衛星搭載用CCD冷却装置と評価システムの開発

京都大学理学部　　栗木久光、小山勝二、鶴剛
Leisester University　上野史郎
Astro-E XISチーム

１．目的

近年の観測機器の性能向上は目覚ましく、我々に多くの新しい知見を与えてくれる。感度の高い観測機器を動作させるには、性能に見合った動作環境が必要になる。特に温度環境は、検出器のノイズが熱雑音によって生じるため、高感度観測では低温が必須条件となる。Ｘ線天文学の分野でも、Ｘ線天文衛星「あすか」に搭載されたＸ線CCDカメラはガス検出器の１０倍のエネルギー分解能を持ち、動作温度は-60℃である。Ｘ線CCDの動作温度として-60℃は適当ではなく、熱雑音の低下、電荷転送効率の向上、ホットピクセル数の減少等からもっと低温にする必要がある。特に宇宙用では高エネルギー粒子による放射線損傷が性能劣化を招くので（例えば参考文献１）、この劣化を抑えるためにも低温が望ましい。

Astro-E衛星に搭載するX線CCDカメラ(XIS)では、目標温度を-90℃に設定し、冷却システムを設計してきた。-90℃という温度は地上の実験室レベルでは容易に達成できるが、電力、スペース等が限られた衛星、ロケットレベルではよく考慮して冷却システムを設計する必要がある。ここでは、最初にXISカメラ本体の冷却、CCDの冷却について述べ、その後にシミュレーションによる評価、dummy bodyを用いた実験室実験とXIS EM品の評価結果について報告する。

２．XIS冷却システム

2.1 XISカメラボディの冷却

「あすか」衛星の場合、熱電半導体(TEC)でCCDを冷却し、TECから出た熱をヒートパイプを通して、ラジエータまで伝え、ラジエータで宇宙空間に排熱していた。Astro-E衛星でも同様の構成をとる。ただし、「あすか」と異なり、CCDの目標動作温度を-90℃に設定しているために、「あすか」より効率良く冷却する必要がある。以下に「あすか」からの主な改良点をあげる。

・ラジエータの面積を約１０倍にする。
・広い面積のラジエータを効率良く使用するために、ラジエータにヒートパイプを取り付ける。
・ヒートパイプとカメラ本体を銅網線なしに接続する。

この改良により、衛星に一番熱入力があるhot modeであっても、TEC１台あたり8Wの熱入力で、カメラ本体の温度が-35℃以下になるようになっている。

2.2 CCDの冷却とXISカメラボディ

XISの冷却には、「あすか」同様小型軽量で取り扱いやすいTECが使われている。XISの場合、TECはAE/TCEボックス内のTCE(TEC Control Electronics)で制御される（図１参照）。制御に当たっては、CCD表面に取り付けられている温度計から温度を読み取り、この温度が設定温度になるようにTCEでTECにかける電力を調整する。これにより、CCDの温度は一定に保たれる。TECには、ある値以上の電力をかけるとジュール熱が増加し吸熱量が減少するという特徴がある。このため温度制御のfeedbackがうまく働かずコントロールが暴走する可能性がある。これを防ぐために、TECにかける電流リミットを設け、過剰な電流をかけないようにしている。放射線損傷を受けたCCDの性能回復にアニーリングが効果的であることがわかっている。Astro-Eでは、TECに逆電流を流すことでTECをヒーターとして扱い、CCDを暖める。TECによるCCDのアニーリングもTCEで制御される。

CCDを冷却するにはCCDへの熱入力を小さくすること、吸熱/放熱のパスの熱伝導を良くすることがあげられる。XISでも、この点には注意が払われている。主な改良点は以下の通りである。

1）CCD側に近いフレックスプリントを固定しているサポートの足を長くする
2）TECの吸熱側とCCDの接続に使っていたブレードを無くす（CCDをTECに直付けする）。
3）CCDのついている基板を小さくする。
これにより、CCDへの熱入力は0.2W以下になった（後述のシミュレーション参照）。

