

小型宇宙天文台 『完全星覇』

衛星設計解析書

大阪府立大学 工学部 航空宇宙工学科

古川琢也 小泉拓郎 久保良介 吉村一幸 山口智宏

本田 徹 福西瑛司 波々伯部広隆 江藤 力 和田貴行

§ 1. ミッション部

1. ミッション概要

1.1. ミッションの目的と手段

本衛星の目的は『小型宇宙天文台の実現』である(図 1-1)。

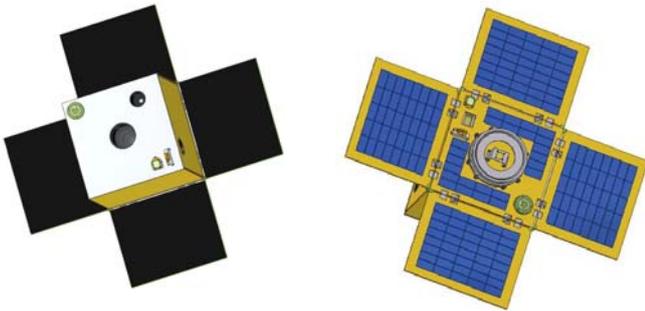


図 1-1 『完全星覇』外観

宇宙からの天体観測といえば、まずハッブル宇宙望遠鏡が連想されると思われるが、ハッブルをはじめとする数ある宇宙望遠鏡は科学者の学術的利用のための大型衛星である。一方で、地上の天文台に関しては、学術的利用を目的とした巨大な天文台も存在するが、一般の人々を対象とした小型の天文台も数多く存在する。これらの一般開放された天文台は多くの天文ファンや子供の教育に利用されている。

以上をふまえると、宇宙望遠鏡の中にもこのような天文ファンを喜ばせ、子供の教育に利用されるものが存在すべきである。そこで、我々は本衛星を利用し以下の方法でこれを実現する。

- ① 『実写版天球儀ソフト』
- ② 『実写版プラネタリウム』
- ③ 『どこでも管制室』

①は全天の実写データを備えた、ソフトウェア『実写版天球儀ソフト』を製作するというものである。このソフトは6等星までが観測できる“眼視モード”と12等星以上が観測できる“望遠鏡モード”の2種類を備える。さらにズーム機能を搭載することにより天球のある部分を拡大して表示することが可能となる。この他、星座絵・星図等を表示する機能が搭載される。

このソフトは実写で限なく全天を観測できることが、非常に重要である。地上でも同じものを作ることが可能に感じられるが、均質な画像で全天を短い期間に撮影することは実際には困難である。

②は①を製作する際に得られる、実写データを利用することで、プロジェクタタイプのプラネタリウムに上映するというものである。

また、①のソフトウェアとプロジェクタを揃えることで、簡易のプラネタリウムとすることも可能である。

③はインターネット・アマチュア無線を介して、地球上のあらゆる場所から、様々な人が衛星と通

信を行うというものである。特に重要な点は、アマチュア無線を用い、誰もが衛星の運用を行えるということである。さらに、搭載したカメラを用い自由に天体観測を行うことができる。このように『どこでも管制室』は設備さえあれば、個人で衛星の運用の一部を体験することができ、また、学校での教育活動の一環として、衛星が身近に感じられる機会を提供できる。

1.2. ミッションの概要

本衛星はミッション期間を 2 年とし、高度 712[km]の太陽同期準回帰軌道(回帰日数:8日)を周回する。この軌道は太陽の影響が毎周回同じであるので、周期的に日陰側で天体撮影が可能となり、光学的にも迷光の影響を避け、撮影時に CCD を熱的に一定の条件に揃える事ができる利点がある。さらに、太陽の影響が毎周回同じであるので、様々な解析が容易となり解析期間が短くでき、コストを下げるなどの利点もある。

星景撮影は、太陽の強い日差しを受けない日陰時に行われ、ある 1つの方向の画像(以降パネルと呼ぶ)を得てから次の撮影に入るまで、早くても地球を 3 周回するとする。これは、日陰時に撮影を行う際、バッテリーの電力を大量に消費するため、撮影後は充電期間が必要となるからである。

全天の分割撮影にはミッション期間の半分以上を費やすとする。日陰時にある 1つのパネルを撮影する際、6等星以下が写る微小時間の露光と、12等星以上が写る 2秒程度の露光で各 4枚以上撮影する。

2. ミッション機器の概要

2.1. 機器の選定について

可視光の星景撮影は多くの天文ファンによって行われており、様々な機器が市場に出回り充実している。このようなことを考慮すると、独自開発の宇宙用機器を用いるよりも、民生品を流用す

