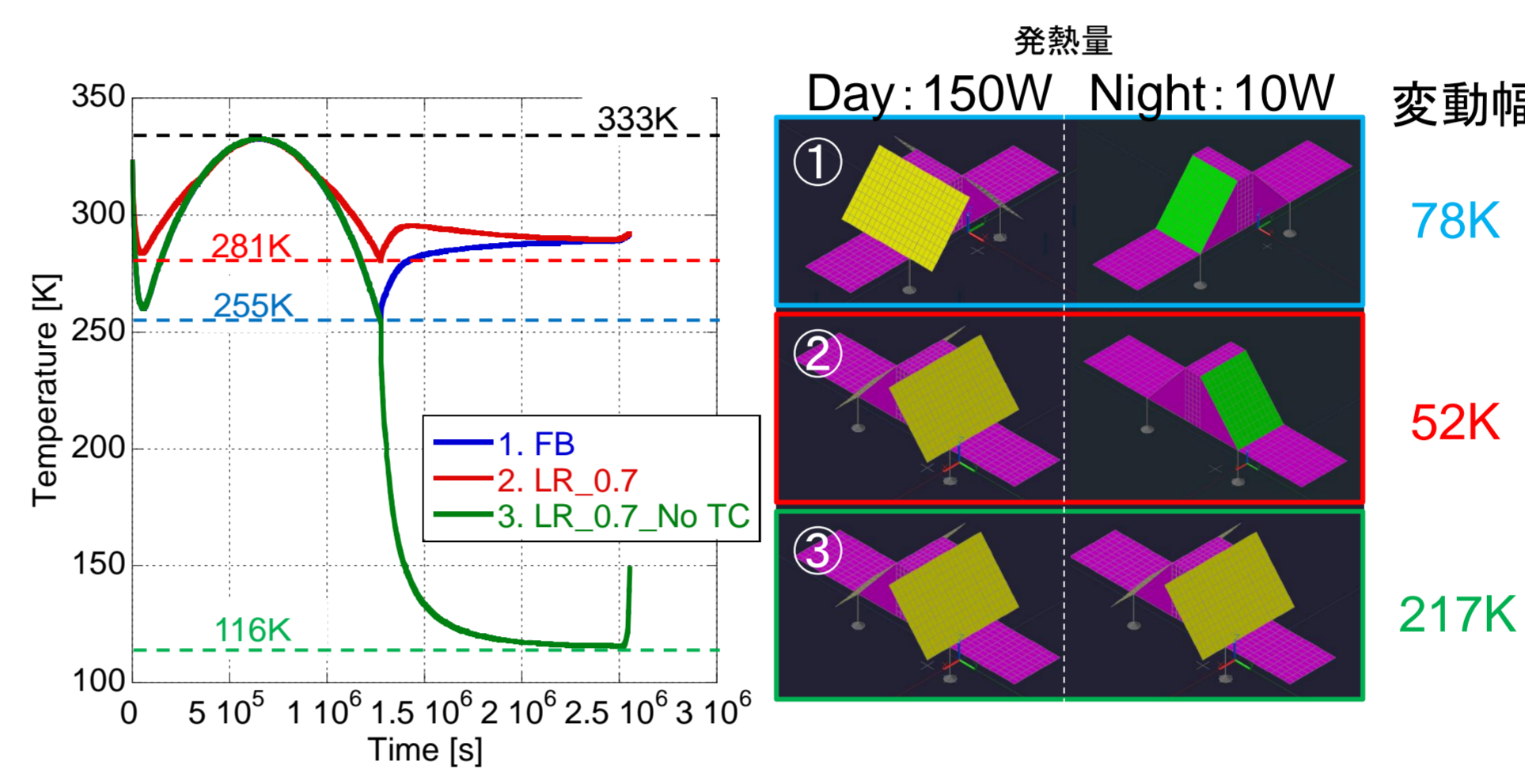


「MLHP」+「OHP」+「可逆展開ラジエータ」+「レゴリス蓄熱」
 の組み合わせにより昼間の排熱と夜間の保温を両立させる新しいアイデア。

※昼間は宇宙空間とのふく射放熱と太陽光余剰電力による地下レゴリス層の加熱・蓄熱を行い、夜間は宇宙空間との熱交換をシャットオフし、レゴリス層からの温度伝搬により宇宙機内部を保温

