

Solar-B X線カメラの温度制御試験装置の開発

熊谷收可, 鹿野良平, 原 弘久, 田村友範, 澤 正樹, 常田佐久,
坂尾太郎*, 松崎恵一*

(2004年9月30日受理)

Development of Heater Control Equipment for the Solar-B XRT Thermal Vacuum Test

Kazuyoshi KUMAGAI, Ryohei KANO, Hirohisa HARA, Tomonori TAMURA, Masaki SAWA,
Saku TSUNETA, Taro SAKAO*, Keiichi MATSUZAKI*

Abstract

The thermal vacuum test of the X-ray Telescope (XRT) aboard the Solar-B satellite was carried out at NASA/Goddard Space Flight Center(GSFC) since January 2004. For this thermal test, we developed the Heater Sensor GSE (HS-GSE). It is an equipment to record flight temperature sensors in the X-ray camera and to control flight camera heaters. During the GSFC thermal test, the HS-GSE successfully recorded the camera temperatures every 10 seconds, and controlled the heaters automatically. We report the system of the HS-GSE with the results in the thermal test.

1. はじめに

「ひのとり」, 「ようこう」に続く太陽観測衛星 Solar-Bは2006年夏に打ち上げられる. 可視光磁場望遠鏡 (SOT), X線望遠鏡 (XRT), 極紫外撮像分光装置 (EIS) の三つの観測装置で構成され, 6000度の光球面から数100万度のコロナまでの領域で, 磁場, 速度場, プラズマを観測し太陽の謎を解明する.

観測装置のXRT (X-Ray Telescope, 図1) についてそのフライトモデルの熱真空試験が, 2004年1月より米国NASAゴダード宇宙飛行センター (GSFC) に於いて行われた. この試験に臨んでX線カメラの温度モニターとヒータ制御を行う試験装置 (Heater-Sensor Ground Support Equipment: 以下HS-GSE) を製作し, 制御ソフトウェアを開発した. 当初の性能評価を得たので, その動作例, 試験状況等を報告する.

2. Solar-B X線望遠鏡 (XRT)

2.1 XRTの構成

XRTは「ようこう」軟X線望遠鏡 (SXT) と同じ斜入射X線望遠鏡 (XRT-T) とX線CCDカメラ (XRT-S) の二つの部分で構成されている. それぞれXRT-DとXRT-Eと略称される機器によって制御されている. XRT-T/XRT-Dの開発担当は米国スミソニアン天文台 (SAO), XRT-S/XRT-Eは宇宙科学研究所 / 国立天文台の担当となっている. XRT-Tは, 開口部近くのX線ミラーでX線を集光し, 鏡から2700mm離れた位置にあるXRT-SのCCD上に焦点を結ばせている. XRTの光学系の概略¹⁾を図2に, 表1にXRTの主要諸元¹⁾を示す.

表1. XRT主な性能.

項目	性能
光学系	8次の多項式形状の鏡面による, 斜入射X線望遠鏡
CCD	裏面照射型CCD 2048 × 2048 pixel (1 pixel = 13.5 μm)
観測波長範囲	2 Å - 200 Å
空間分解能	1秒角 (太陽表面上で730kmに相当)
視野	34分角 (太陽全面をカバー)
幾何面積	6 cm ²
有効面積	3.5 cm ² @ 10 Å
時間分解能	2秒
CCD読出速度	500 k pixel/s 12bits/パラレルデータ

* 宇宙航空研究開発機構 (Japan Aerospace Exploration Agency)