る方が機能・価格・時間という観点からも優れていると判断できる。これらをふまえて『ミッション機器は民生品の多用』をコンセプトとして機器の選定を行う。ただし、宇宙環境に特有の放射線やアウトガス等に対応するために改造や試験は必要となる。

2.2. ミッション機器概要

ミッション機器の構成を図 2-1に示す。

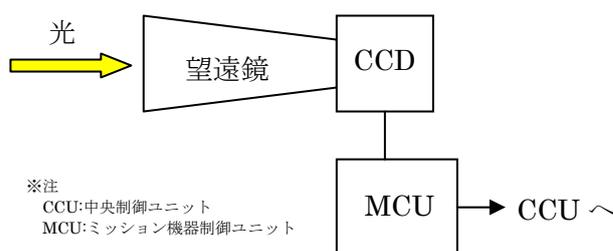


図 2-1 ミッション機器の構成

2.3. 光学系設計

光学系を設計するにあたりいくつか留意すべき点がある。

まず、主に星景写真を撮影するので、明るい光学系とする必要がある。これにより、露光時間の短縮を計る。また星景写真は背景の大半を黒色で占めるので、ノイズの少ない CCD を選ぶ。

次に、製作するソフトウェアにズーム機能をつけるため、全天をできる限り多くの数に分割撮影し、CCD の画素数も最大限多くする。こうすることで、多少のズームをしても画像がモザイク状になることを防ぐ。

さらに、ミッション期間内に分割撮影を終えることのできる、分割枚数と画角を選ぶ必要がある。この画角は、望遠鏡の焦点距離と CCD チップの大きさの 2つに依存する。そこで、両者の関係から、大まかな焦点距離と CCD サイズを見積もり、機器の選定を行う。

この際、隣り合うパネルを少し重ねて撮影すること、運用にゆとりを持たすことを考慮して、

4 周回に 1 パネルの撮影ができるものとし見積もる。また、全天の分割撮影には 2 年間あるミッション期間の半分を費やすものとする。

1 年間に地球を約 5000 周回するので、撮影枚数が約 1200 枚となる。ここで、図 2-2 のような半径 R の天球を考えると、1 パネルで撮影できる面積 ΔS は $\Delta S = 4\pi R^2 / 1200$ である。CCD の形状を正方形とすると、1 回の撮影でこの面積 ΔS を得るためには、 5.9×5.9 [deg] の画角が必要となる。よって、図 2-3 の位置関係から、焦点距離 f と CCD の一辺の長さ δ は

$$\delta = f \times 2 \tan(5.9 \text{ deg} / 2)$$

を満たす。これをグラフに示すと 図 2-4 のようになる。

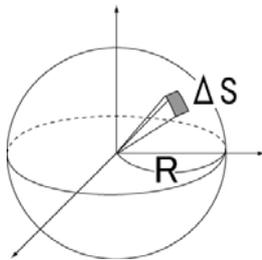


図 2-2 天球と撮影面積

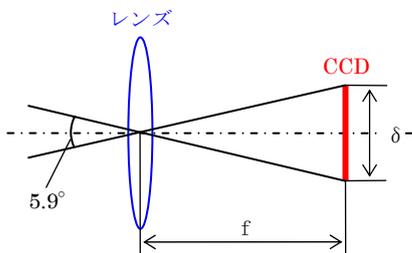


図 2-3 主レンズと CCD の配置

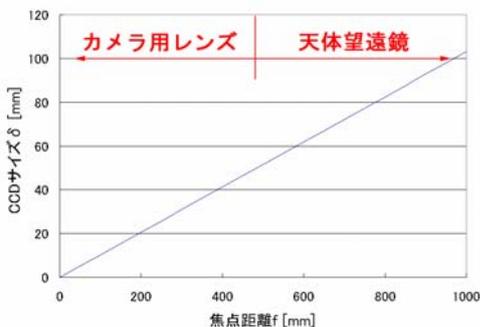


図 2-4 焦点距離 f と CCD サイズ δ

CCD の一辺の長さは 10~40[mm] が民生品として妥当な大きさである。そのため、焦点距離は 100~400[mm] 程度となる。よって望遠鏡は、民

生品の天体望遠鏡を利用するのではなく、カメラ用レンズを利用することになる。

これらをふまえて、選定された機器を次節以降で示す。

2.4. 望遠鏡

望遠鏡としてのレンズには、一眼レフ用交換レンズ（望遠）を用いる。選定されたレンズの外観を 図 2-5、仕様を表 2-1 に示す。



図 2-5 一眼レフ用交換レンズ（望遠）

表 2-1 望遠レンズの仕様

メーカー	PENTAX
型番	FA*300mmF2.8ED[IF]
焦点距離 [mm]	300
F 値	2.8 ~ 32
レンズ構成 [群/枚]	7/10
画角 [deg]	8.2
最大絞り	32
最大径 [mm]	123
全長 [mm]	245
重量(改造前 / 後) [g]	2500 / 約 3500

