



X線衛星ASTRO-H搭載軟ガンマ線 検出器システムの熱設計と検証

大野 雅功、上野一誠、深沢泰司(広大理)、
田島宏康(名大STEL)、
野田博文、中澤知洋、牧島一夫(東大理)、
太田方之、渡辺伸、国分紀秀、高橋忠幸、
岩田直子、小川博之(ISAS/JAXA)、
他SGDチーム
with 三菱重工業名誘



SGD-S 熱環境

衛星パネルの外部に設置

SGD-Sは衛星システムと独立に熱制御を

衛星パネル、太陽パドル、太陽光、地球からの太陽光反射、地球赤外線の影響をまともに受ける

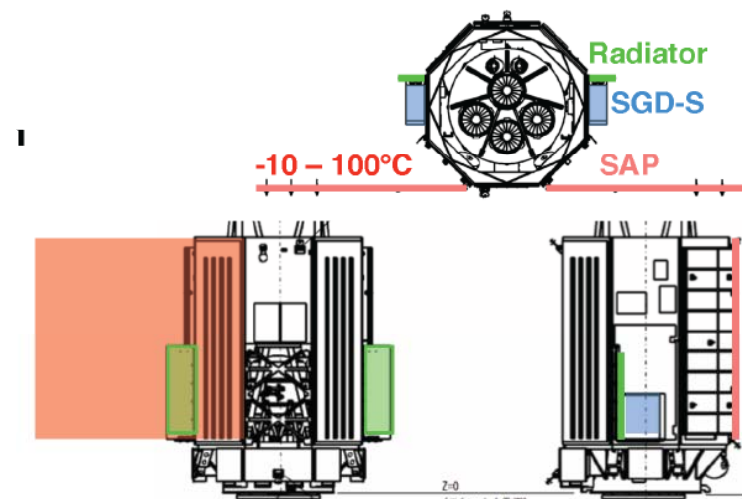
SGD-S内部での電力消費

コンプトンカメラ 3つで5.5W

APDプリアンプ 4つのBOXで 1.2W

電圧コンバーター関係 1.5W

SGD-S 取り付け部の衛星パネル温度 25-40度



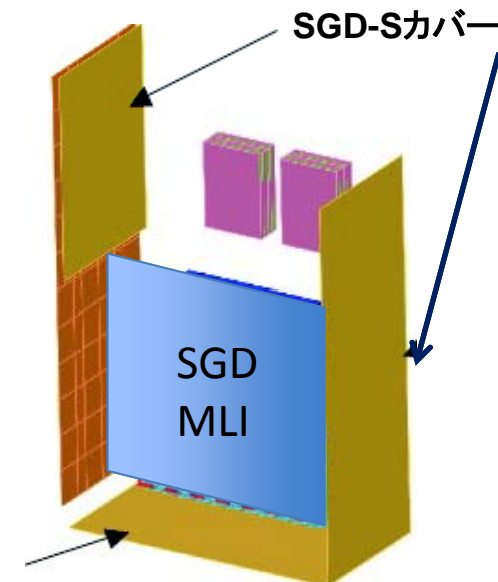
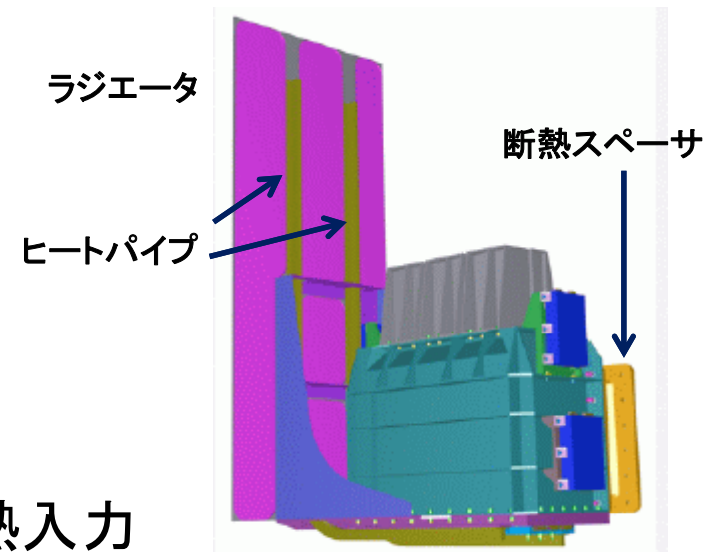