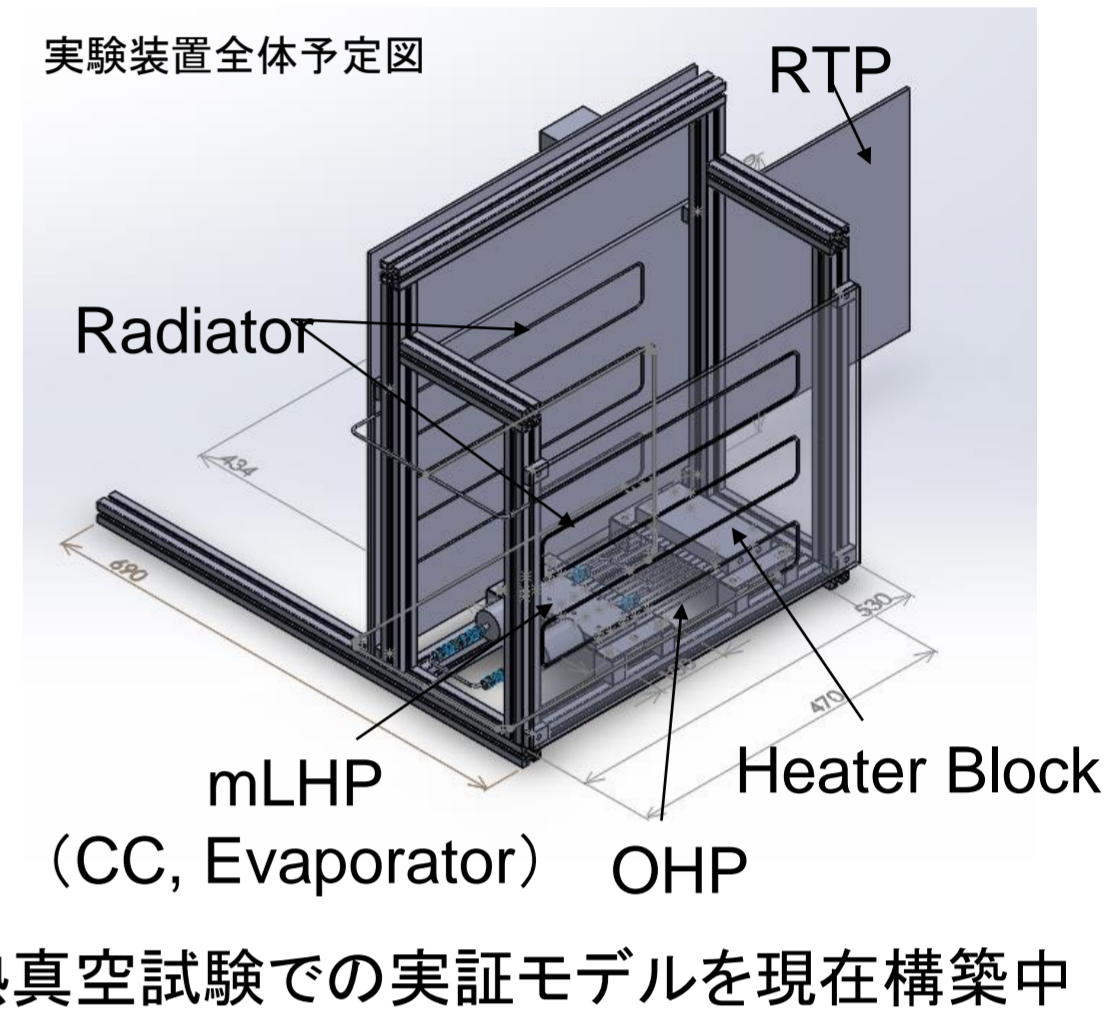
使用する熱制御デバイスと本研究での使用用途

	mLHP (マルチエバポレータ型LHP)	OHP (自動振動ヒートパイプ)	RTP (多機能展開型ラジエータ)
特徴	・2つの蒸発器と凝縮器を持つ ・動作に高い自由度を持つ(片側熱負荷や片側放熱等)	・ウィックを持たないHP ・面間熱輸送に有利 ・軽量で制作が容易	・SMAの温度変化によって放熱面を開閉する ・高放射率と低放射率を両立
用途	探査機発熱体から放熱面への熱輸送に利用	探査機内の発熱機器温度均一化に使用	昼間の放熱 夜間の保温に利用
図			