このレンズの改造すべき箇所は、樹脂で形成されているケーシングである。これを取り去りアルミ製とすることで、アウトガスのレンズへの付着を防ぐ。そして、レンズはアルミ製のケーシング内部にピントが ∞ となるようにすべて固定する。また、フード部分もアルミ製として取り付けておく。より優れた遮光の手段としてバツフルが考えられるが、大きさの制約のためフードを採用した。これら、アルミ製のケーシング、フードの内部は低反射の黒色塗装を施す。

また、これらの他に、絞りとカメラマウントに一部改造を施して用いる。絞りは地球など明るい対象を撮影する時の減光の手段となる。減光の手段として ND フィルター等の挿入機構も考えられるが、大きなスペースが必要となるので小型衛星には適していない。

2.5. 冷却 CCD カメラ

まずノイズの少ない CCD が必要となるため、冷却 CCD を用いることを前提とする。冷却 CCD にはモノクロとカラータイプが存在する。ここではまず使用するタイプを考察する。ミッションの目的からカラー写真が得られることが望ましい。そのため、モノクロ CCD を用いフィルターワークによりカラー化する方法か、カラー CCD を用いる方法を採用する必要がある。前者はより細かな画像が得られる利点があるが、多くの時間を費やす欠点もある。よって、撮影時間の短縮のためカラー CCD を用いることにする。

以上を踏まえて、選定した冷却 CCD カメラユニットが BITRAN 製の BS-43C (図 2-6) である。



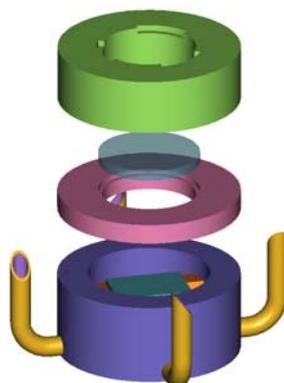
図 2-6 冷却 CCD カメラユニット "BS-43C"

この製品の大きな特徴は、制御プログラムが公開されていることである。そのため、プログラム開発のみで、独自の機能をもたすことも可能となる。また、アンチブルーミング機能 (§ 1-3.3 参照) が搭載されていることも特徴である。衛星に搭載する都合上このユニットをまず、CCD 部分と制御部分に分ける改造を行う。そして、前者を冷却 CCD コンポーネント (CCC)、後者をミッション機器制御ユニット (MCU) と定義する。

2.5.1. CCC

CCC の構成要素は

- CCD チップ
- フィルター
- ペルチェ素子
- CCC ケース
- ヒートパイプ
- 銅板



である。これらを組み立てた様子を 図 2-7 に示す。

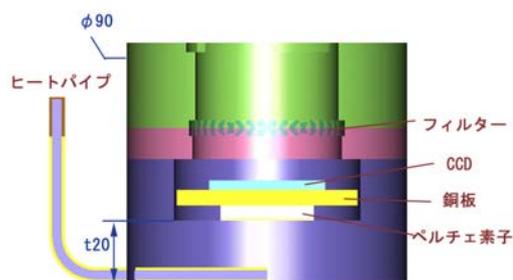


図 2-7 CCC の構成

CCD チップ

CCD チップの仕様を 表 2-2 に示す。この CCD のサイズは一般に 35mm 判 CCD と呼ばれ、焦点距離 300[mm] のレンズと組み合わせることで、対角 8.2[deg] の画角が得られる。これは、一般に星空を楽しむための双眼鏡で得られる視野に近いものである。

表 2-2 CCD チップの仕様

メーカー	KODAK
型番	KAI-11000CM
画素数	1100 万画素
ピクセル数	4008×2672
ピクセルサイズ [μm]	9×9
チップサイズ [mm]	37.25×25.70
量子効率	図 2-8 に示す
暗電流増倍温度 [°C]	7

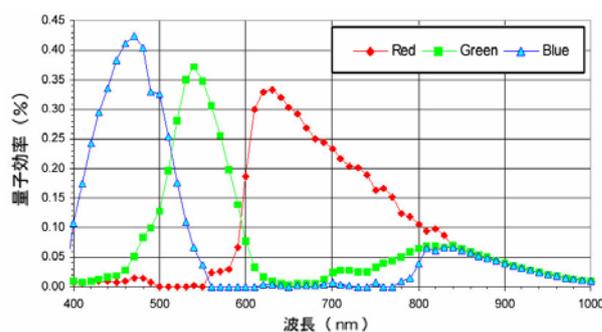


図 2-8 KAI-11000CM の量子効率

フィルター

図 2-8 を見ると分かるように、用いる CCD は波長が 700[nm] 以上の赤外域でも高い量子効率で感光してしまう。これでは、本衛星の目的である可視光による観測が妨げられる恐れがある。そのため、可視光のみを通すフィルターを用いる。その仕様を 表 2-3、フィルターの透過率を 図 2-9