SGD熱設計要求

- コンプトンカメラ下面を -15°C 以下に保つ
 - 半導体検出器の性能を確保するため(CdTeの偏極、Si/CdTeの暗電流)
- APDの温度を -15 度以下に保持
 - 放射線損傷後の暗電流雑音を抑制するため
 - 打ち上げ時から30%悪化
 - SGDバックグラウンドのBGO閾値依存性
 - 10%のBGO閾値変化で11%(<100 keV)、3%(\sim 200 keV)、6%(> 300 keV)、のバックグラウンド変化
 - SGDバックグラウンドの温度依存性
 - 2.6%/K (<100 keV)、0.7%/K (\sim 200 keV)、1.4%/K (>300 keV)
- APDの温度変化を ± 3 度以内に維持
 - APDゲイン変動を $\pm 10\%$ 以下に抑制
 - APDゲインの温度依存性: $-2.5\%/K$

SGD-S 熱設計

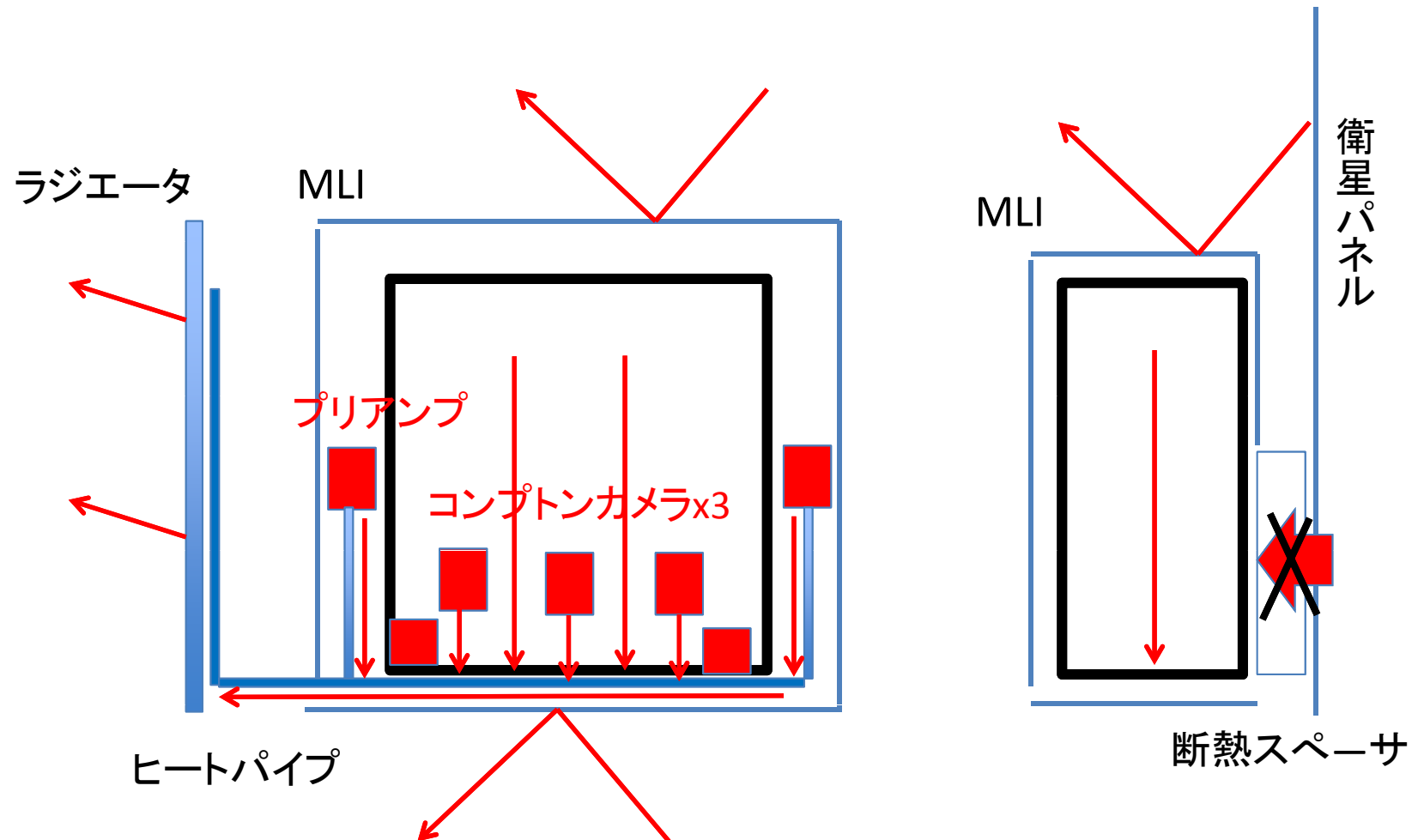
- 要求 (構造も含む)
 - 打ち上げ時の振動衝撃に耐える
 - 重量 < 150 kg
 - 温度: $-20 \pm 5^{\circ}\text{C}$ (詳細は次ページ)
 - 視野: $\pm 10^{\circ}$
 - アライメント: 3分角以下
- SGD-S 熱設計の概要
 - 太陽可視光, SAP, 地球反射光からの熱入力を遮断するためのSGD-Sカバー
 - MLIで全体を覆って放射入力を抑制
 - 断熱スペーサにより、衛星パネル(25~40度)からの熱入力を抑制
 - ヒートパイプ(2管x2 redundancy)
 - ラジエータ(1.2m*0.5m)
 - ヒーター: 打ち上げ直後に過冷却防止、CdTe偏極回復のための一時昇温