温度変動最小のモデル②をコンセプトモデルとして提案

放熱面: 太陽光に対して左右に設置、角度40°、太陽光パネル長さ0.7m



実験装置全体予定図

熱真空試験での実証モデルを現在構築中

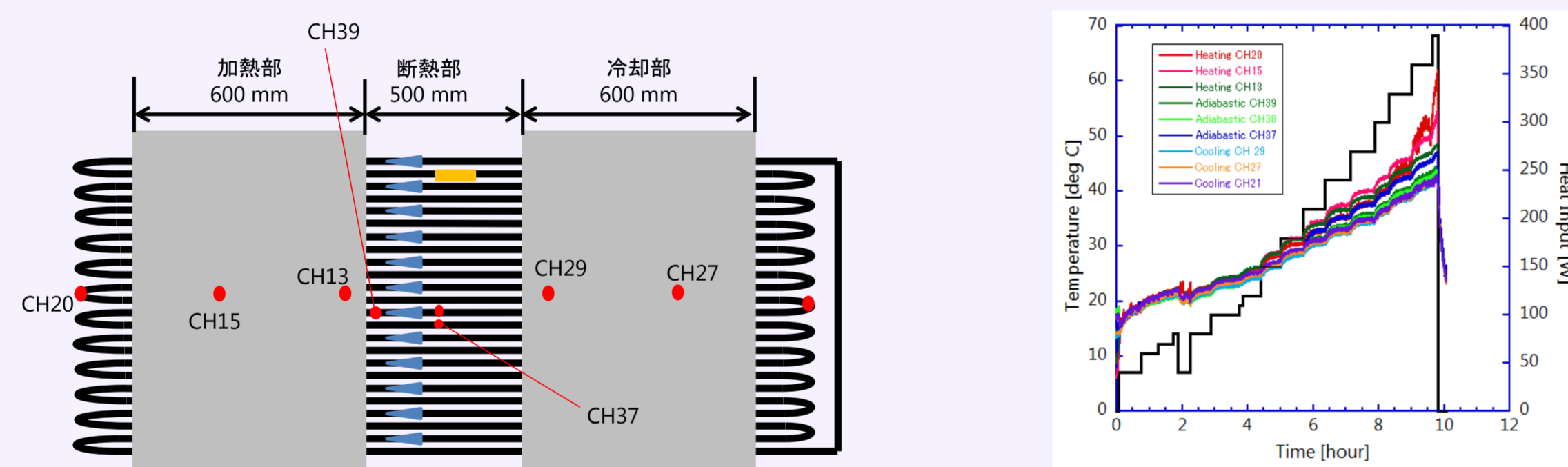
自動振動ヒートパイプ

<自動振動型ヒートパイプ(OHP)とは>

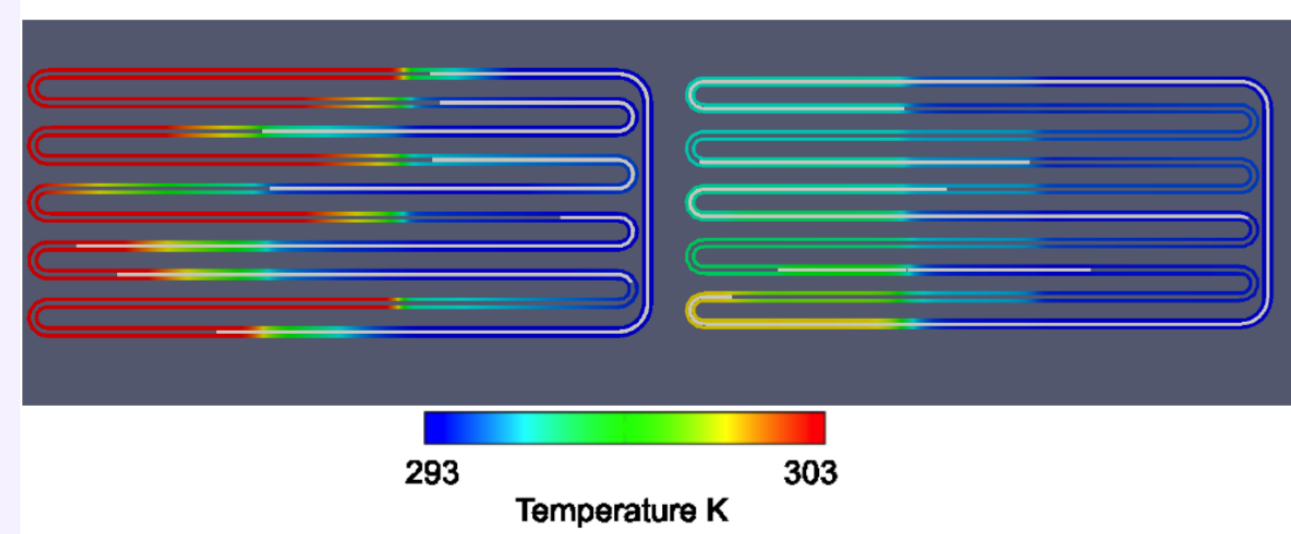
作動原理

加熱部と冷却部とを十数回往復する細管で結んだヒートパイプ。細管の中に、封じ込められている冷媒が、加熱部での蒸発・冷却部での凝縮を繰り返し、連続的な圧力振動により駆動される。このように冷媒が自動振動によって伝熱面間を往復することにより、(主に潜熱によって)熱輸送を行う。

