

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

ASTRO-H衛星搭載軟X線撮像検出器(SXI) 信号処理用ASICのスクリーニング

中嶋 大, 薙野 綾, 穴吹 直久, 林田 清,
常深 博, 尾崎 正伸, John P. Doty

2015年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

ASTRO-H 衛星搭載軟 X 線撮像検出器 (SXI)

信号処理用 ASIC のスクリーニング

中嶋 大^{*1}, 薙野綾^{*1}, 穴吹直久^{*1}, 林田清^{*1}, 常深博^{*1}, 尾崎正伸^{*2}, John P. Doty^{*3}

Screening of ASIC for signal processing of Soft X-ray Imager onboard ASTRO-H

Hiroshi Nakajima^{*1}, Ryo Nagino^{*1}, Naohisa Anabuki^{*1}, Kiyoshi Hayashida^{*1}, Hiroshi
Tsunemi^{*1}, Masanobu Ozaki^{*2}, John P. Doty^{*3}

Abstract

Soft X-ray Imager (SXI) is the primary imaging instrument on board the X-ray astronomical satellite ASTRO-H. The focal plane assembly consists of the four large-area P-channel CCDs abutted into a 2×2 array and the signal processing board including mixed-signal ASICs (application specific integrated circuit). Given the focal length of 5.6 m, the four chips cover a region of $38' \times 38'$ on the sky combined with the Soft X-ray Telescope. One of the advancements of SXI compared with conventional on board CCD cameras is the signal processing using mixed-signal ASICs with the function of the preamplifier and the analog-to-digital conversion. The dedicated design of the delta sigma modulators enables us to achieve high signal-to-noise ratio with the relatively small number of the transistors. It simultaneously processes the analog signals from the four readout nodes. After the verification of the performance such as the input equivalent noise, linearity, gain and radiation tolerance, we performed the quality conformance inspection test in accordance with the JAXA parts program, followed by the burn-in test for all the flight chip candidates. The dynamic burn-in test was carried out with the temperature of $+115^\circ\text{C}$ in the duration of 200 hours to expose the initial malfunction in the mission. Pseudo CCD signals are fed into all the devices during the test. There was no trouble in functional point of view and the performance showed no change after the dynamic burn-in. The eight flight model chips have been selected and mounted on the signal processing board.

概 要

ASTRO-H 衛星搭載の軟 X 線撮像検出器 (SXI:Soft X-ray Imager) は軟 X 線望遠鏡 (SXT : Soft X-ray Telescope) の焦点面に配置される。田の字型に配置された 4 枚の大面积 CCD 素子が、38 分角四方と、ASTRO-H 搭載検出器としては最も広い視野を構成し、0.4 - 12 keV のエネルギー帯域で撮像分光観測を行う。SXI のフロントエンド回路には、アナログデジタル混在 ASIC (application-specific integrated circuit) を採用している。従来の個別回路部品で構成される信号処理回路を大幅に小型化、軽量化している。ASIC 単体での機能と性能、さらに放射線耐性の実証を完了した後、JAXA 集積回路仕様書に準拠した QCI (quality conformance inspection) 試験と、フライトモデル候補全数に対するバーンイン試験を実施した。特にバーンイン試験は、通電かつ CCD の疑似信号を処理させた状態のダイナミックバーンイン試験を行った。 $+115^\circ\text{C}$ 、200 時間の試験の前後で、入力等価雑音、積分非線形性、ゲインを測定した結果、供試体 32 素子全てについて、故障や性能劣化がないことが確認された。この結果を基にフライトモデル 8 素子が選定され、SXI カメラボディ内部の電子回路基板に実装された。

* 平成26年12月17日受付 (Received 17 December, 2014)

^{*1} 大阪大学 理学研究科 宇宙地球科学専攻
(Department of Earth and Space Science, Grad. School of Science, Osaka University.)

^{*2} 宇宙科学研究所 太陽系科学研究系
(Department of Solar System Science, Institute of Space and Astronautical Science)

^{*3} Noqsi Aerospace, Ltd.