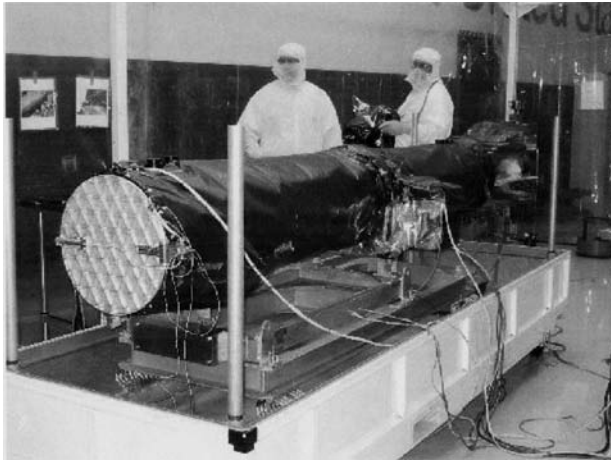


図1. XRT概観



図3. XRT-S概観 カメラ上部の腕は焦点調節ロッド

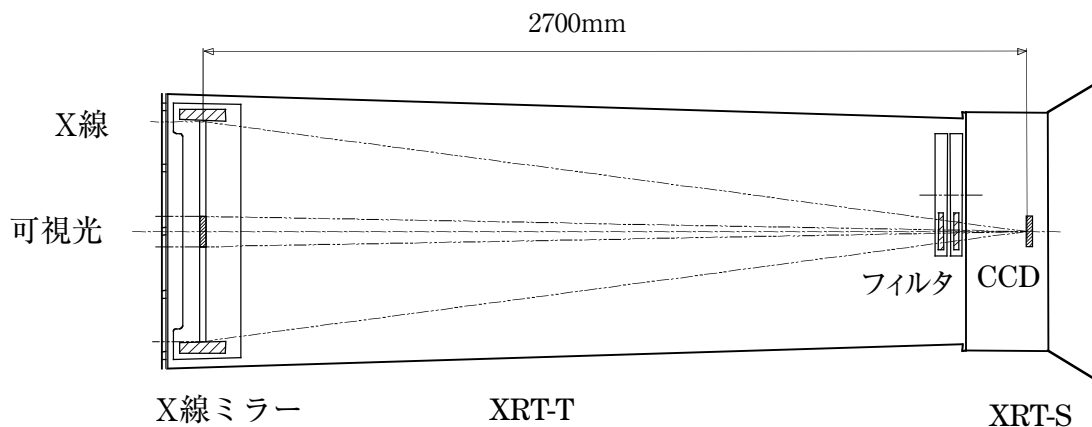


図2. XRT光学系概略図

XRTは、周囲環境（宇宙や衛星構造本体）から熱放射結合を排除するために、全体をMLI（Multi-Layer-Insulator）にて覆っている。XRT-TとXRT-Sは、インターフェース部にデルリン（テフロンに似た素材）を使って、相互の断熱を図っている。XRT-Tは、温度変動にともなう焦点ズレを防ぐために低熱膨張のCFRPにて鏡筒を作り、その鏡筒を常温程度に温度制御している。一方、XRT-Sは、CCDを冷却するためのラジエータを持っているが、シャーシ自体は温度制御されていない。XRT-S自身の機器発熱とXRT-Tからデルリンを通して流入してくる熱量とで、安全な温度を保てるようにXRT-Sは熱設計されている。XRT-Sの熱設計を検証し、かつ実際のハードウェアが熱設計通りに作られているか確認するうえで、今回のGSFCでの熱真空試験はとても重要な試験である。

2.2 X線カメラ（XRT-S）

図3にXRT-Sの概観を示す。XRT-Sの筐体はチタン合金で、スカート状の部分はアルミ合金で作られており、その放熱部のラジエータが最も大き

く外径は $\phi 435.4\text{mm}$ である。中央には裏面照射型CCD42-40（E2V社製）を配置している。CCDは1ピクセル $13.5\mu\text{m}$ で 2048×2048 のサイズであり、インバー製のCCD台座との熱ストレスを避けるため、同じくインバーのCCDハウジングに納められている。このハウジングは焦点調節のためにチタン製の板バネで支えられている。暗電流抑止のためのCCDの冷却は、ハウジングから伸びたフレキシブル銅線を、放射冷却されたカメラ最後部のラジエータに電気絶縁にも適している窒化アルミで熱結合することにより、軌道上のCCD温度が -43°C 以下に保たれる。

2.3 X線カメラの温度センサーとヒータ

図4に軌道上におけるXRT-Sのヒータ制御とテレメトリの構成を示す。ハウジングにはCCD冷却による吸着汚染物質の除去のベーキングモードへ移行するため、10Wヒータとそのヒータを閉ループ制御するための温度測定サーミスタ（ $<1\text{M}\Omega$ ）がついている。CCD温度は画像解析に不可欠であるため、テレメトリ・ステータスとして $1\text{k}\Omega$ 白金測温抵抗体（Pt1000）が接着剤で固定され