成果 パラメトリックスタディを行うことによりOHPの形状(加熱部長さ、加熱部長さ、冷却部長さ、配管径)、作動流体、封入率などの影響を実験的に評価し、OHPの設計指針を構築する。また、シミュレーションからのアプローチによってOHPの動作原理の理解を進めることで、同様に設計ツールを構築する。



パラメトリック実験の一例(流体:R134A, 封入率:30%, 管内径1.4mm,)



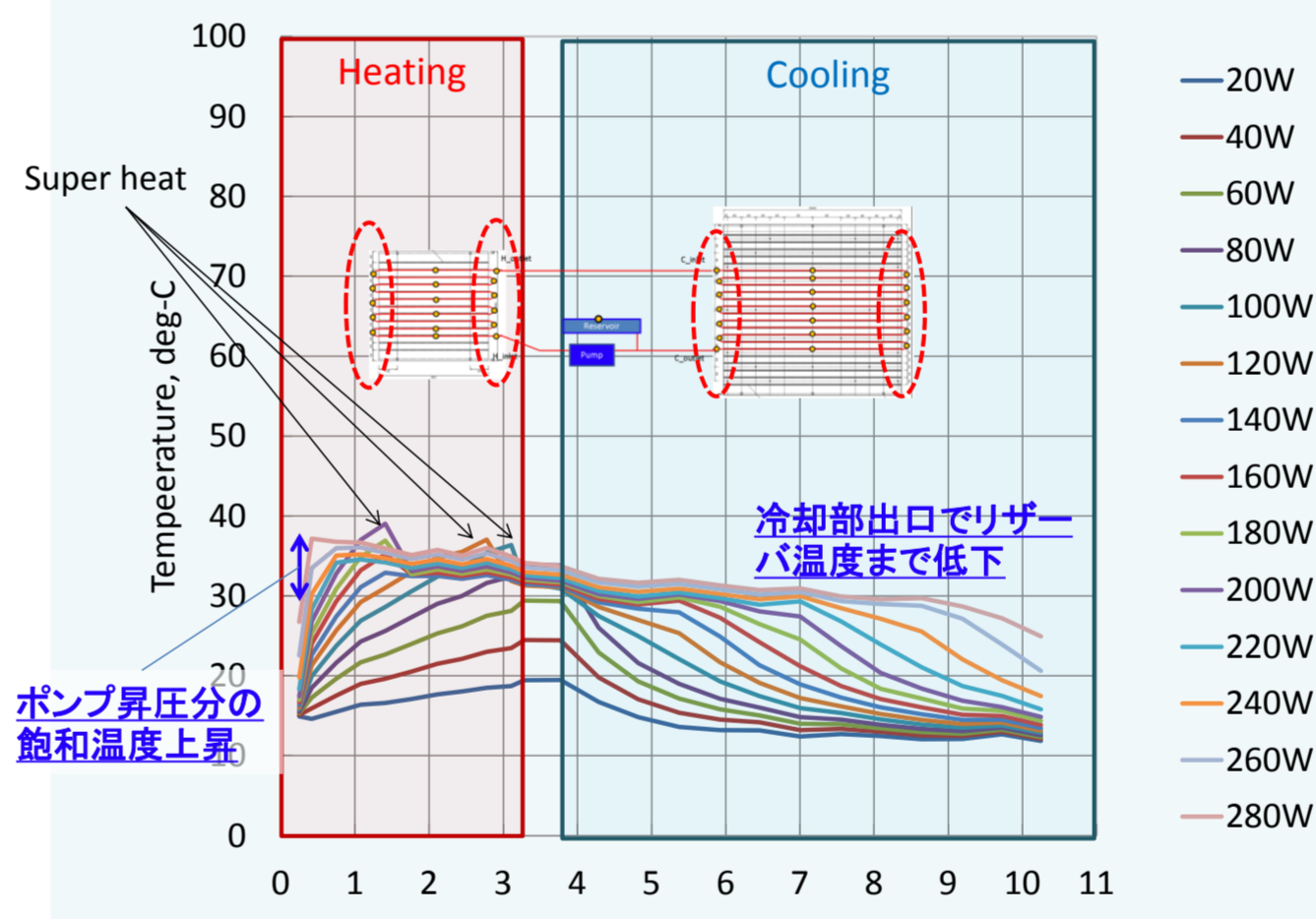
シミュレーションの一例(左:逆止弁なし, 右:逆止弁あり)