1 はじめに

X線 CCD カメラは、その優れた位置分解能 ($<50 \mu\text{m}$)、高いエネルギー分解能 ($\sim 130 \text{ eV}$ (FWHM) at 5.9 keV) と検出効率 ($0.4 - 12 \text{ keV}$) というバランスのとれた撮像分光性能を持つことから、日本のあすか衛星を始め、すざく衛星、アメリカのチャンドラ衛星、ヨーロッパの XMM ニュートン衛星などの大型 X 線天文衛星における主要ミッション機器である。特に、鉄輝線分光観測によるブラックホール (BH) 近傍における相対論的効果の発見や、天の川銀河中心や銀河団内の星間空間に満ちている高温プラズマの精密測定は、従来の静的宇宙観を一変させた。

一般に 2 次元 CCD センサは、一つの読出しノードあたり数百万ピクセル分の信号を逐次増幅、転送する。後段の信号処理エレクトロニクスに要求されることは、望遠鏡で集光された光子がセンサ上でパイルアップしないように、センサ全領域の画像を極力短時間で行うことである。2015 年度打ち上げの X 線天文衛星 ASTRO-H[1] 搭載 X 線 CCD カメラ (SXI:Soft X-ray Imager)[2] では、望遠鏡焦点面に田の字型に配置された 4 つの大面积 CCD センサが 38 分角という撮像型 X 線検出器としては史上最も広い視野をカバーしており、一枚の画像を 4 秒で処理することが求められる。SXI はセンサを -110°C の低温まで冷却しなければならないことから、大型で消費電力の大きい機械式冷凍機を使用する。そこで我々は、個別パーツを用いたエレクトロニクスではサイズ電力ともに肥大化してしまうことから、これを集積化し、CCD センサ専用の低雑音アナログデジタル混在 ASIC を開発した [3, 4]。これにより、フロントエンド回路がセンサに非常に近い場所でアナログ信号をデジタルに変換するため、カメラが雑音の影響を受けにくい。我々は複数回開発を行い、MND02 と呼ぶ版でフライトに使える素子が完成した。

単位時間あたりの処理ピクセル数 (以後ピクセルレートと呼ぶ) の関数として、MND02 の雑音性能、線形性能を測定後、我々は低高度地球周回軌道への投入を前提として放射線耐性試験を行った [5, 6]。そのいずれもが CCD カメラとして十分な値であったことから、ASTRO-H/SXI で使用されることが決まった。本項では、MND02 単体での性能を簡潔に示した後、衛星搭載決定後に行った QCI (quality conformance inspection) 試験、さらにバーンイン試験の詳細を報告する。

2 SXI 信号処理用 ASIC (MND02) の概要

MND02 は 4 つの同一な信号系統を持ち、同時に CCD の読出しノードからのアナログ信号を処理する。電源電圧はアナログ回路デジタル回路とも単一 3.3V である。各信号系統は前置増幅器 (pre-amplifier) 回路、5-bit DAC (digital-to-analog converter) 回路、2 つの $\Delta\Sigma$ モジュレータ型 ADC (analog-to-digital converter) [7] 回路から構成される。製造プロセスは Taiwan Semiconductor Manufacturing Company (TSMC) の $0.35 \mu\text{m}$ CMOS プロセスである。3mm 四方のベアチップを 15mm 四方のセラミック製 quad flat package 内に封止している。

MND02 の回路構成を図 1 に示す。CCD アナログ出力信号の電圧が MND02 の電源電圧を大きく超えているため、CCD とはカップリングコンデンサを介して接続される。アナログ信号はまず前置増幅器で 0.6 から 10 倍に増幅される。一般に CCD 1 ピクセル分の出力信号はリセット、フロート、シグナルの各レベルからなり、後者のフロートレベルとシグナルレベルの電位差が当該ピクセルで生じた信号電荷量に依存する。5-bit DAC は、後段の $\Delta\Sigma$ モジュレータ型 ADC の有効入力レンジ内にシグナルレベルを収めるためにオフセットを付与する。

次に $\Delta\Sigma$ 型 ADC が増幅された信号をビットストリームに変換する。一般に $\Delta\Sigma$ 型 ADC はサンプルと同時に 1bit のデジタル信号が出力される。サンプルにより電荷がキャパシタに積分され電圧レベルが基準