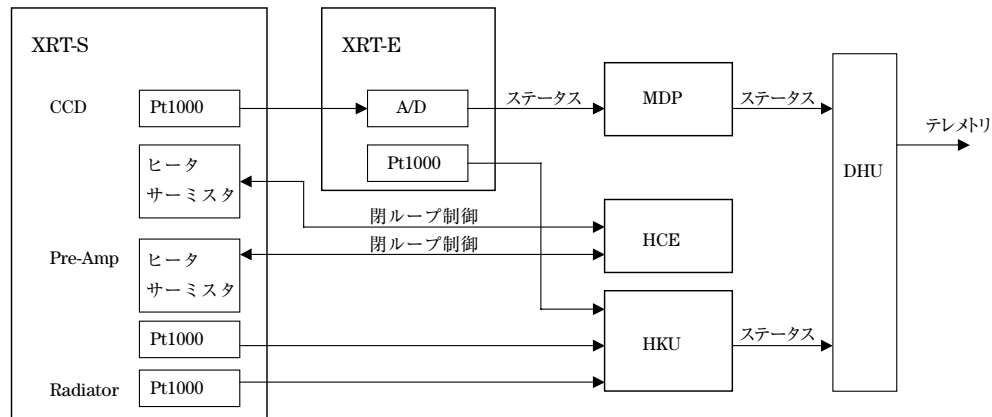


図4. 軌道上でのヒータ制御とテレメトリステータス

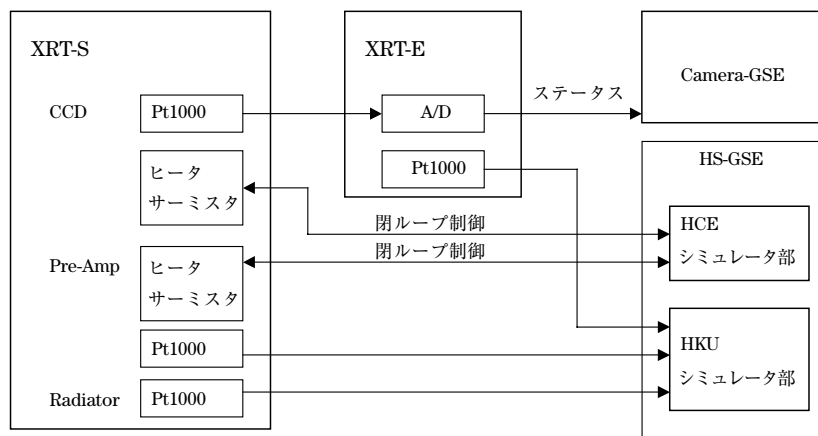


図5. 地上試験時の構成

ている。XRT-Sカメラ内にはCCDプリアンプが組込まれており、動作保障下限温度 -30°C を下回らないようにCCDと同様に熱制御の5 Wヒータとサーミスタがあり、更に温度モニタのPt1000が貼り付けられている。そのほか温度テレメトリのためにカメラ・ラジエータとXRT-EにPt1000が取り付けられている。軌道上におけるサーミスタ、Pt1000の情報は衛星バス機器²⁾のHCE（Heater Control Electronics）、MDP（Mission Data Processor）、HKU（House Keeping Unit）に手渡され、DHU（Data Handling Unit）からテレメトリとして地上に下りてくる。熱真空試験においては、X線カメラCCDの温度はセンサデータをXRT-Eに送り、温度コードに変換してルックアップテーブルによりテレメトリとしてCamera-GSEで取得した。

3. HS-GSE

HS-GSEを使った地上単独試験時のシステム構成を図5に示す。

今回の熱真空試験においては、電子機器の上限

表2. モード説明（括弧内はシユラウド設定温度）

Hot Survival (+35 $^{\circ}\text{C}$)	非動作高温最悪条件試験	Cold Balance (-180 $^{\circ}\text{C}$)	軌道上予想低温動作試験
Cold Survival (-180 $^{\circ}\text{C}$)	非動作低温最悪条件試験	Cold Balance with CCD Bake (-180 $^{\circ}\text{C}$)	ベーキング試験
Hot Operation (+32 $^{\circ}\text{C}$)	高温動作試験	Hot Balance (-90 $^{\circ}\text{C}$)	軌道上予想高温動作試験
Cold Operation (-180 $^{\circ}\text{C}$)	低温動作試験		

温度と下限温度における動作試験であるThermal Cycle と軌道上の予想温度での動作試験のThermal Balanceの二つの試験があった。その中にもHot/Cold Survival、Hot/Cold Operational等のさまざまなモードがあり（表2）、それぞれの温度環境にXRTは曝されるが、設定試験環境に対して本来の性能を維持するため、観測機器の温度を監視しヒータにより適切な温度を維持しなければならない。そのために単独試験においては、地上コマンド卓、地上テレメトリ卓、衛星バス機器（今回はMDP、HKU、HCE）の代理となる支援機器（GSE）が必要となってくる。XRT-Sにとって、CCDの画像取得とその性能評価のためのCamera-GSEは、事前の量子効率測定、感度測定等で既に開発され使われてきた。しかし、熱真空