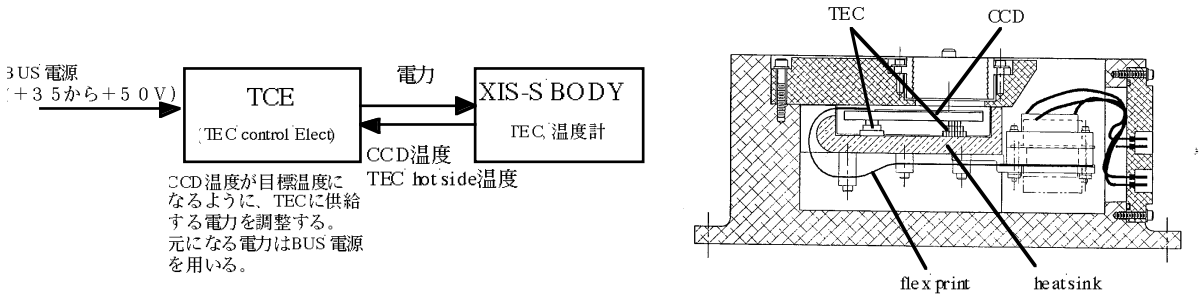


図１：TECのコントロールの概要（左）とカメラボディBASE部断面図（右）
heat sinkが銅で製作されている以外、カメラボディはアルミからなる。

３．シミュレーションとTECの選定

現在は、使用するTECと必要な電力が決まっているが、設計段階ではこれらの値、特に-90℃を達成するには何WをTECに入力しなければならないか推定しなければならない。我々は、シミュレーションを用いてこの値を推定し、設計に反映させてきた。ここでは、シミュレーションについて簡単に紹介したい。

熱電冷却の基礎式（参考文献２参照）

種類の異なった２つの物質を接合し、これに電流を流したときに接点で吸熱/発熱が起きる。これをペルチェ効果と呼ぶ。ペルチェ効果による吸熱量は電流に比例し、その比例係数πをペルチェ係数と呼ぶ。吸熱量Qc は、ペルチェ効果による吸熱量と電流を流したことにより発生するジュール熱、そして温度差が生じたことで熱伝導で低温側に入ってくる熱量を考慮した値となる。

$$Qc=\pi I - 1/2RI^2 - \kappa \Delta T$$

（π：ペルチェ係数、R：抵抗、κ：熱伝導率）
ジュール熱の項に1/2がついているのは低温側と高温側の両方に熱がいくと仮定したためである。
この式を見てもわかるように、電流が小さいうちは吸熱量は電流増加につれ大きくなるが、やがて、極大を迎え、それ以降は電流を増加するほど吸熱量が小さくなる。

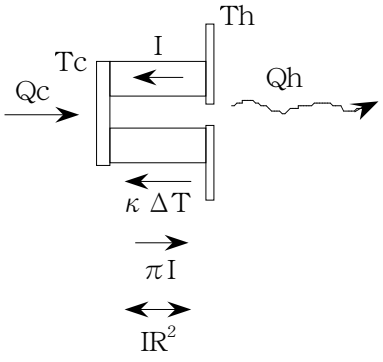


図２ TECの熱収支

CCDへの熱入力

Ｘ線CCDカメラで使われているシリコンは良い熱の吸収体（ε～0.8）であるので、熱輻射による熱流入を計算に入れなければならない。また、CCDには駆動用、データ取出用のフレックスケーブルが取り付けられており、熱伝導でこのケーブルを通して熱が流入する。（「あすか」の場合、レキサンサポートの上にCCDを載せていたので、このサポートを通しても熱が入ってきていた。）この２つの熱入力を考慮した。

コールドプレートの放熱能力

Astro-Eの熱設計を担当しているNEC側が衛星の熱モデルを考慮して、計算している。TECの性能を調べるためのシミュレーションでは、当時NECより提示された衛星のcold mode（１軌道平均の衛星への熱

入力が最も低いモード）, hot mode（１軌道平均の衛星への熱入力が最も高いモード）における解析結果を用いた（参考文献３）。

シミュレーション

このシミュレーションを行った時、どのTECを使用するか決まっていなかったので、可能な３通りについてシミュレーションを行い、何Wで目標温度に到達できるか評価した。なお、シミュレーションは、Marlow社のTECと良く似た基本性能を持つ小松エレクトロニクス社製の３種類のTEC（表１、表２参照）で行った。TECの数は、K3M-01002G３個/XIS、K3M-01004G３個/XIS、K3M-04011G１個/XISである。TECの性能は、小松エレクトロニクス社から提供してもらったQc-V_M-ΔT(T_{hj}=一定)特性図を元に任意のThjで特性を表現できるように実験式を作成した（詳細にやりたい場合は、参考文献２参照）。コールドプレートへの熱入力は、Siの面が出ている受光面とstrage領域（面積はそれぞれ1inch x 1inchを仮定）でε=0.8を仮定し、その他の面はアルミコーティングすると仮定しε=0.1 とした。フレックスプリントの熱伝導係数は、「あすか」と同じ値7E-4W/℃/XISを用いた。また、CCDとTECは直付けなので、その間のブレードによる熱伝導の悪化を考慮していない。