SGD-S 熱設計

SGD-S ハウジング内の設計

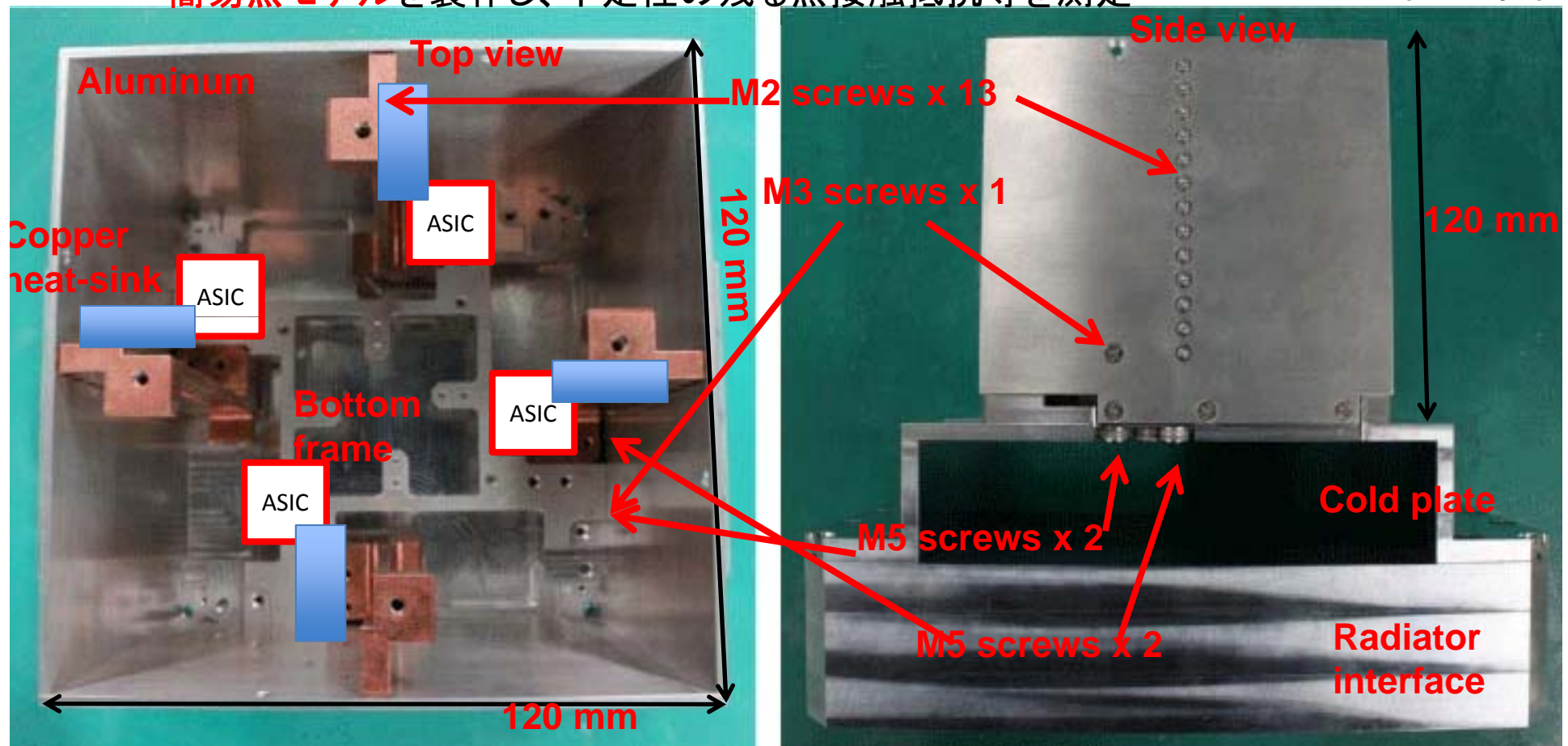
CFRP製ハウジングケースに、グラファイトシート3層を貼り付け、熱伝導の悪さを補う。コンプトンカメラからヒートパイプ取り付け部への熱伝導向上を最優先に、構造設計 APD用プリアンプは、ハウジング外に出して断熱し、ヒートパイプ取り付け部へ熱伝導