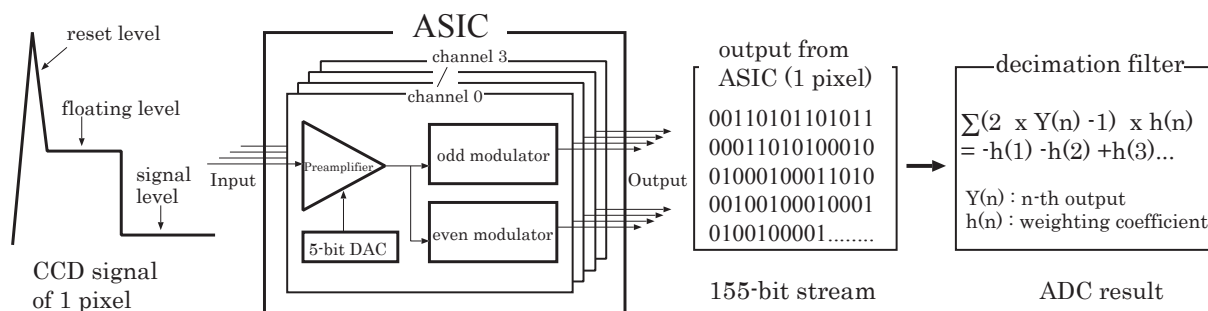


図 1: MND02 の回路ブロック。CCD からのアナログ信号は 0.6 から 10 倍の可変増幅率を持つプリアンプ部で増幅され、5-bit DAC によりオフセットが付与される。その後 $\Delta\Sigma$ モジュレータによりアナログ-デジタル変換される。1 ピクセル分の出力信号は 155-bit のシリアルビットストリームであり、後段の回路で復号化される。

電圧を超えると出力ビットは”1”となりキャパシタから一定電圧が差し引かれる。よって入力信号の振幅が大きいほどビットストリーム中の”1”の数が増える。ただし実際には CCD 出力信号は階段関数状であるため(図 1 左端)、ADC 前段に premodulator と呼ぶチャージポンプ回路を設けた。この回路がフロートとシグナルの各レベルをそれぞれ逆極性で 35 回ずつサンプルし、二つのレベル差に対応する電荷をキャパシタに積分する [8]。さらに引き続きアナログ的な差分を 85 回追加サンプルすることで、シグナルノイズ比を高めている。これにより 1 ピクセルの処理に 2 ピクセル分の時間を要するため、1 つの前置増幅器あたり 2 つの ADC (“even” と ”odd”) を実装している。

155 ビットのストリームは後段のデジタル処理で復号され、波高値を得る。最も単純な復号化はビット”1”の数を数えることであるが、 $\Delta\Sigma$ 型 ADC の量子化ノイズ整形機能により雑音成分が高周波数域にシフトしているため、ローパスフィルタとして効率よく信号成分を伝送させるために各ビットに重みを付けた上で足し合わせている。この重みづけ係数は予め ADC 回路のシミュレーションで最適化している。

3 MND02 の単体性能

MND02 単体の電氣的性能は、専用電子回路基板を用いて行った。一定電圧の CCD 疑似信号を連続して MND02 に入力するとともに出力ビットストリームを復号化し、データを蓄積する(図 2)。試行回数は基板上のメモリサイズから約 820 回で制限されるが、このデータから波高値の分布をガウス関数でフィッティングし、その標準偏差を入力等価雑音とする。図 3 に波高値のヒストグラムを示す。この測定を入力電圧を変化させながら行うことで、ゲイン及び線形性能を評価した。

ASTRO-H/SXI の読出し速度における線形性能を図 4 に示す。ASTRO-H 衛星のフライトモデルに搭載される素子の chain 0 even ADC の例を示している。積分非線形性は 0.17% であり、すざく衛星搭載 XIS[9] (6 keV でのエネルギー誤差が約 5 eV) と比べて遜色ない。SXI 用 CCD 素子の感度(約 $5 \mu\text{V}/e^-$)を仮定すれば、有効エネルギー範囲は最大ゲイン設定時でも入射 X 線エネルギーにして 26 keV 相当と、十分な範囲をカバーしている。この範囲はプリアンプ回路の増幅率を変えることにより約 10 倍まで広げられる。

図 5 には、読出し速度の関数としての入力等価雑音を示す。ASTRO-H/SXI と同じあるいはその 2 倍程度の速度までであれば入力等価雑音は約 $30 \mu\text{V}$ であり、 $5 \mu\text{V}/e^-$ の CCD を $6e^-$ rms の読出し雑音で処理可能である。

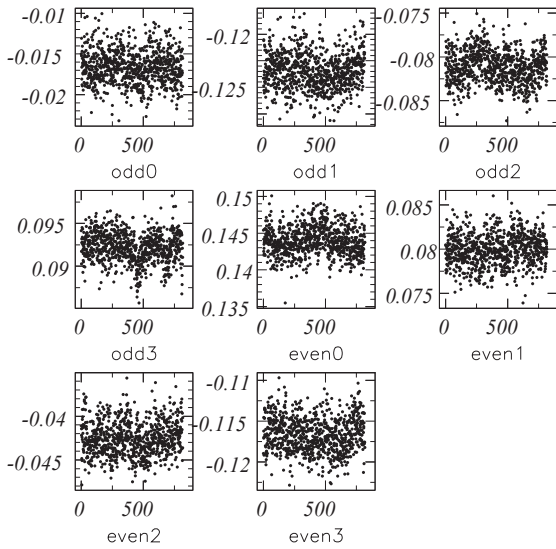


図 2: CCD 疑似信号を MND02 で処理して得た波高値。819 ピクセル分の信号を処理し、出力ストリームを復号化した結果である。各グラフは素子内の信号系統に対応する。復号化された波高値の単位は、デシメーションフィルタの重みづけ係数で規格化されていることに注意。