シミュレーションの結果を図３に示す。この図より、上の３種類どれでも8W以内で-90℃を到達できることがわかった。しかし、到達に必要な電力は、K3M-01*とK3M-04011Gとでは、約２倍異なることがわかった。また、K3M-01002Gは、衛星がhot modeの時に能力の限界近くで-90℃に達しているのに対して、K3M-01004Gはまだ余力を持っていることがわかる。したがって、K3M-01004Gを３台使うのが最もXISに向いていると判断できる。

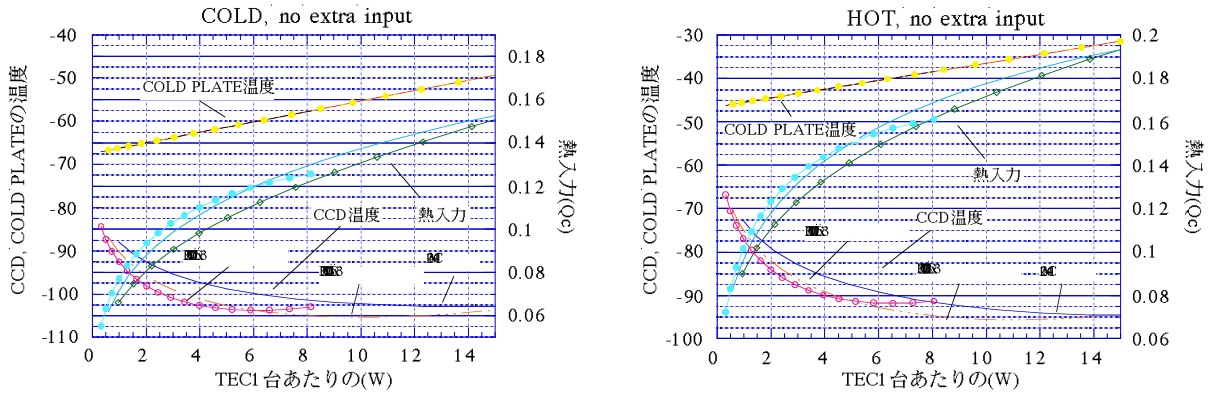


図３　衛星への熱入力が最も低い場合（cold mode：左）と最も高い場合（hot mode：右）での、TECへの電力とCCDの温度の関係。CCDへの熱入力もTECへの電力の関係で表した。

表１　シミュレーションで用いたTECの性能一覧（小松エレクトロニクス社カタログより）

型式	Imax(A)	Vmax(V)	ΔTmax(℃)	Qc max(W)	サイズ(W L H mm)
K3M-01002G	1.3	2.0	116	0.3	6.6x6.6x6.5
K3M-01004G	1.3	3.5	115	0.6	8.7x8.7x6.5
K3M-04011G	4.6	7.0	104	5.9	21.5x28.0x7.6

*Vmax, ΔTmax,Qcmaxは、放熱側の温度が27℃の場合。

最終的には、XISではMarlow社のMI3026T　３台/XISを使うことになった。これは、MI3021Tより吸熱力に余裕があることと、サイズがMI3021Iより大きく頑丈であることからである。下は、Marlow社の日本の代理店であるラサ工業よりMI3026Tの性能を教えてもらい、上記シミュレーションを通して評価した結果である。カメラボディの温度が-35℃の時、8Wの電力があればCCDを-90℃に冷却できることがわかる。なお、このシミュレーション結果を元にして、衛星システム側とXIS側の熱のインターフェースがとられている。