コンプトンカメラ部の熱設計

- 各32層において、グラファイトシートで4つ集積回路(20mW/ASIC)からの熱を4隅のアルミのヒートシンクに輸送
 - アルミの筐体とヒートシンクをねじ止めして熱伝導を強化
 - 検出器モジュールの支持構造はアルミの熱膨張係数に近いPBIを採用
 - 検出器本体と支持構造体の間には弾性のある接着層を採用して熱膨張係数の違いを吸収(試験で検証済み)
 - **簡易熱モデル**を製作し、不定性の残る熱接触抵抗等を測定

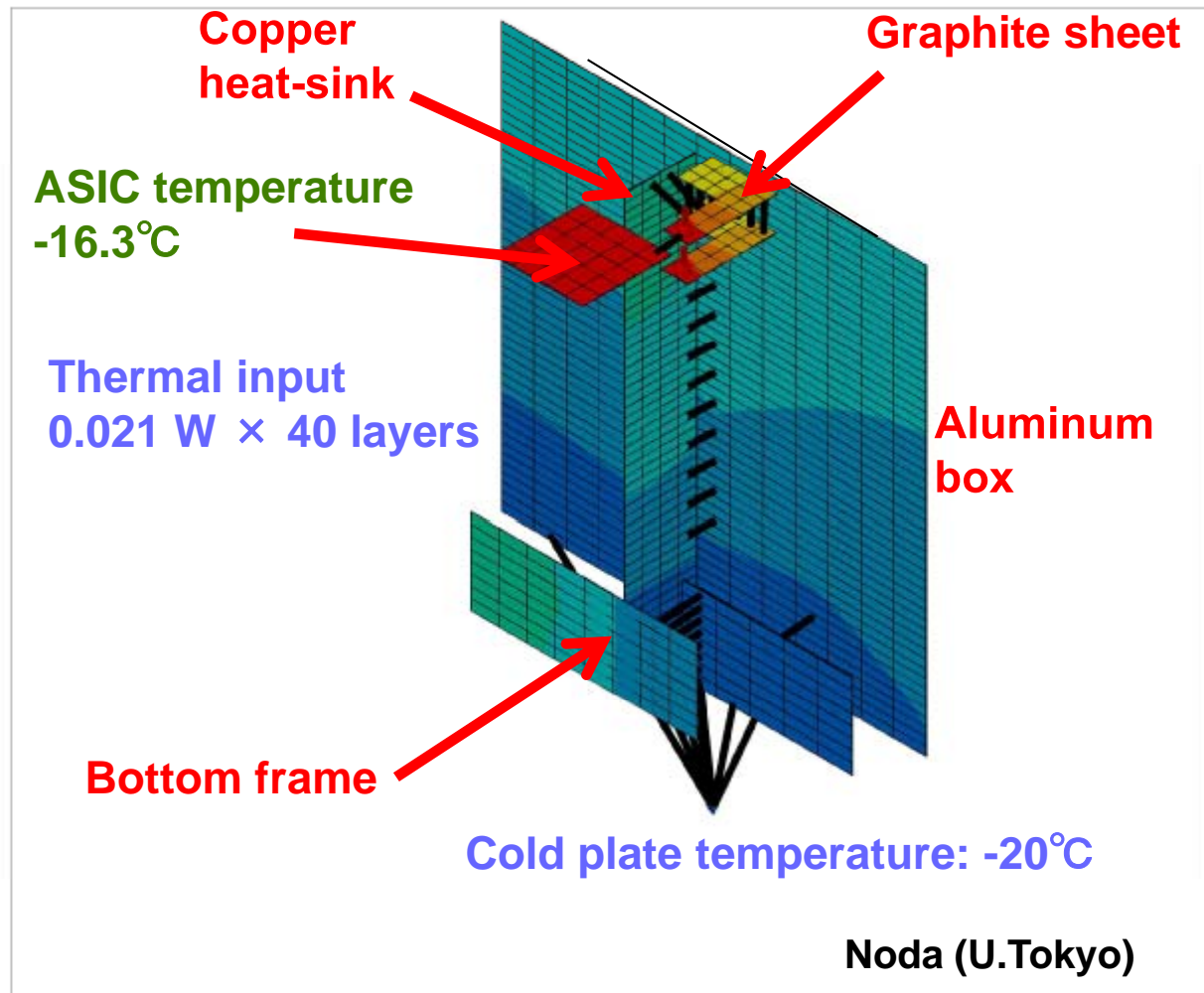
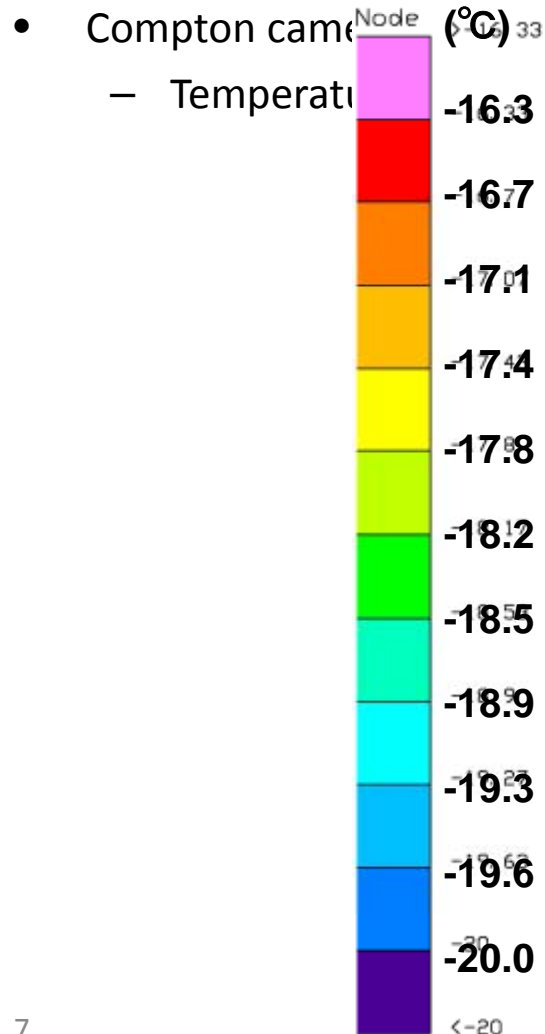
Noda (U.Tokyo)