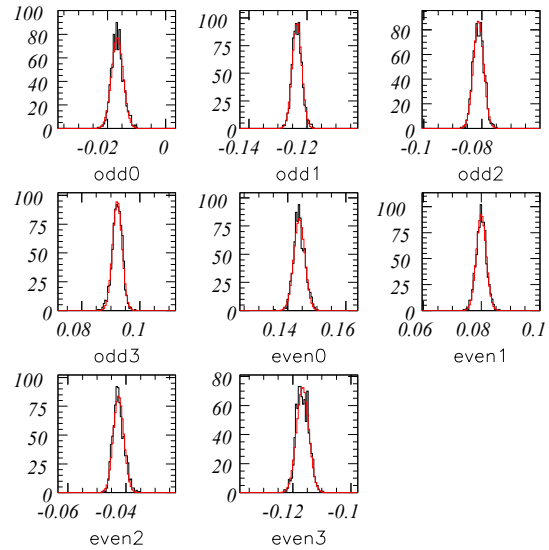


図 3: 図 2 における波高値のヒストグラム。ガウス関数でフィッティングした結果の広がりが入力等価雑音に相当する。

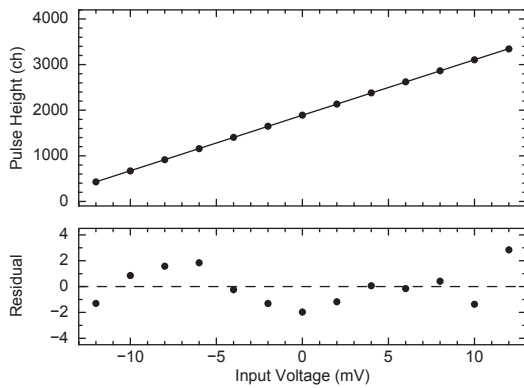


図 4: 入力電圧に対する波高値の関係。疑似 CCD 信号の処理速度は 68kHz であり、ASTRO-H/SXI と同じである。復号化された波高値の規格化は、図 2 と同様、デシメーションフィルタの重みづけ係数の大きさで決まっている。

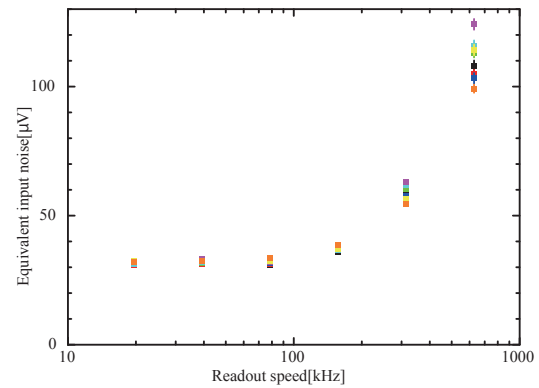


図 5: 読出し速度 (1 秒あたりの処理ピクセル数) の関数としての入力等価雑音。1 素子 4 系統分で、even/odd の ADC があるため合計 8 つのデータを色を変えて表示している。

4 QCI 試験項目

3項の結果及びLEO (Low-earth Orbit)20年分に相当する放射線に対し耐性がある事を試験で検証した [5] ことにより、MND02はASTRO-H/SXIに採用されることとなった。一般に宇宙用ICのフライトモデル (FM:flight model) は、スクリーニング試験と品質保証試験 (QCI:quality conformance inspection) を行う必要がある。QCIとは、規定の品質を満足していることを検証するために行う試験であり、製品の全数に対して行うスクリーニングとは別の試験である。QCIは、製造したロット (スクリーニング完了品) の中からサンプルを抜き取り、各種試験により当該ロットが規定の品質を満足していることを確認する。試験方法としては、MIL-STD-883 Method 5005、MIL-PRF-38535(集積回路仕様書)、JAXA-QTS-2010(集積回路仕様書)などに規定されている。JAXA認定品の宇宙用ハイブリッドICについては、すべて実施するものである。

試験項目は以下のように大きく4種類に分けられる。

1. グループA (電気特性試験)
2. グループB (出来栄え関連試験)
3. グループC (ダイ関連試験)
4. グループD (パッケージ関連試験)