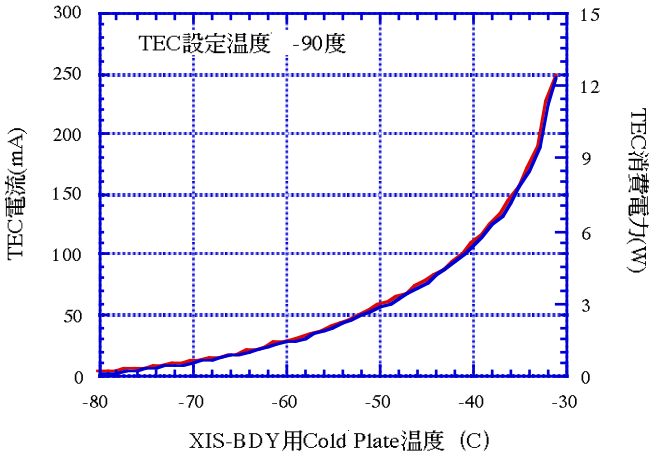


図４　Marlow社MI3026Tを３個用いたときのcold plateとTEC消費電力との関係。

表２　Marlow社製TECの性能一覧（Marlow Industries, inc.カタログより）

型式	Imax(A)	Vmax(V)	ΔTmax(℃)	Qc max(W)	サイズ(W L H mm)
MI3021T	1.3	1.9	110	0.33	6.6x6.6x5.4
MI3026T	1.3	3.4	109	0.62	8.8x8.8x5.9

*Vmax, ΔTmax,Qcmaxは、放熱側の温度が27℃の場合。

４．実験室での模擬実験

これまでは、メーカーからのデータをもとにTECの性能を推定してきたが、次は本当に予想通りの性能が出ているか京大の冷却システムを使い実験した。

当時の冷却システムは、冷却に液体窒素を用い、窒素タンクに取り付けられた銅の網線（BRADE）を通して、cold plateを冷却する。cold plateとはXISのカメラボディとの インターフェースを持つ178x140x5mmのアルミ板であり、このcold plateにXISカメラボディをとりつける。カメラボディの温度をコントロールするためにcold plateには、100Wのヒーターが取り付けられている。

効率良くカメラボディを冷却するために、熱伝導による熱入力、周囲からの熱輻射による熱入力を抑える必要がある。前者の対策として、カメラボディをポリカーボネイト製の櫓に吊るす。EM品のテスト時の写真を参考にしてもらいたい。後者の対策には、アルミナイズドフィルムでXISカメラボディを覆えるようにした。このシステムを用いると、約５時間でカメラボディ温度を-70℃にすることができる。（参考文献４参照）

試験用のボディ、CCD の製作

HOOD, DOOR部を除くXISの形状、材質表面コーティングを真似たdummy bodyを製作し、XISカメラボディのsimulatorとした。dummy用のCCDとして、1inchx2inchの銅板を用い、受光面側に黒色塗料を塗り、εを0.8以上になるようにした。できるだけ本物に近づけるために、

・TEST BODYのくみ上げ時には、グリス等は一切使わない。

・OBFとして、両面アルミ蒸着してあるアルミナイズドマイラを使用。

を行った。dummy用のCCDの方は、TECとheat sink(TEC台)の間を低温ハンダで接着した。TECと銅板の間は、グリスを塗布し熱接触を良くした。本物では、接着剤で固着する予定である。銅板はずれないようにカプトンテープで固定した。

