

P2-009 X線天文衛星ASTRO-Hの 熱制御システム

岩田直子,小川博之,高橋忠幸(JAXA/ISAS),臼井隆,三木明彦,池田瑞穂, 飯田浩 (NEC), 湯本隆宏, 小野ゆかり, 阿部和弘, 立川清隆 (NIPPI), 他ASTRO-Hプロジェクトチーム

1. 衛星熱設計概要



・4種類・計6個の観測器と4台の望遠鏡を搭載 ・それぞれの焦点距離に合わせて配置

・低熱歪要求から、パネルは全てCFRPスキンのア ルミハニカム製.上下パネル間はCFRPトラス構造

2. 代表的なミッション機器の熱設計

硬X線望遠鏡(HXT)

HXTは結像性能要求を満たすために20℃から31℃の範囲に維持しな ければならない.要求温度範囲が狭いため、周囲とは断熱されている



3. 熱平衡試験

衛星を3パートに分けて熱平衡試験を行った

- <u>システムTTM試験</u>(2012年8月実施) -スプレート・サイドパネルの熱設計及 びそれらの搭載機器との熱I/F、衛星下部 構造の熱設計の検証を行う トッププレートTTM試験 (2012年9月実施)
- トッププレートの熱設計及びその搭載機器 との熱I/Fの検証を行う HXIプレートTTM試験 (2012年8月にシス
- テムTTM試験と同時に実施) HXIプレートの熱設計及びその搭載機器との熱I/Fの検証を行う. HXIJL

トッププレートTTM試験 @筑波宇宙センター 13m Ø チャンバ(ソーラ試験)

トッププレートTTM

3 - E

・望遠鏡への熱入力を最小限にするために望遠鏡ごとにサンシェードが取り付けられて おり、非常に複雑な外形状をしている、ソーラ光の(多重)反射成分によるトップブレート 及び搭載機器への熱入力が無視出来ないため、ソーラ試験による熱設計検証を実施 ・トップブレート(PFM)に望遠鏡等搭載機器(熱タミー)搭載、ミドルプレートは一定温度 で制御し境界条件とした

ートを、ソーラ光に対し水平状態・30度回転させた状態・30度傾けた状態の 3通りに設置



4. まとめと今後の予定

- ・ X線天文衛星ASTRO-Hは,挑戦的なミッションを達成するためにこれまでの科学衛星にはない技術的にチャレンジングな熱設計を採用している。
 ・ 現在熱数学モデルのコリレーションを実施中.終了次第,改訂された熱数 低熱歪要求を満たすため、線膨張係数の小さいCFRPを衛星構体やサーマルダブラに採用
- 計30本以上のヒートパイプ(最長3m)による熱輸送. 望遠鏡以外のミッション機器は全てヒートパイプが主要な排熱パスとなっている - ループヒートパイプ(科学衛星初)や最外層銀蒸着テフロンMLIの採用
- 熱モデルによる熱平衡試験を行い、熱設計及び熱数学モデルの検証を行った。

高いエネルギー分解能などの科学成果を得 るための熱設計への重要な要求は次の2点:

1)各観測機器の観測軸と光軸を精確に一致させる ための低熱歪要求を満たす衛星構体の熱設計 を実現すること

サーマルダブラは主として熱伝導率80W/m/Kのピッチ 系CFRPを使用し、ダブラーパネル間で線膨張率に差異が 出ないようにしている. FOB間の温度勾配を最小化するた めに、側面パネルから上部をMLIで覆い外部熱環境から FOBを断熱している.