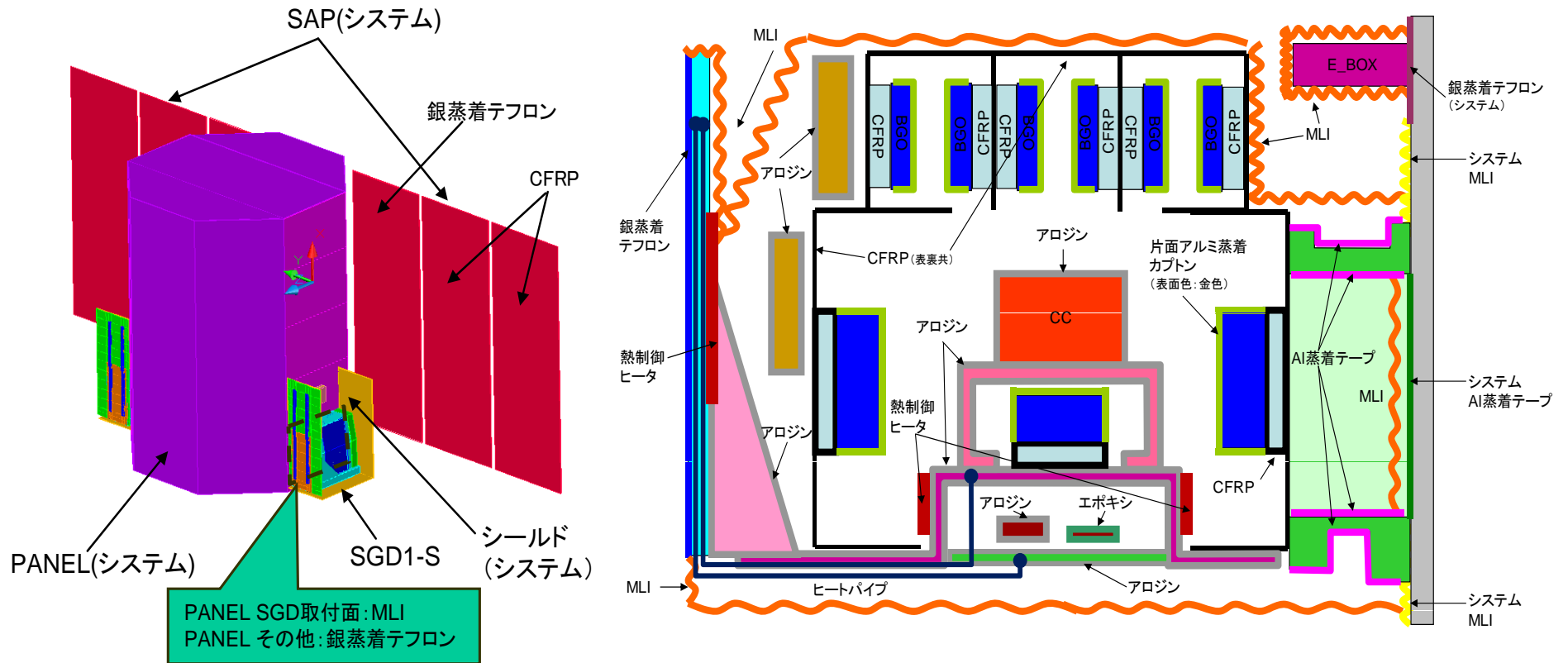
コンプトンカメラ熱解析

熱解析によりインターフェース点から検出器の温度差の最大値を5度以下に抑えられることを確認した



熱数学モデルによる温度解析