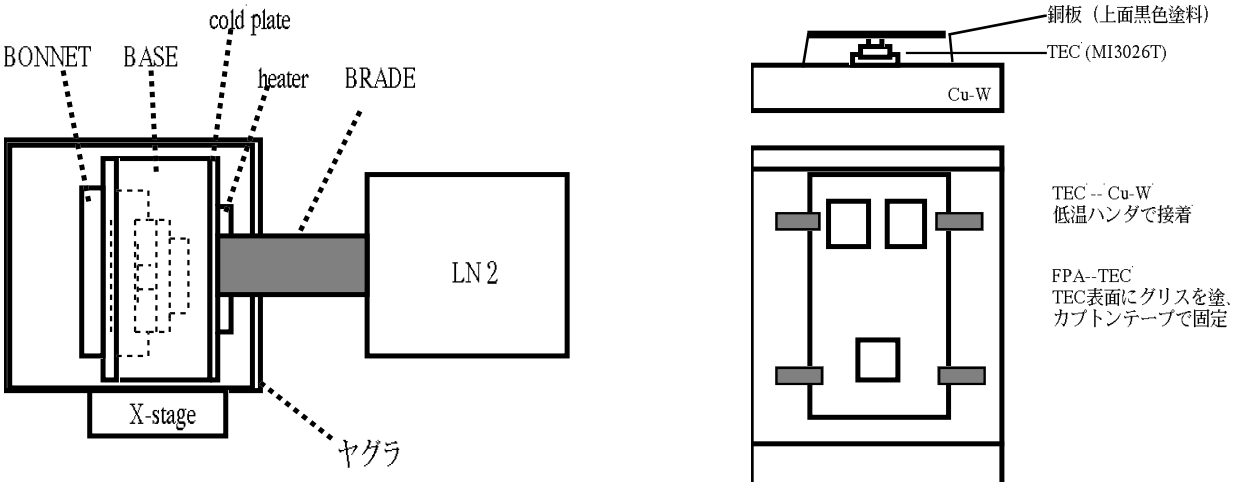


図５　XIS dummy body冷却の概念図（左）とdummy CCDとTECの部分（右）

実験結果（冷却）

白金抵抗体温度計をcold plate, heat sink, 銅板, LN2タンクにとりつけ、それぞれの温度をモニターした。cold plateの温度は、-60℃,-50℃,-40℃,-35℃と順番に変化させた。それぞれの温度でTECにかける電力を順番にあげていき、銅板の温度を調べた。温度が平衡に達したかどうかは、出力を2,3分間みて温度変化を確認できないときに平衡に達したと判断した。実験の結果を図６、表３に示す。cold plateとCu-Wの間で大きな温度差が生じたことは意外ではあったが、これはdummy bodyの製作に際に、heat sinkとカメラボディの接触面について特に表面精度を指定しなかったためだと思われる。FMでは、接触面の表面精度が規定されているので、問題ないであろう（EM品では大きな温度差がみられなかった）。温度差がないとするとCu-Wをシミュレーションで使っていたcold plateの値だとみなして良いので、TECは予想通りの性能を出していると考えてよい。

表３　FPAが-90Cに到達するとき、TECにかける電力

cold plate	Cu-W	TEC電力
-60C	-60C	1W
-50C	-59.5～-59C	2W
-40C	-37.5C	5W
-35C	-30C	10W

実験結果（昇温）

TECに逆電流を流し、正常に動作するかとその安定度を調べた。昇温モード時のcold plateの温度は−60℃、−40℃の２通りで、−60℃の場合TECに1W,2W,4W、−40℃の場合TECに2W,4Wをかけた。図６にその時の結果を示す。1W で～55℃、2Wで～85℃、4Wで～125℃の温度差ができ、比較的低電力で昇温することがわかった。衛星軌道上でのアニーリングの温度は+20℃を現実的な値として設定しているので、十分である。cold plate=−40℃、TEC電力4Wにて安定性について試験を行ったところ、１時間は安定していたが、その後温度が急激に下がってしまった。これはカプトンテープがはがれてしまい、銅板がずれてしまったためである。１時間のデータではあるが、安定していることが確認できた。

※アニーリングの昇温で注意しなければならないのはTECは内部で低温ハンダを用いていることである。例えばMarlow社の場合120℃で長時間放置しないようにカタログに書かれている。（小松エレクトロニクスのTECは融点183℃のハンダを使用しているので、もう少し緩い）

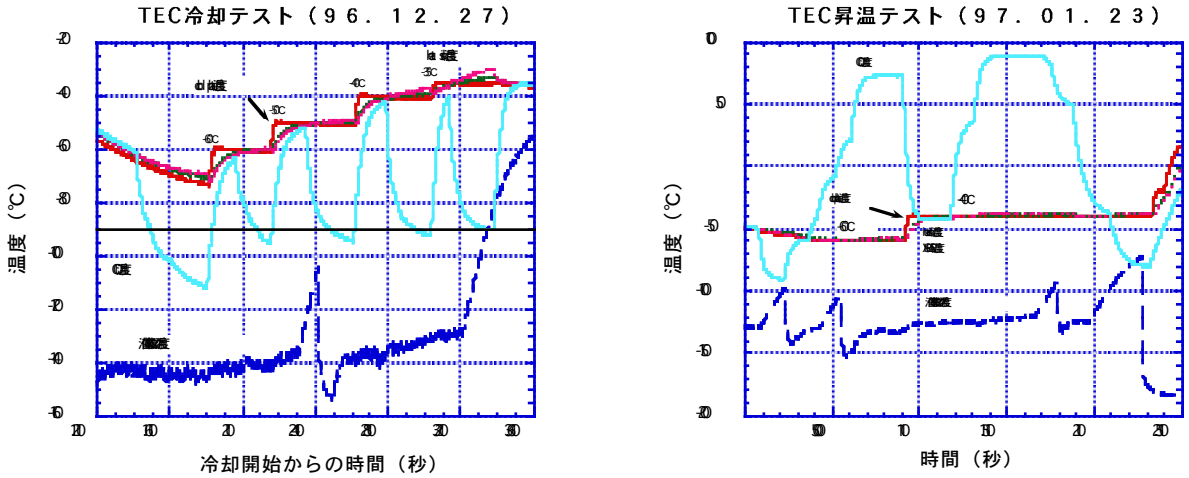


図6　TECをcooling modeで使用したときの性能（左）、アニーリングモードで使用した時の性能（右）

５．Astro-E EM品を用いた試験

1997年６月にMITより、Astro-E XISのevaluation model (EM)が到着した。このEM品を使って、XISの性能が各種試験された。試験された項目の１つにXIS冷却系の性能評価がある。