グループAは、電氣的な性能を満足しているか確認する試験であり、最高および最低動作温度での電気試験 (静特性/動特性/スイッチング特性等) を実施する。

グループBは、主に製造状態などの出来栄えを評価する試験であり、寸法検査、パッケージ内部の水蒸気量検査に始まり、パッケージを開封して内部の検査、ワイヤボンドの強度やダイの接着強度を破壊試験により確認する。また、パッケージのリードの強度およびはんだ付け性の確認を行う。

グループCは、主にダイの試験であり、通常は1000時間 (約+125°Cの最高動作温度) の動作寿命試験 (バーンイン試験) を行う。また、温度サイクル試験 (100サイクル) 等を行う (スクリーニングの温度サイクルは全数実施するが、10サイクル)。

グループDは、パッケージに関する評価であり、衝撃、振動、耐湿性試験などを実施する。

実際の試験では、JAXA-QTS-2010のQCIをベースに、ハイブリッドICの共通仕様書であるJAXA-QTS-2020 (クラスI) およびJAXA-QTS-1035 (ロケット用等のクラスII) を参考にしながら一部試験の省略・変更を行った。我々が行った具体的なQCI試験内容と試験フローを表1に示す。供試体の数はグループB1試験に3個、グループDおよびグループB234試験に5個の合計8個であった。

QCI試験は2012年3月に、MND02フライトモデル候補素子をパッケージングした福島アビオニクスの試験室にて行われた。なお、JAXA-QTS-2010によれば、試験に先立って良品がスクリーニングで受ける熱的試験と同一の熱的条件にさらされなければならないが、試験準備の都合上、我々はスクリーニング試験の一部であるバーンイン試験の前に、QCI試験を行う必要があった。そこで代替試験として、予め+125°C、240時間の熱処理を非通電で実施している。

QCI試験の結果として全供試品が全試験項目に合格した。特にボンド強度試験については、要求される最小ボンディング強度が2.5gfであるのに対して、15本の平均が 6.3 ± 0.4 gfと、十分な強度を持つことを確認した。

¹JAXA-QTS-2010で定められた試験グループIDを記す。

表 1: MND02 QCI 試験項目

試験順序	グループ ¹	サブグループ ¹	試験項目	供試数
1	B	1	外部寸法検査	3
2			内部水蒸気量検査	3
8		2	内部目視及び機械的検査	2
9			ボンド強度試験	3 個計 15 本
10			ダイはく離試験	3
11		3	はんだ付性試験	1 個計 15 本
7	リード強度試験		2 個計 15 本	
3	D	2	衝撃試験	5
4			振動試験	5
5			気密性試験 (微小、グロス)	5
6			目視検査	5

5 バーンイン試験

全供試品が QCI 試験を通過したことを受け、我々はフライトモデル候補素子全数に対してバーンイン試験を行った。ここでは一般的なバーンイン試験の目的と手法を述べてから、MND02 の試験結果について述べる。

5.1 加熱による加速度試験

一般に半導体部品の故障の原因は、シリコンウエハ内で化学反応が進行し、不可逆な特性の変化が起こるためと考えられている。故障率を評価する際には、アレニウスモデルと呼ばれる、化学反応速度論に基づいた経験則を用いることが多い。すなわち、反応速度定数 k は絶対温度 T に依存し、以下の式に従うとされる。

$$k = A \exp\left(-\frac{E_a}{RT}\right)$$

ここで、 A は頻度因子と呼ばれる温度と無関係な成分、 E_a は 1 モルあたりの活性化エネルギー、 R は気体定数である。半導体部品中の E_a は場所に依らず一定であると仮定すれば、部品の温度が高いほど反応速度が大きくなり、その分だけ部品の加速度試験をすることになる。

宇宙用に限らず、半導体部品の故障は、デバイスの使用開始直後に発生する初期故障、長期間の使用中に発生する偶発的故障、さらに寿命にともなって発生する摩耗故障に分類される。このうち偶発的故障率はそれ以外の二者に比べて相対的に低い。それ故半導体の故障率は時間の関数としていわゆるバスタブカーブで表現される。バーンイン試験の目的は、加速度試験を行うことで初期故障を顕在化させ、フライトモデルの軌道上における故障の可能性を低減させることにある。

加速係数 K は、軌道上で MND02 が動作する際の温度を T_0 、バーンイン試験時の素子温度を T_1 とすると、

$$K = \frac{k_1}{k_0} = \exp\left(-\frac{E_a}{R}\left(\frac{1}{T_1} - \frac{1}{T_0}\right)\right)$$