2) 各観測機器が所定の性能を維持できるように各 機器の熱設計要求を満たすこと

→ 観測機器のうち検出器に相当するSXS, SXI, SGD, HXIは それぞれ独自のラジエータを有し、ラジエータまでの熱輸送は ヒートパイプにより行う、ヒートパイプはすべて冗長構成となって おり、dual channelのものあるいはsingle channelのものを2本 以上並列にして使用している。望遠鏡はその狭い許容温度範 囲を維持するため周囲とは断熱し独立熱設計としている。



<熱解析による熱設計成立性の確認>

システムは観測機器を含む各サブシステムが作成したI/F熱数学モデルを 統合し、合計で22000以上になるノード数の熱数学モデルを用いて軌道上 熱解析を行う.解析ケースは次の14ケース:初期運用2ケース、定常運用については高温最悪ケースが4ケース、低温最悪ケースが3ケース、UVCを 含む異常運用ケースが3ケース, SXSとSXIの冷凍機が故障した際のケー スが2ケース

軟X線分光器カロリメータ(SXS-XCS)

· LHe Dewar

- 2つの排熱パス: 1) 側面パネルに取り付けられた2枚のラジェータから排熱。ラジェータまでは主としてヒートパイプ及びルー
- プピートパイプによる熱輸送. 2) Dewar表面及び冷凍機表面(いずれも銀蒸着テフロン面)から放射による排熱. Dewarの周囲は, アルミ るのであるの人でいなななので、それでいた。 業者面を最外層とするMLIで構成される「リフレクタ」で囲われており、Dewar表面力 クタで反射することにより直接深宇宙に面していない面も効率的に放射冷却できる war表面からの赤外線がリフレ



システムTTM試験 @筑波宇宙センター 13m Ø チャンバ(ソーラ試験)

・照射径6mのソーラ光により太陽光熱入力を模擬、反ソーラ側にはIRパネルを設置 し地球IRとアルベドによる熱入力を模擬。 ・トッププレートはソーラ光照射外のため、望遠鏡等トッププレート搭載機器は搭載せ ず別途試験を実施。トッププレ ートは一定温度で制御されるダミー ートを搭載し境 界条件とした

検出器は、冷凍機・液体ヘリウム(LHe)

断熱消磁冷凍機のcooling chainにより

LHeを3年間以上保つために、LHeへの

-ク量は0.1mW以下に抑えなけれ

OL:

1 4 2.8

12.00

tick

50mKまで冷却される。

冷凍根

埶リ

·Dewar表面温度 < 290K

·冷凍機動作温度 < 303K

JT冷凍機保存温度 > 233K

SXS-XCS

要求温度:

ばならない

・EOBは保持構造のみ ・SAPは両面1翼ずつ配置.ただし構体に直接 は取り付けず衛星との輻射結合のみを模擬





・衛星主要構造物(側面バネル,ラジェータや固定式ペンチ)に関しては解析結果と試験結果で 大きな事難は見られず、熱設計に大きな間違いがないことが確認出来ている。 ・試験中、SXSの垂直ヒートバイプで動作が不安定なものがあったが、排熱上の問題はなかった。 チャンパ外に認置したサーモカメラにより効果的にヒートバイプの動作を確認することができた。 ・主要ミッション機器であるSXSの排熱パスの一部が所定の性能を満たしていないことが判明し 排熱パスの設計変更を行う。 外付けヒートパイプ



HXIプレートTTM試験

@筑波宇宙センター13m Ø チャンバ(IR試験)

・衛星主構体の横にHXIプレートを設置 ・ソーラ光の照射範囲外であるため、周囲をIRバネルで囲うことで軌道熱入力を模擬。 ・熱計装はEFM品を使用たたしHXIサンシェードの外部MLIはIR試験のため銀蒸着テ フロンではなく片面アルミ蒸着ポリイミドを使用. ・HXIの発熱がヒートバイブを通してラジェータから排熱できていることなど、熱設計に大 きな間違いがないことが試験により確認された



学モデルによる軌道上解析を行い、熱設計成立性の最終確認を行う。



ることが確認された チャンバ内サ











・トッププレート及び主要な搭載機器に関しては解析結果と試験結果で大きな乖離は見 ・アンクレーアムの主要な行動(成長に同じては)所引動まと品数物素とくどな事種は充 られず、熱気計にたきな耐濃いがないことが確認出来ている。
・試験中にチャンパ内外に設置したウーモカメラにより供試体の温度分布を計測した。
絶対温度は熱増減なの計測は希果と相違があるものの、MLI表面の温度分布を測定する
ことができ、コリレーションに活用できた。
チャンパ(内サーモカメラ