二相流体メカニカルポンプ

<二相流体メカニカルポンプシステムとは>

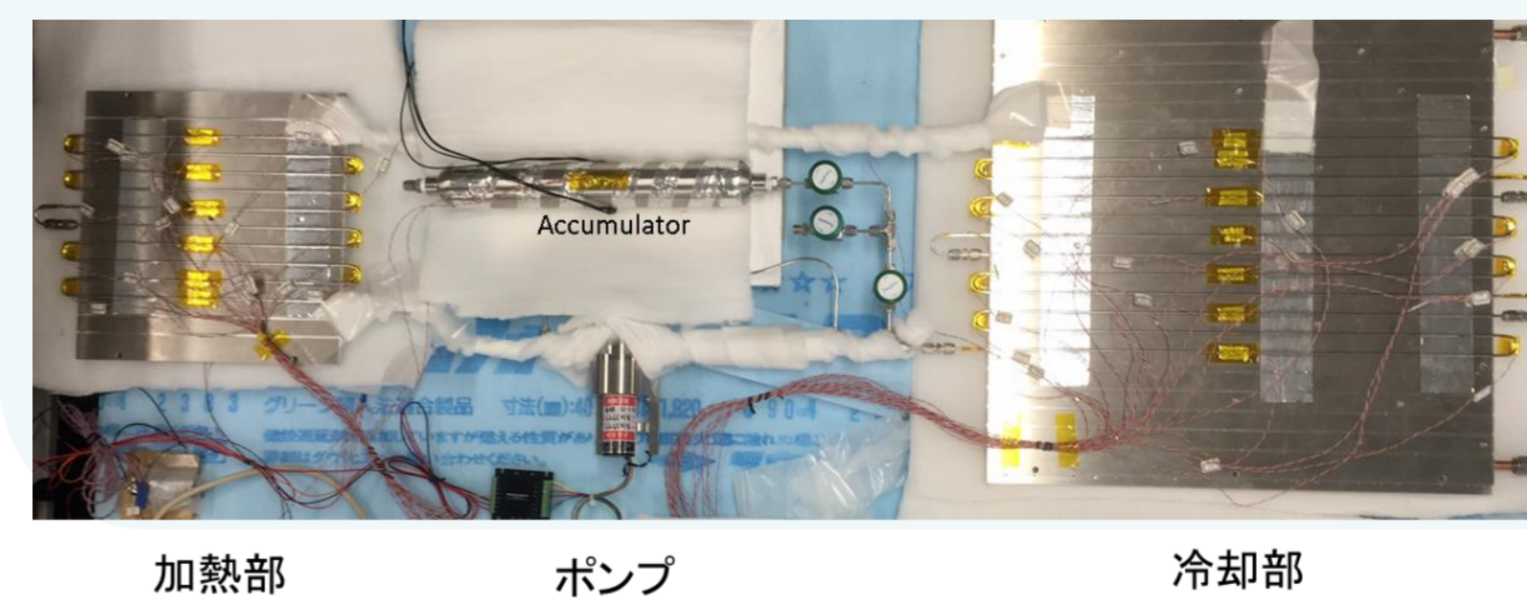
二相流体ポンプシステムによる熱制御は、広範囲に分散する熱源からの熱輸送(AMS)、衛星内部での熱エネルギー有効利用、能動熱制御による熱設計の高度化(惑星探査への適用)、衛星全体の等温化などを可能にする。これらは、大型の科学観測機器、惑星探査などへの適用が期待される。また、将来的には本技術は熱設計フリー衛星にもつながる技術である。これら、二相流体ポンプを用いた熱設計技術で低電力、低質量で確立することによって将来の高度な宇宙機熱設計要求に対して高自由度、低リソースで実現する。