京大の冷却システムの改良

我々はEM品の評価を研究室で効率良く行うために、液体窒素を使った冷却から冷凍機を使った冷却に変更した。冷凍機を使った冷却に変えることで以下の利点がうまれる。

・液体窒素の補充を行う必要がない。
・停電時に冷却系が停止し、昇温する。
（液体窒素の場合、ヒーターの電源が切れるので、冷却の方向にいく。）
・冷却を停止した場合の真空度の悪化が少ない。（液体窒素の場合は、タンクに吸着していたガス分子が、冷却停止で多量に出てくる。）

しかし、利点だけでなく、次のような欠点も予想される。

・ピストンの入った冷凍機は、振動する可能性がある。

・冷凍機の動作が、ノイズ源になる可能性がある。
・冷却能力不足。
である。振動問題に対しては、ピストンの入っていないパルスチューブ冷凍機を選択した。この冷凍機は、ヘリウムの流動による冷却で駆動部がなく、無振動なのが特徴である。X線CCD の冷却用に使用するのは初めてであるが、冷凍機とcold plateの間をbradeで接続していることもあり、今のところ問題はでていない。（メーカーによると、動作中の冷凍機のヘッドを顕微鏡で１０万倍の倍率で撮像しても、像のぶれが検出できないそうです。）次のノイズ源問題については、冷凍機を通してグランドループが形成され、ノイズを発生する可能性があるの、冷凍機とHeの配管の間で電気的な絶縁が保たれるようにした。冷凍機自身については、大きなノイズ源になっていないことを確認した。冷却能力については、液体窒素を使った実験より、液体窒素タンクによる冷却能力をこれまでの実験データを元に推定した。推定法には、窒素タンクとcold plateを結んでいるbradeの温度差とbradeの熱の輸送能力を使った（熱伝導の式：$Q=\kappa \Delta T$）。その結果、窒素タンクへは15～20Wの熱が入っており、その時のタンクの温度が-130℃であった。この条件を満たす冷凍機を購入すれば良い。岩谷ガスにパルスチューブ冷凍機P050とP301、これにコンプレッサーCA101（空冷式）、CW303（水冷式）を組み合わせた時の冷却能力を評価してもらった。その結果が下の図である。この結果より、P050とCA101の組み合わせで、液体窒素タンクと同等の冷却性能が出せることがわかった。

窒素タンクを冷凍機に変え、系の冷却性能試験を行ったところ、ほぼ液体窒素と同等の性能がでていることを確認した。

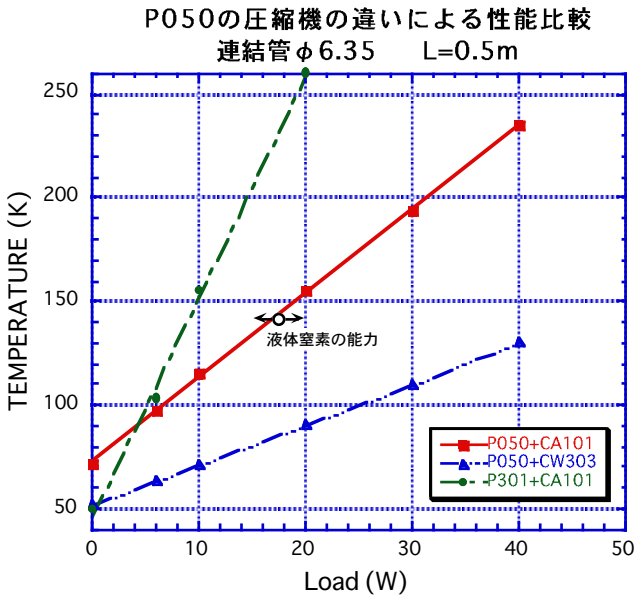
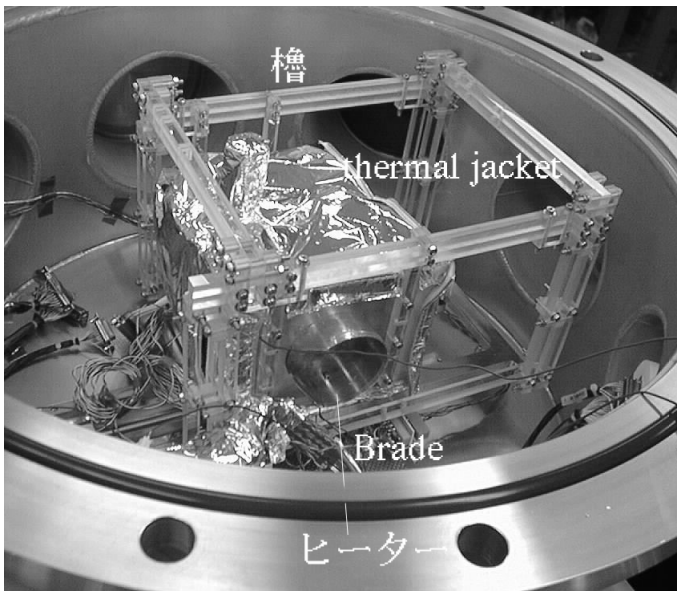