で表される。 T_1 は供試体および治具の耐熱温度で制限される。我々の場合、MND02 素子及び試験基板 (BTB: burn-in test board) の実装部品のうち、最も低い定格温度を持つのはBTBのI/Fコネクタで、+125°Cである。そこで10°Cのマーヅンを見込んで本試験では+115°Cで行うこととした。一般にCMOS ICの場合活性化エネルギーは0.35 eVであるため、25°Cを基準とした+115°Cの加速係数は約8.6である。

昇温時間の長さは、部品の品質保証レベルから制限される。MND02は、ASTRO-H ミッションのノンクリティカル部品である。ASTRO-H 部品プログラム (ASTH-007) によれば、ノンクリティカル部品の場合クラス2(NASA EEE-INST-002のレベル2に相当)の基準をクリアしなければならない。+115°Cの場合、220時間が要求時間となる。前述の加速係数から決まる、軌道上における相当経過時間は約80日間となる。

バーンイン試験には、供試体のピンに一定電圧を印加するスタティックバーンインと、駆動電圧をクロックさせて供試体を動作させるダイナミックバーンインの2種類があるが、我々はより軌道上での使用状態に近い後者を行った。

5.2 試験諸元

MND02のバーンイン試験は2012年10月22日から11月1日、および11月12日から22日までの期間で行った。場所はSXI信号処理回路基板(以下Video Boardと呼ぶ)を製作した山梨アビオニクス社内の恒温槽を用いた。表2に概要を示す。

表 2: バーンイン試験の概要

対象	ASIC FM パッケージ 32 pcs
温度	+115 °C
時間	220 時間
方法	Dynamic Burn-in
入力信号	軌道上で ASIC に入力される信号と同一レベル・同一周波数

入力信号は、フロートレベルとシグナルレベルの電圧差を一定にした疑似 CCD 信号を全チャンネルに同時入力させている。ある電圧について約820ピクセルの読み出しを行い、これを±16mVの範囲で電圧を変えながら計16回行った。プリアンプの増幅率は最大の10倍に設定した。読み出し速度はピクセルレートで76kHzにした。

試験に先立ち、専用回路基板を製作した(図7)。16個のチップ(図6)をソケットにセットし、並列に駆動信号を与える仕様であるが、試験中は各ASICの出力ビットストリームは処理せず、試験終了時に個別に性能評価した。フライトモデル候補素子は32個あるため、2回に分けて行っている。各回における、試験中の基板電流と基板温度を図8および図9に示す。室温から+115°Cまでの遷移時間は約1時間であった。

5.3 バーンイン前後における単体電気試験結果

図10及び図11に、バーンイン試験前後の入力等価雑音と積分非線形性を素子毎に示す。試験前の測定値を黒色で、試験後のものを赤色で示す。各素子について内部の8つのADCデータを平均している。試験前後それぞれについて、全16素子の平均値と分散は、試験前で $30.0 \pm 2.0 \mu\text{V}$ 、 $0.12 \pm 2.0 \%$ 、試験後では $30.0 \pm 2.0 \mu\text{V}$ 、 $0.12 \pm 2.0 \%$ であった。バーンインによる加速試験を経た後であっても、統計的に有意な性能劣化は見られなかったと言える。これによりMND02はフライトモデル素子としての品質保証が完了した。

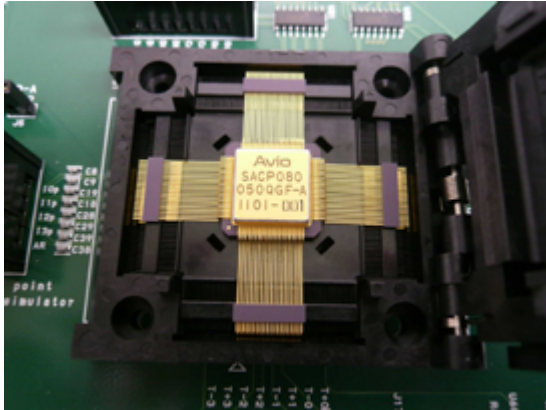


図 6: ASIC PFM チップ。32 個。リードカット前の状態で実験する。

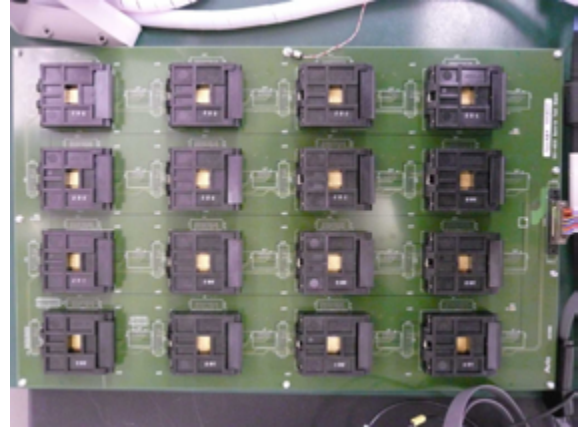


図 7: バーンイン試験に使用した専用基板。16 個のチップに並列に駆動信号を与える。各 ASIC の出力ビットストリームは、試験中は処理せず、試験終了時に個別に性能評価した。