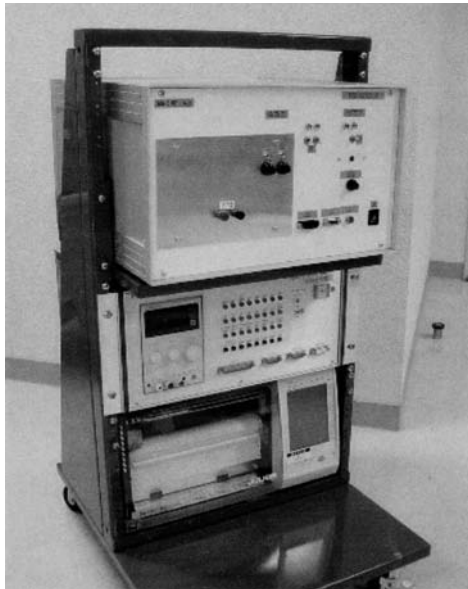


図 6. 上段：HS-GSE 中段：Camera-GSE



図 7a. HS-GSEブロック図 HKUシミュレータ部

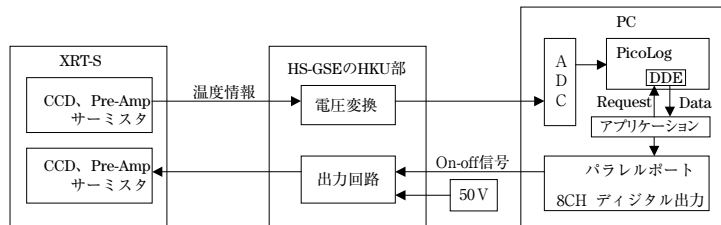


図 7b. HS-GSEブロック図 HCEシミュレータ部

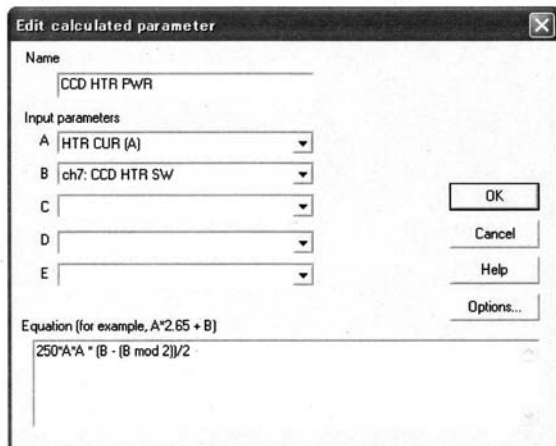


図 8. 等式入力の場合 (CCD HTR PWRは下の等式で表示記録される)

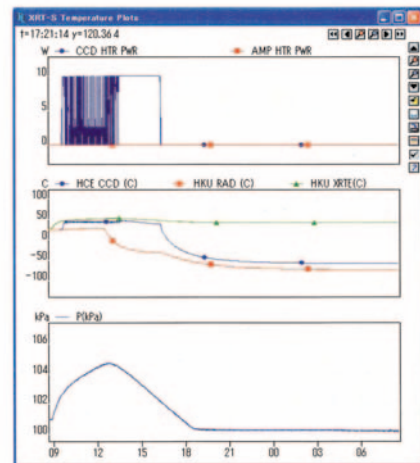


図 9. 変換式による表示例

試験に向けCCD、プリアンプ等の温度制御とステータスの確認のため、HCEとHKUをシミュレートするGSEが必要となった。そこで新たにHS-GSE (図 6) を製作し、制御ソフトウェアをC言語にて開発した。

温度制御のブロック図を図 7 a, b に示す。今回の熱制御にとりあげたPico Technology社のADC11は、パソコンの平行ポートに接続する形の11ch10bitAD変換器である。標準で添付されているソフト"PicoLog"には、取得した電圧値を表示記録するだけでなく、図 8 と 9 で示すように、ユーザーが定義した変換式で変換した値も表示記録することができる。そのため、抵抗分割で電圧に変換されたAD値をリアルタイムで、抵抗や温度に換算することが、容易に行える。さらに、"PicoLog"には、DDE(Dynamic Data Exchange)