熱設計の妥当性を検証するため、熱数学モデルを構築して、軌道上での予測温度を解析した



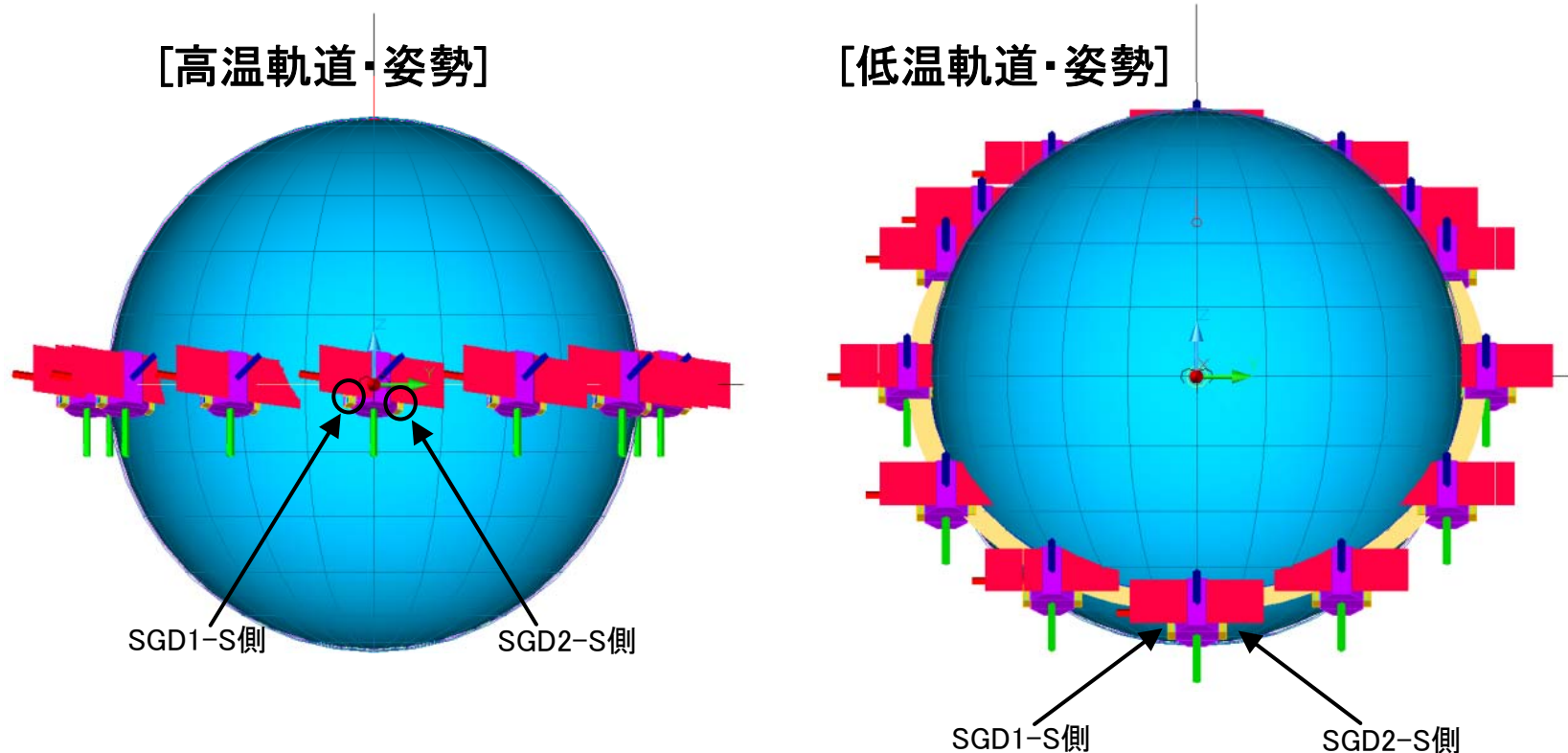
軌道上熱解析用熱数学モデル(三菱重工業)