図７　P050,P301パルスチューブ冷凍機の性能（イワタニガス提供）
CA101, CW303はコンプレッサーの型を表しており、前者は空冷式、後者は水冷式である。

EM品の性能試験

京大の冷却システムの改善が図られた後、EM品の冷却性能評価試験が行われた。冷却テストでは、EM品は冷却系との熱インターフェースであるcold plateに取り付けられ、その後、thermal jacketと呼ばれるMLI（１０層）に覆われた。覆われた構体は、ダミーボディ同様に櫓に取り付けられ、真空槽内に入れられた。真空槽内に入れたときの模様を撮ったのが、図８左の写真である。
後は、ダミーボディを使った試験同様に、cold plateの温度を-40℃から-70℃まで変化させ、CCDの温度を-90℃に設定した場合、-85℃、-80℃に設定した場合どれだけの電力が必要になるか調べた。その結果が図８右である。横軸は温度、縦軸はTEC のコントローラに投入した+40V電源の電流値、右の縦軸

にこの電流に対応する電力である。図中の３本の線は上からそれぞれCCDの温度を−90℃、−85℃、−80℃に設定した時の値を表している。この図よりBUS電源に5W投入すれば、cold plate < −40℃でCCD 温度が−90℃になることを示している。実際には、TCE内部で5Wの一部の電力を消費しているので、これを除くと3.7WがTECにかけられたことになる。我々が実験室でテストボディを使って試験した時よりも、わずかに良い性能がでている。



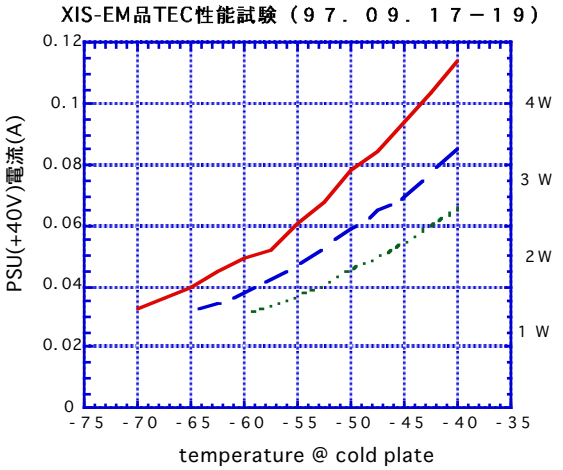


図８　EM品を京大のチャンバーに入れたところ（左図）。性能試験の結果（右図）図中の３本の線は上からCCD温度を−90℃、−85℃、−80℃に設定した時のものである。

５．TTM試験

TTM試験でのXIS性能試験概要

TTM試験は宇宙研のC棟で行われた。衛星全体の冷却能力込みでXISの冷却性能試験をできる唯一の機会であるので、XISも単体機能試験のために参加した。衛星構体に取り付けたときのXISの写真を図９に示す。TTM試験中のXISの試験内容とモードは以下の通りである。

COLD−X: 打ち上げ直後で衛星が最も冷えているモード
　　試験内容：XIS−bonnetのドアオープン、バルブ開閉試験
HOT−X1：remote−Aで、１軌道平均で衛星に最も熱入力があるモード。
　　試験内容：TEC冷却性能。ケーブルの温度測定。
HOT−X2：HOT−X1と同じだが熱入力を軌道に合わせて96分周期で変動させたモード
　　試験内容：TCEで温度制御ができるかどうか調べる。