信号による出力機能があるため、"PicoLog"による計測値を他のアプリケーションソフトウェアが容易に利用することができる。そこで、今回、"PicoLog"のDDE信号からCCDとプリアンプのサーミスタ温度を取得し、増設した平行ポートにヒータのON/OFF信号をデジタル信号として出力するソフトをC言語にて開発した。具体的には、DDE信号から0.5秒間に得た4回のデータを平均し、設定したON温度より低くければ、平行ポートの指定のビットをHighにし、OFF温度より高ければ、平行ポートのビットをLowにする。ON温度とOFF温度の中間の温度であれば、平行ポートのビットは変化させない。という非常にシンプルなソフトである。この"PicoLog"によるサーミスタ温度計測の結果はパソコンの8CH平行ポート中CCDとプリアンプ

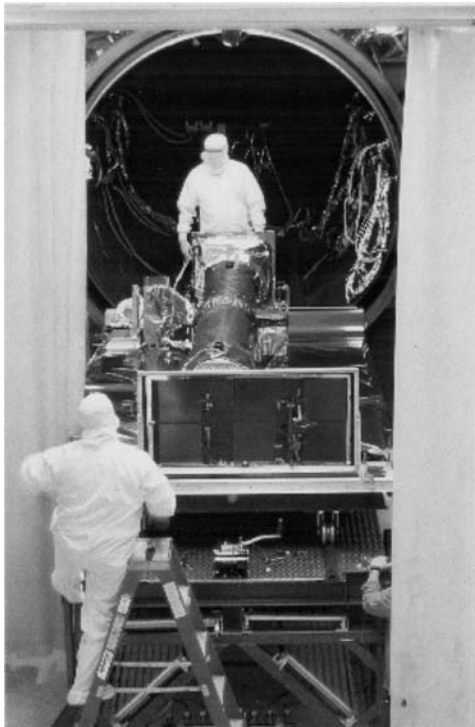


図 10. チャンバーにXRTを搬入する様子.
手前の四角のパネルがホットプレート.
奥がコールドプレート.

に割り当てられた2bitに制御信号として出力される．その制御信号をHS-GSE内のアイソレートIC / TLP552で受け，出力回路を形づくるリレー駆動トランジスタ，リレー接点を介しヒータを50V電源にてon-off制御し，CCDとプリアンプを所定の温度に安定させた．ヒータには上述のHCEの役割を担う自動モード，任意に温度を設定操作できる手動モードと停止の動作状態があり随時切換えスイッチでモードを選択できる．また，試験中にヒータがどの動作状態にあるか，切換えスイッチに連動して抵抗定数を変え，モードによる電圧を監視した．

HKUシミュレータの熱試験中のステータス確認として，プリアンプ，ラジエータ，XRT-Eの各温度はそれぞれの測温抵抗体とHS-GSE内の1k Ω 金属被膜抵抗を直列接続にし，電圧2Vをかけて分圧し，センサの電圧変化をADCに取込み温度ステータスとして取得した．尚，2V電源の安定度とノイズが問題とならないように，2V電圧も同時に計測し，PicoLogで割り算をしている．

今回の熱真空試験には直接関係しないが，HS-GSEにはCCD実験のために露出制御をするシャッター駆動回路と太陽フレアを模擬してCCDに撮像するLED輝度調整回路も含まれている．

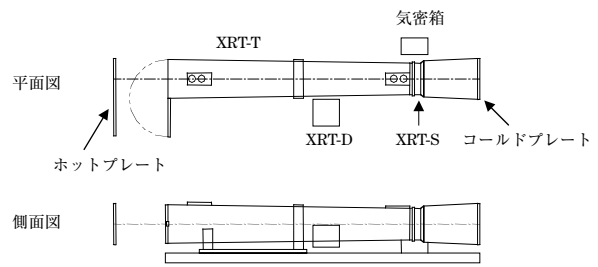


図 11. XRT熱真空試験レイアウト

4. NASA/GSFC熱真空試験における制御の動作例

今回の熱真空試験に備えXRTを真空槽に運び入れている様子を図10に，試験機器のレイアウトを図11に示す．XRT-Eは今回の熱試験の時点では真空対応ではなかったので，気密箱に入れ100kPaの窒素ガスを封入して動作させた．XRT全体と気密箱は真空槽内のペイロードテーブル上に置かれ，XRTの前には太陽光入射をシミュレートしたホットプレート，後には宇宙空間を模擬したコールドプレートがある．真空槽全体も深宇宙のチャンバーで覆われている．気密箱はGSFCの温度コントローラにより11~17Wの消費電力でHot Survivalモード以外は常に20℃に安定させた．XRT主要箇所の温度情報取得のため各所に熱電対が貼り付けられており，XRT-Sに10個，気密箱に6個の温度モニタ点が配置され常時監視できる．また，コンタミネーション評価のためTQCM(Thermoelectric Quartz Crystal Microbalance)がXRT-TとXRT-Sを見る方向に配置してある．