成果 二相流体ポンプシステムを構築し、一定流量での熱輸送基本性能を確認した。低NPSHのポンプを利用することでほとんど飽和温度の流体を輸送することが可能である。また、等温化を目的としたエバポレータ部を製作し、試験を実施した。装置の構築、計測系の構築、基礎動作実証を達成した。



【実験条件】
 作動流体: R410A
 Pump flow rate control voltage: 4.5V(Max 10V)
 Pump power: 24.0V 0.265A 6.36W
 Reservoir temp: 30deg-C

【実験結果】
 ポンプを駆動することによって(電力6.36W)600mm離れた加熱部から冷却部へ280W以上の熱を輸送することができる。また、能動的に熱輸送を停止することができるため熱スイッチ性能を自在に使用することができる。⇒実験はラジエータ性能の限界で280Wの熱負荷で停止



加熱部 ポンプ 冷却部

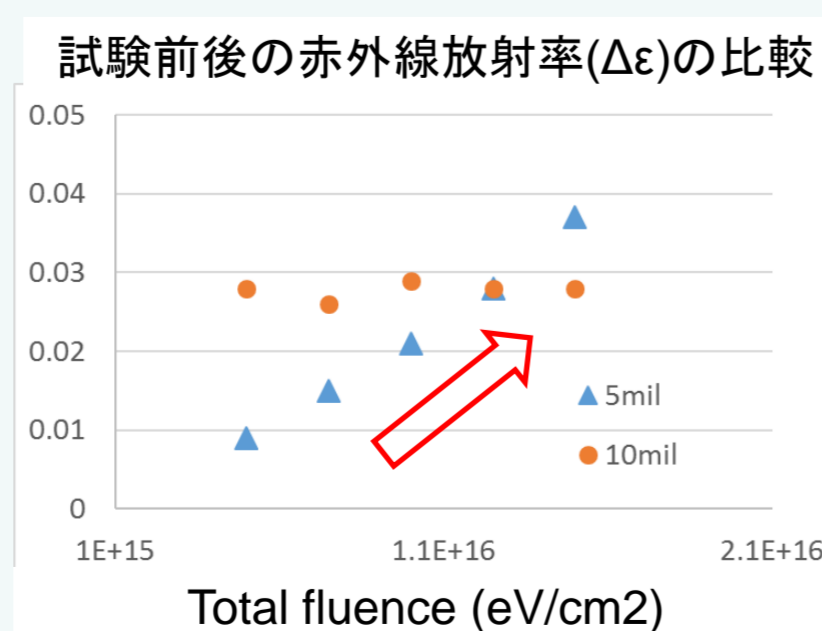
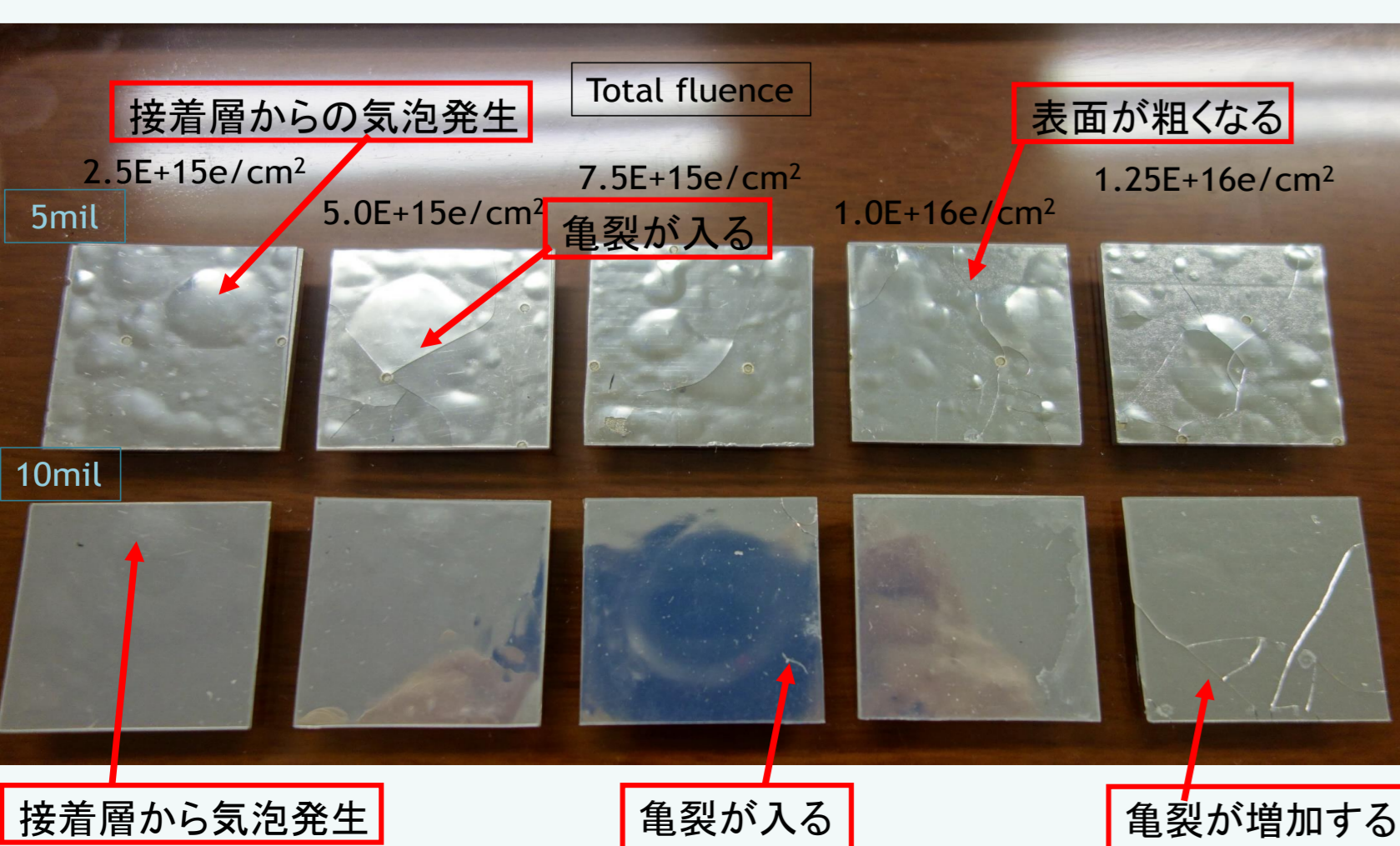
熱制御材の材料劣化評価

<熱制御材の劣化評価>

衛星の放熱面に使用する銀蒸着テフロンや白色塗装は、軌道上で宇宙環境に直接曝されており、放射線や紫外線、原子状酸素などの複雑な相互作用により機械的な劣化や表面光学特性の劣化が生じる。そこで、宇宙環境を模擬した地上試験を行い、熱制御材にみられる劣化を観察・評価し、軌道上での劣化予測を行う。