温度解析の条件

軌道姿勢: 高度550km、地球自転軸に対する傾斜角31度、
地球公転面と衛星公転面との傾斜角 -54.4度~54.4度、
衛星太陽パドルと太陽の傾斜角0-30度
上の範囲内で、36ケースの場合に解析。

SGD-S内の熱発生を模擬

ラジエータが地球面を大きく見る場合が、高温ケース



温度解析の結果

(1) 高温ケース

BGOおよびコンプトンカメラインターフェース部の予測温度が、-18度～-16度。
ただし、マージン要求±10度を考えると、高温ケースとなる一部の観測で-15度より高温となる可能性があり、その場合、バックグラウンドが10-20%増加

(2) 低温ケース

BGOは-30.7度、ヒートパイプ近傍で-35.0度。
マージンを考えると、さらにBGO付近で-40度となる可能性があり。

(3) ヒータ昇温予測

熱環境条件／軌道・姿勢条件／バス電圧の好条件が揃えば、昇温できる見通しを得た。

熱数学モデルの検証計画

さまざまなスケジュールの境界条件を考え、以下のような検証計画を立てている

(1) 第1回熱バランス試験

設計が早期に固まったヒートパイプ、ラジエータ部のみの試験
2011年11月上旬に実施した

(2) 第2回熱バランス試験

2つの案を検討中。数か月以内に実施。放射線センサー一部以外を再現。

ラジエータ、ヒートパイプを含めたSGD-S全体試験
できるだけ搭載に近い状態で、総合的に試験
大きなチェンバーが必要

ラジエータ、ヒートパイプを除いたハウジング部の試験
ハウジング関連部の熱伝導、熱入力のみを試験
第1回試験と合わせて、熱設計の全系としての実証になるのか？

(3) 搭載品SGD-Sを用いた全系熱バランス試験

SGD-S 1号機の組み上げ後に実施(2011年度後半)

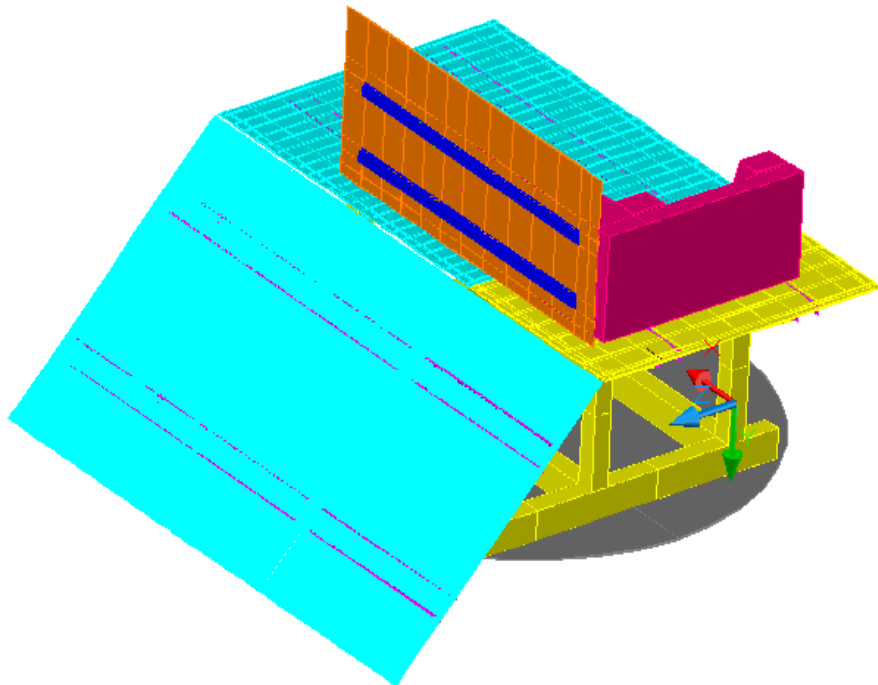
第1回熱バランス試験

2011年10月28日～11月7日

ISAS/JAXA C棟4mチェンバーで実施(真空 10^{-4} Torr、シユラウド雰囲気-180度)

4種類の熱環境ケースを実施(それぞれ1日程度)