熱真空試験は2004年1月29日10時よりThermal Cycleテストから開始された．図12に第一次熱真空試験全期間中におけるCCDとプリアンプの30分毎の温度ログによるプロファイルを示した．電源offでのHot Survival, Cold Survival, 電源onでのHot Operation, Cold Operationのサイクルが2月5日まで続いた．そのあと軌道上での熱環境を模擬した熱バランステストに入り，-180℃ Cold Balance, -90℃ Hot Balanceモードと続き第一次の熱試験は2月10日に終了した．以下に温度制御，試験過程の詳細を記す．

最初の部分がThermal Cycle中のHot Survivalモードで真空槽シュラウドの温度が+35℃に設定された期間である．このとき，カメラとしては，CCDへの分子汚染を防止したいので，CCDバックヒータによってCCD温度を周囲よりも高温に

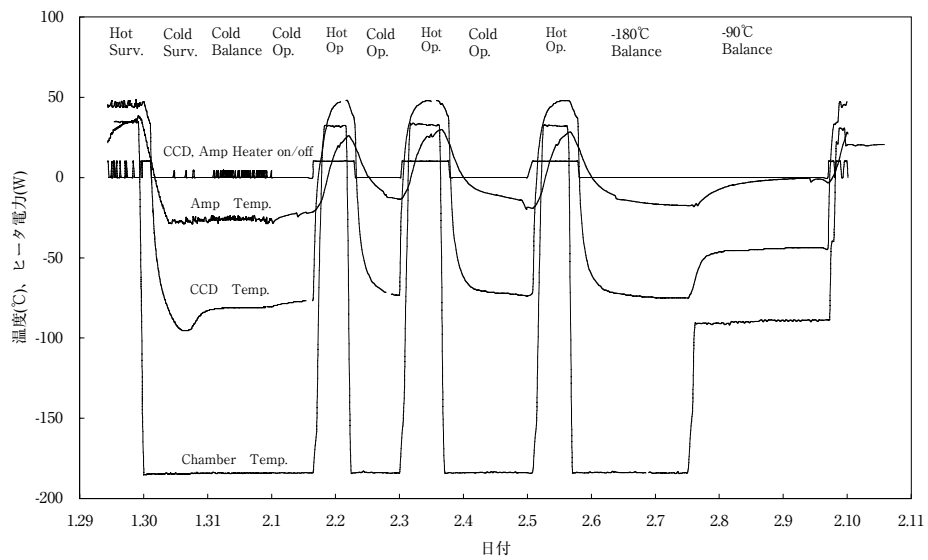


図 12. 熱真空試験温度プロファイル (Heaterの内、Ampは低振幅のもの)

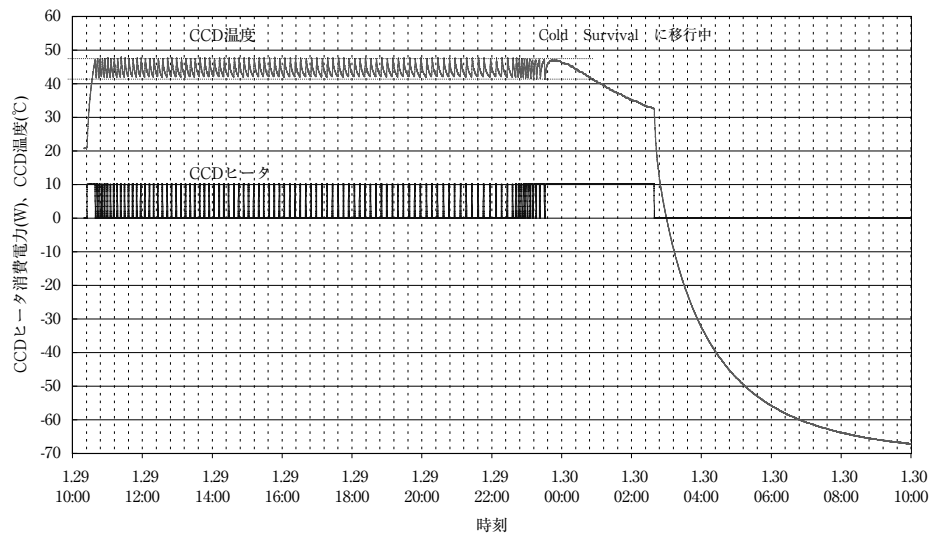


図 13. 1月29日のHot Survival 中から1月30日のCold Survival へ移行 (22時10分)