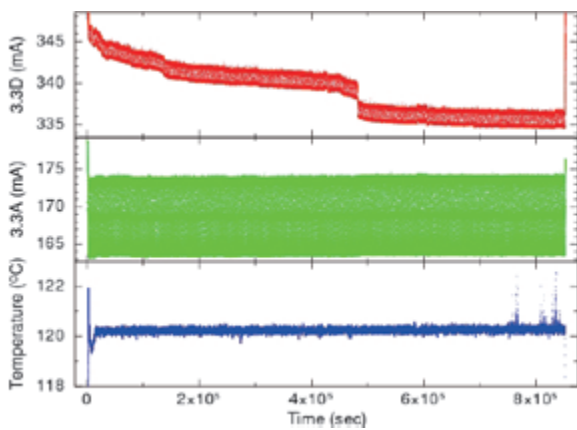


図 8: バーンイン専用回路基板のアナログ回路デジタル回路それぞれに流れた電流と、専用回路基板の温度 (1 回目)。

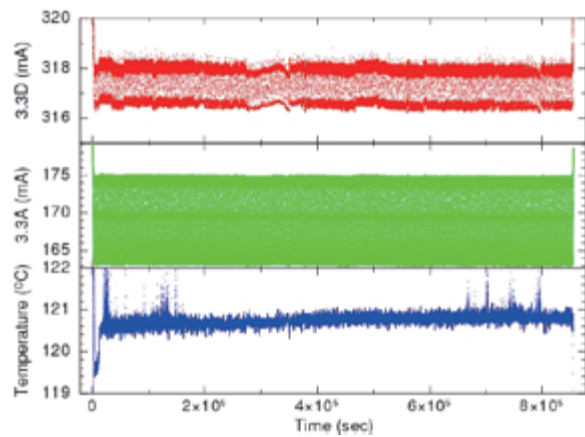


図 9: バーンイン専用回路基板のアナログ回路デジタル回路それぞれに流れた電流と、専用回路基板の温度 (2 回目)。

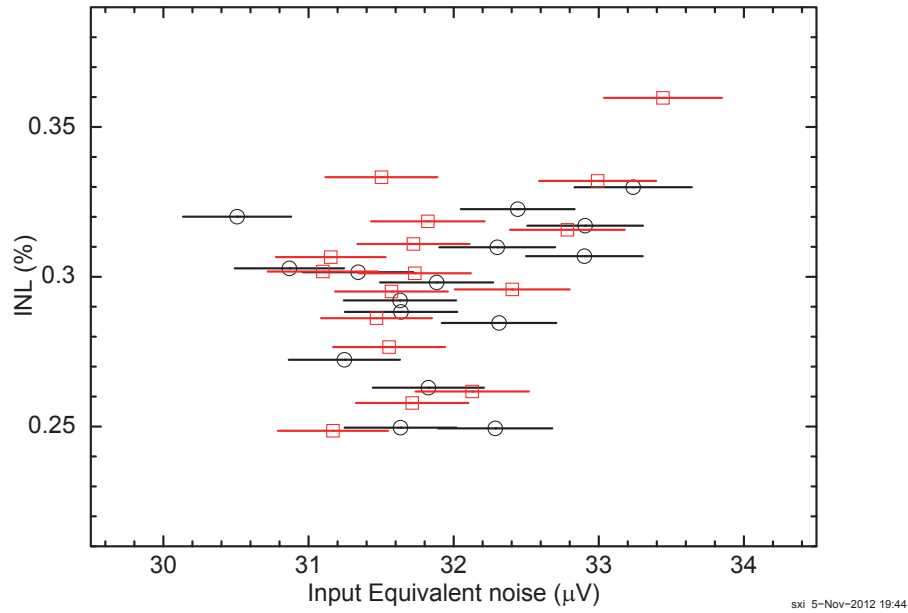


図 10: バーンイン試験前後の入力等価雑音と積分非線形性。1 点が、1 素子内の 8 つの ADC の平均値を示す。試験前の測定値は黒色、試験後は赤色 (1 セット目)。