TTM試験での冷却性能の結果

HOT−X1では、XISラジエータにとりつけたヒートパイプでトラブルが発生したために、当初の予定通りXISを冷却することができなかった。そのため、HOT−X1ではできる範囲でこちらの指定した温度に近づけるということで進めた。

HOT−X1開始当初、cold plateの温度が−35℃であり、MIT側よりTECで50℃以上の温度差をつけないように依頼されたので、CCDの設定温度を−85℃にして実験を行った。この時点でのPSU(+40V)の電流値は0.09Aであった。HOT−X1終了時はcold plate温度が−39℃になっており、電流値も0.083Aに減少していた。この値は、京大で行った実験結果と一致している。

次のHOT-X2モードでは、ヒートパイプの問題以外は当初の予定で行った。HOT-X2モードを開始した時は、cold plateの温度が-34℃であったので、CCDで作り出す温度差が50℃を越えないように安全をみて、CCDの設定温度を-80度にした。時刻による変化を図９右に示す。山が３つ見えるが１つの山が衛星の１周期に対応している。この山のp-pの振幅は約１℃である。一方、CCDの温度の振幅はp-pで0.1℃以下で、コントロールされていることがわかる。なお、TECの消費電力は京大で行った時の延長線上に乗ることがわかった。

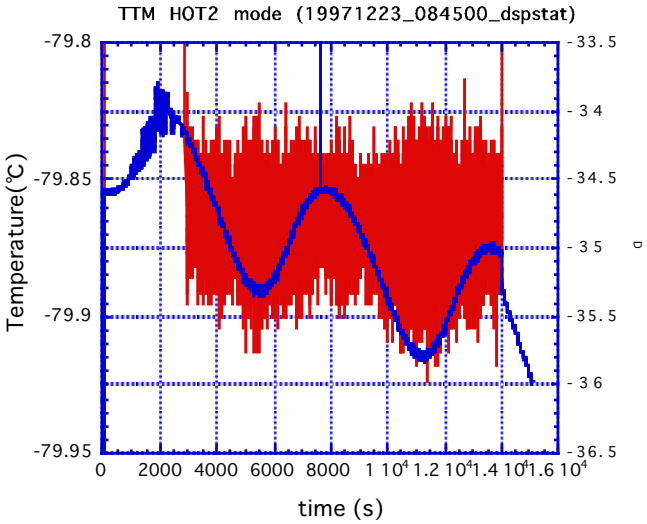


図９　TTM試験でXISを衛星構体に取り付けたたところ（右）。XISはMLIを被っている。手前に突き出たところはドアオープンで使うアクチュエータ部である。
HOT-X2時のheat sinkの温度変化（濃い実線、右Y軸）とTECの温度変化（薄い実線、右Y軸）。

５．まとめ

シミュレーションを通して、Astro-E　XISを目標温度-90℃に到達させるのに必要な電力を推定し、設計の初期段階に反映させてきた。次に、シミュレーションの結果が実験と合うかどうか検証し、大きな間違いがないことが確認できた。これは、XIS-EMを用いた実験でも実証できた。おそらく、-90℃という目標温度は、与えられた電力で実現可能であろう。-85℃なら間違いなく到達できると思われる。

-90℃以下の冷却を望まない限り、TECを用いた冷却方式は簡便であり、衛星向けである。将来の衛星計画にも利用できるように利点と欠点を整理していきたい。

参考文献

（１）Tomida et al. 1997 PASJ,49,405-412
（２）「熱電半導体とその応用」　上村欣一、西田勲夫著　日刊工業新聞社
（３）「ASTRO-E/XIS-Sインターフェース熱数学モデル確認解析結果報告書
(ASTE-0276)」第３版平成８年１月２３日　日本電気株式会社宇宙開発事業部
（４）「XISカメラ熱テスト」上野他、第１回X線CCD研究会集録1996, p82-p90

BRADEの作成について
BRADEはアース線を何本か重ね、そこに焼きごてを使い銅板をハンダ付けした。銅板をつけたのは熱接触をよくするためである。しかし、この方法だとハンダがアース線に染み込んでしまい、アース線の柔軟度がなくなってしまう。BRADEを作成する最も良い方法は、銅の管を用意しその中にInをサンドイッチ状に挟み、銅管をかしめてしまう方法である。これは手軽なのと、ハンダがアース線に染み込むこともないという利点がある。

（1）「サーモモジュールガイドブック」　熱電子工業株式会社