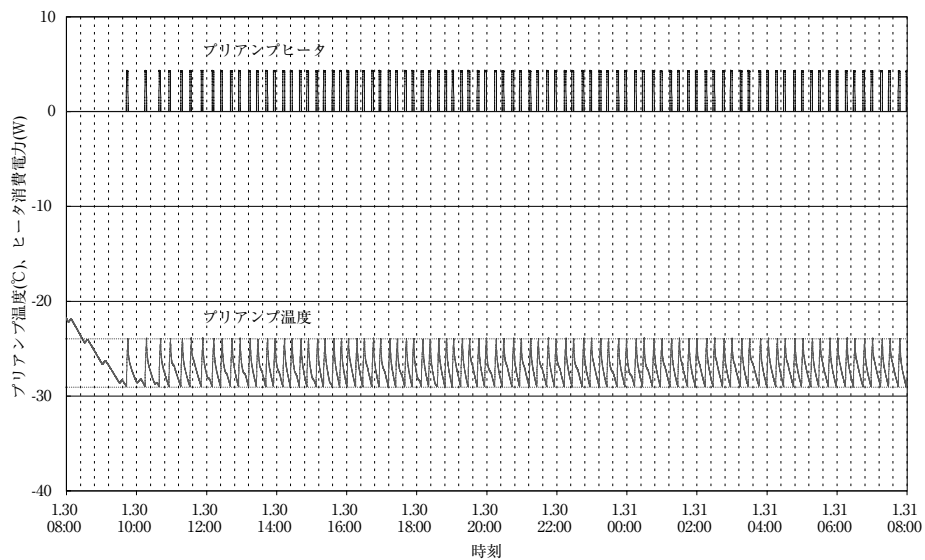


図 14. 1月30日のCold Survival Cycle と1月31日のCold Survival Balance.

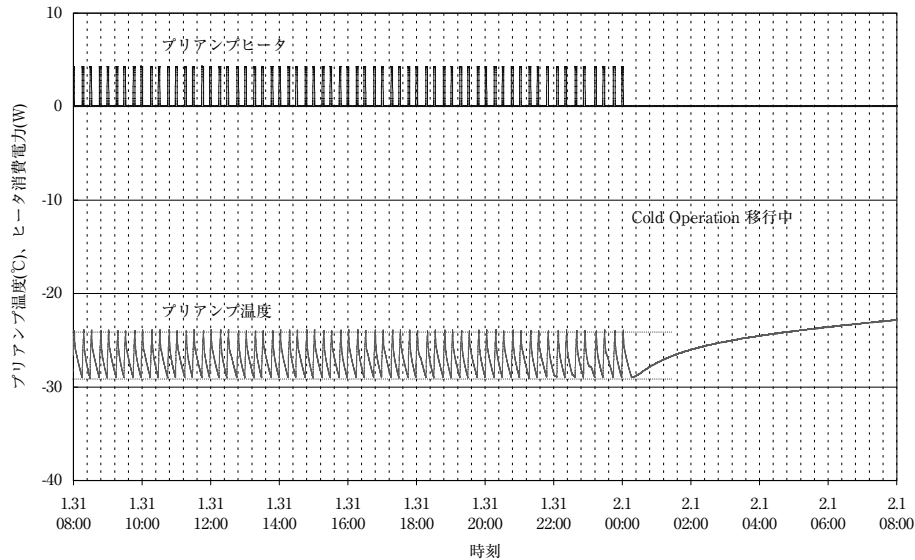


図 15. 1 月 31 日の Cold Survival Balance と Cold Operation Cycle へ移行 (17 時 37 分)