同時に、対応する熱数学モデルを構築して、温度解析を実施。



模擬したコンポーネント

ラジエータ

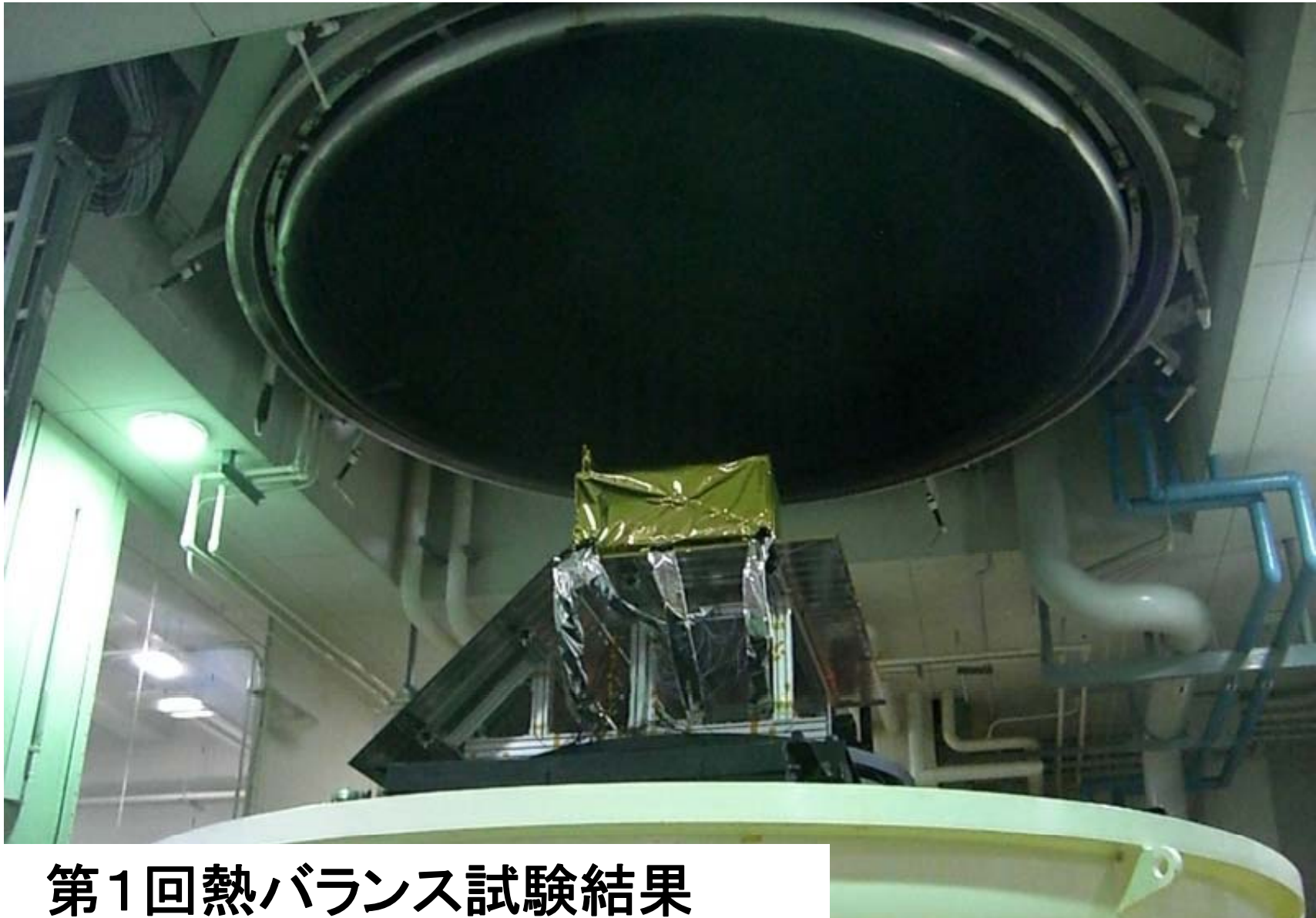
ヒートパイプ

MLI

衛星パネル

試験用熱数学モデル(三菱重工業)





第1回熱バランス試験結果

ラジエータ放射実効率を測定できた

ヒートパイプによる熱輸送を確認できた

熱数学モデルの予測温度と実測温度が、およそ5度以内で一致した。

まとめ

熱数学モデル、および、一部、検証実験を用いて、SGD-Sの要求を満たす熱設計がおおむね行うことができている

ただし、マージン要求 ± 10 度を考えると、高温ケースで要求を満たさない観測が一部発生する可能性あり

その観測は、バックグラウンドが数10%増加

ただし、マージン要求 ± 10 度を考えると、高温ケースで要求を満たさない観測が一部発生する可能性あり。

今後は検証実験を中心に進めていく