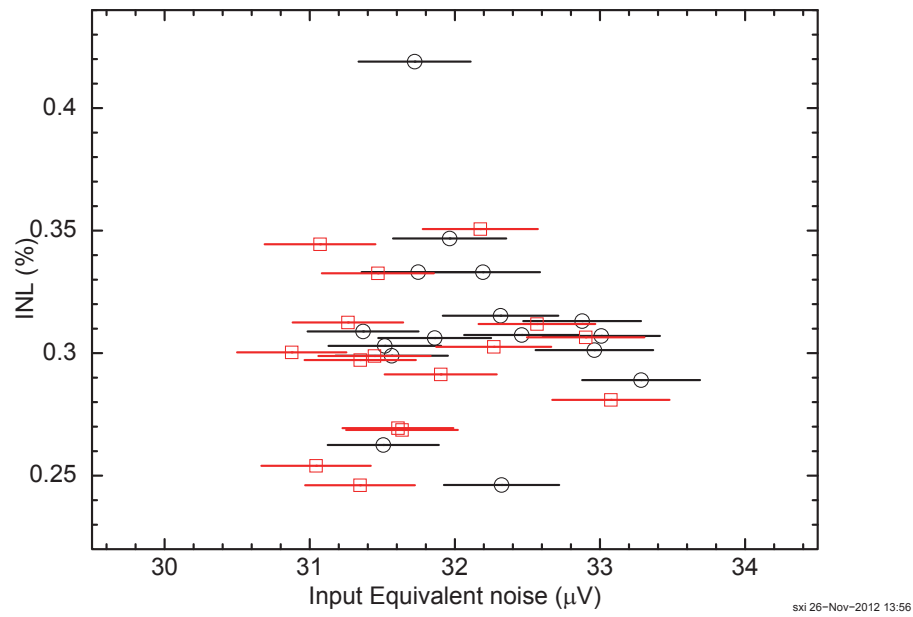


図 11: 図 10 と同じ、ただし 2 セット目。

6 まとめ

我々は、2015 年度の打ち上げを目指して開発中の ASTRO-H 衛星搭載 X 線 CCD カメラを開発しており、本報告では特に、CCD 素子の信号処理用アナログ ASIC の QCI 試験およびバーンイン試験の結果について

報告した。JAXA 集積回路仕様書にもとづいた QCI 試験については供試体全数が合格した。フライトモデル素子全数に対して行ったバーンイン試験では、いずれも故障せず、試験前後における入力等価雑音と線形性能は有意な変化がなかった。この結果をうけてフライトモデル素子 8 個を選定し、信号処理用回路基板に実装した。2014 年 12 月現在、フライトモデルの CCD カメラが単体環境試験に供せられており、今後は衛星総合試験に向かう。

参考文献

- [1] T. Takahashi et al., Proc. SPIE 8443 (2012) 84431Z
- [2] K. Hayashida et al., Proc. SPIE 9144 (2014) 914429
- [3] H. Nakajima, D. Matsuura, N. Anabuki, E. Miyata, H. Tsunemi, J. P. Doty, H. Ikeda, T. Takashima, H. Katayama, IEEE Trans. Nucl. Sci. 56 (2009) 747
- [4] H. Nakajima, D. Matsuura, N. Anabuki, E. Miyata, H. Tsunemi, J. P. Doty, H. Ikeda, H. Katayama, Nucl. Instr. and Meth. A 610 (2009) 78
- [5] H. Nakajima, D. Matsuura, T. Idehara, N. Anabuki, H. Tsunemi, J. P. Doty, H. Ikeda, H. Katayama, H. Kitamura, Y. Uchihori, Nucl. Instr. and Meth. A 632 (2011) 128
- [6] H. Nakajima, M. Fujikawa, H. Mori, H. Kan, S. Ueda, H. Kosugi, N. Anabuki, K. Hayashida, H. Tsunemi, J. P. Doty, H. Ikeda, H. Kitamura, Y. Uchihori, Nucl. Instr. and Meth. A 731 (2013) 166
- [7] H. Inose, Y. Yasuda, J. Murakami, IRE Transactions on Space Electronics Telemetry SET-8 (1962) 204
- [8] J. P. Doty, D. Matsuura, H. Ozawa, E. Miyata, H. Tsunemi, H. Ikeda, Proc. SPIE 6276 (2007) 62761P
- [9] K. Koyama et al., Publ. Astron. Soc. Jpn. 59 (2007) S23