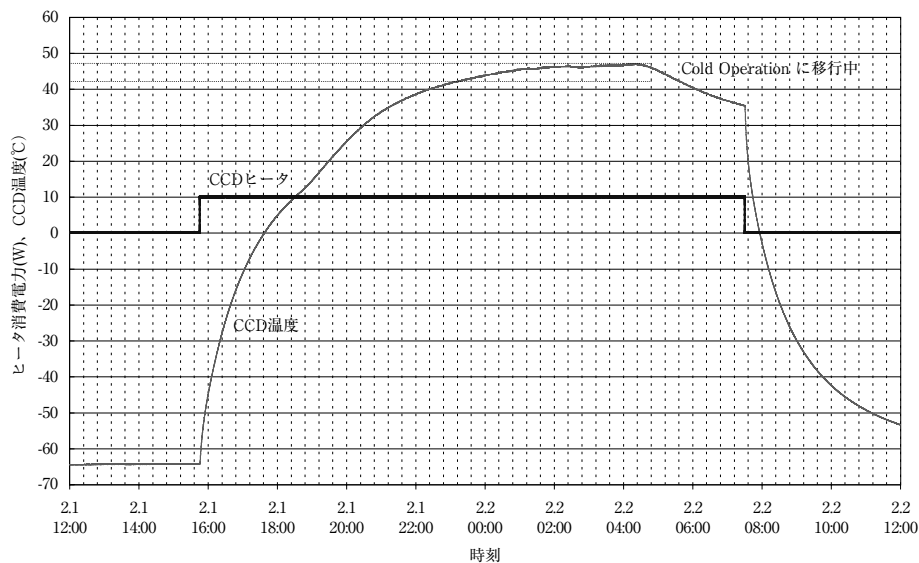


図 16. 2 月 1 日の Hot Operation へ移行 (15 時 30 分), 2 月 2 日 Hot Operation から Cold Operation へ移行 (04 時 08 分)

保つことにした．そこで，CCD バックヒータの設定温度をON温度+42℃/OFF温度+47℃にして，ヒータ電圧50VをON-OFF制御した．図13の1月29日Hot Survivalと30日Cold Survival移行の10秒サンプルの詳細な動作例で示されているように，間欠的にCCD バックヒータの電力約10Wがかかって，12時間に渡りCCD温度は+41.8℃～+47.6℃の設定範囲に収まっている．その後試験はシュラウドを冷却してCold Survivalモードに移行を開始したため，CCDバックヒータはコンタミ防止のため焚き続けるが周囲温度低下によりon-offデューティ比100%となってCCD温度は下降する．XRT-SシャーシとXRT-Tリア部が共に+20℃となった1月30日 2時37分にバックヒータをoffした．

一方，プリアンプについては，低温モードの移

行に際しプリアンプの軌道上の温度設定であるON温度-29℃/OFF温度-24℃に設定した．図14に1月30日の Cold Survivalと1月31日のCold Survival Balance中のプリアンプヒータのon/off状態とプリアンプ温度を示す．周辺温度の低下に伴い初期にはプリアンプ温度も次第に下がったが，電力4.28Wヒータのon/offに追従してプリアンプの温度変化は設定通りの温度範囲に収まっており，CCDと同様に確実な制御がなされていた．

図15には以後の，Cold Survival Balanceを経てCold Operation Cycle #1に移行する時のプリアンプヒータ制御の状況を示した．今まで電気系はモード到達時のみの電源onがこれよりXRT-D、XRT-E共に常時ONとなる．このためプリアンプは自己発熱と環境のため制御温度設定値を越えた

状態となりプリアンブヒータはoffのままの状態が続いた。そして、Hot Operation Cycle #1に移行。CCDについてはコンタミ防止のためベークヒータをON温度+42℃/OFF温度+47℃の自動制御設定を行うと、制御系はベークヒータを消費電力10Wで焚き続けた。その時のCCD温度変化の様子を図16に示す。2月1日 23時00分にON設定温度の+42℃となった。2月2日00時55分にXRT-Dが+35℃となりHot Operation Cycle #1に到達。CCD温度は04時00分に+46.9℃に達したが、04時08分にCold Operation #2への移行が始まり、周囲温度が低下したため、ベークヒータは自動制御によりoffにはならなかった。その後、TQCM周波数増加が0.8Hz/hourと確認できた07時29分にベークヒータをoffにした。18時20分 Cold Operation #2に到達。以後、試験モードは、Hot Operationを2回、Cold Operationを2回、-180℃と-90℃のBalance試験を行ったが、いずれのモードでもXRT-Sの熱設計の検証確認及びHS-GSEによる熱環境制御は非常に良好な結果を得た。

5. おわりに

熱真空試験は一時中断を挟んで5月13日から第二次試験がThermal Cycleから再開され、Cold Balance, Cold&CCD-Bake, Flight Cold/Hotの各動作試験モードが続けて行われ、5月22日に無事順調に終了した。長期にわたっての熱真空試験において当初の結果が得られたのはSAO, GSFCのスタッフ皆さんの支援によるものと深く感謝致します。また、HS-GSEの製作にあたっては天文機器開発実験センター・マシンショップ西野徹雄氏のご援助がありました。ここに深く感謝致します。

参考文献

- 1) Smithsonian Astrophysical Observatory : Solar-B XRT-to-Camera Interface Control Document, Contract No. NAS8-00015.
- 2) 三菱電機株式会社 : SOLAR-B 衛星ハンドブック、SLB-137.