成果 ①銀蒸着テフロン

これまでもたくさんの宇宙機の放熱面に使用されている銀蒸着テフロンであるが、テフロン層が電子線劣化してしまうことが良く知られている。電子線のエネルギーを変化させて照射試験を実施したところ、低エネルギー電子では表面が劣化し、高エネルギー電子では接着剤層の劣化が先行して生じ、その後テフロンの劣化が生じることが明らかになった。またテフロンの厚さが2倍になった際、劣化の進行度合いが遅くなること明らかになった。



劣化の激しい5milの銀蒸着テフロンでは、接着剤の凹凸もしくは表面の劣化により、Δεの変化が照射量ともに増加傾向になる。

成果 ②白色塗装

導電性白色塗装の5種類(UPI-White, APTEK2711, APTEK2719, AZ-2000, AZ-2100)に対して、電子線照射、紫外線照射を行った結果、機械的な劣化や熱光学特性の変化はほとんど見られなかった。一方、表面導電性については材料の種類によって変動することが明らかになった。

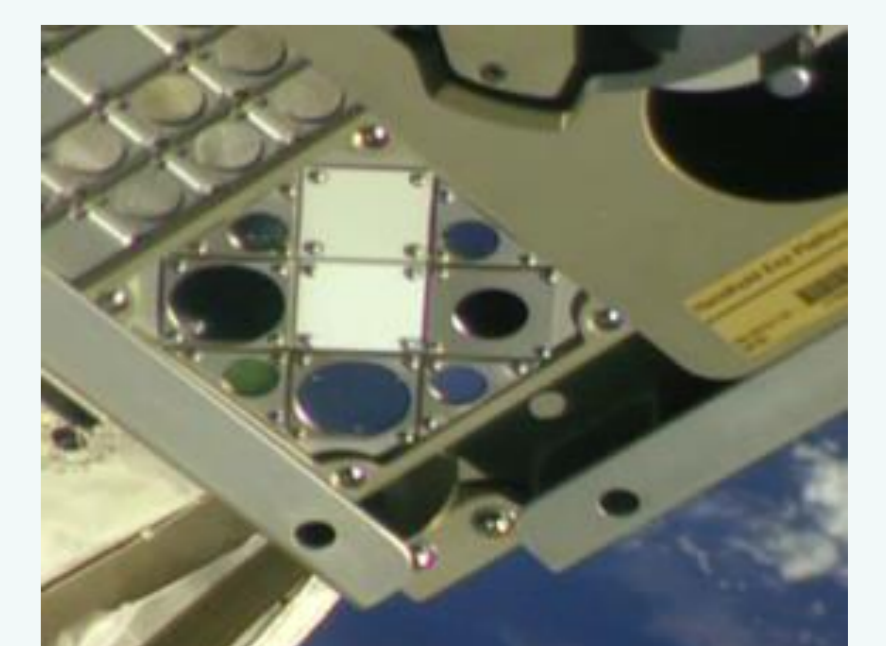
名称	UPI White	AZ-2000	AZ-2100	APTEK 2711	APTEK 2719
抵抗値(Ω/□) (カタログ値)	10 ⁸	10 ⁴ - 10 ⁶	10 ⁸ - 10 ⁹	10 ⁶ - 10 ⁹	10 ⁶ - 10 ¹⁰
紫外線劣化(Ω) (100ESD)	10 ⁸ → 10 ⁷	10 ⁵ → 10 ⁴	10 ⁹ → 10 ¹⁰	10 ⁸ → 10 ¹⁰	>10 ¹⁰ → 10 ⁹
電子線劣化(Ω) (1.0 × 10 ¹⁵ eV/cm ²)	10 ⁹ → 10 ⁶	10 ⁵ → 10 ⁵	10 ⁷ → 10 ⁷	10 ⁷ → 10 ⁹	10 ⁹ → 10 ⁸

成果 ③軌道上試験(継続中)

地上にて宇宙環境を完全に模擬することは難しいため、ISSに搭載された簡易曝露実験装置(ExHAM)にて、実際の軌道上劣化の観察を開始した。約4.5か月間曝露した材料について、画像で確認される外観の差はまだ表れていない。



2016/6/29 撮影



2016/11/17 撮影