に示す。

表 2-3 UV-IR フィルターの仕様

メーカー	SBIG
品番	STLIR
サイズ (口径/厚み) [mm]	50/5

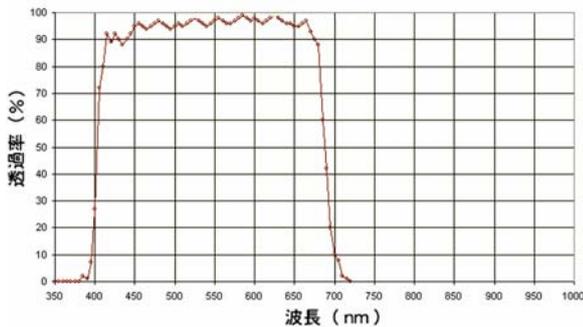


図 2-9 フィルターの透過率

ペルチェ素子

ペルチェ素子とは板状の素子で、片面を冷却し、もう一方の面から放熱する機能を有する電熱素子である。BS-43Cにもペルチェ素子が搭載されているが、冷却性能が劣るため、他社のペルチェ素子を用いる。このペルチェ素子の作用で、撮影中はCCDを $-35\sim-25^{\circ}\text{C}$ に冷却する。表 2-4 にペルチェ素子の仕様を示す。

表 2-4 ペルチェ素子の仕様

メーカー	㈱フジタカ
型番	FPH1-12704M
大きさ [mm]	30×30×3.6
最大温度差 $^{\circ}\text{C}$ *	68.0
最大電流 [A]	3.9
最大電圧 [V]	15.7

*放熱側が 27°C の時

CCC ケース

CCC ケースとは CCC 全体を一体化させるアルミ製の分厚い円筒状のケースのことである。これには、CCD を放射線から守る働きと、ペルチェ素子からの排熱を受け取る熱的な緩衝材としての働きがある。放射線対策として特に、太陽側を厚さ 20[mm]のアルミ板としている。

また、上面は精密な削り出しにより、PENTAX の K マウントが取り付けられるようにする。レンズと CCC との結合に K マウントを用いる理由は、カメラ用マウントは取り付けが簡単な上、光軸のズレ・取り付けのガタが非常に少ないことである。さらに、このマウントの他、ネジ等による補助的な固定も併用する。

ヒートパイプ

ヒートパイプとは液体の蒸発と凝縮の潜熱を利用した閉ループの熱伝導デバイスで、小さな温度差で大量の熱量を輸送することができる。この素子で CCC ケースと衛星上部の放熱板を繋ぐことにより、ペルチェ素子からの排熱を宇宙空間へ効率よく逃がすことが可能となる。また、放熱板表面には OSR が用いられており、たとえ、太陽側へ放熱板が向いてしまっても、CCD に過度な熱が加わることはない。

銅板

銅板は、図 2-7 に示すように CCD チップとペルチェ素子の間に位置する。CCD チップとペルチェ素子の面積はほぼ等しいが、形状が若干異なる。そこで、この銅板をはさむことにより、CCD チップ背面を均等に冷却する。

2.5.2. MCU

ミッション機器制御ユニット (MCU) は、BS-43C の制御部分をアルミ製のケースに入れる等、対策を施し利用する。MCU の仕様を 表 2-5 に示す。MCU では主に CCD の制御と得られた画像の形式の変換を行う。このほか、ペルチェ素子の電流、電圧の制御機能、絞りの制御機能も組み込む。また CCD との間に過電流検出器を取り付け、シングルイベントラッチアップ対策を行う。

アンチブルーミング機能

CCD は 1 画素に蓄積できる電荷量をこえるような光子の入力があつた際、ある方向に輝線が延びてしまうブルーミングという現象が起こる。観賞用画像にこのブルーミングが発生していると大変見苦しいものとなる。そこで許容電荷量を超える前に入射光を遮断することでブルーミングを防ぐことができる。この機能をアンチブルーミング機能という。

ビニング機能

複数の画素を1つの画素とみなす機能。これにより1ピクセルとみなせる面積が増加し感度が向上する。しかし、モノクロ画像となり、解像度は低下する。

表 2-5 MCU の仕様

メーカー	BITRAN
型番	BS-43C
A/D 変換	16bit / 8bit
アンチブルーミング機能	あり
16Bit 画像転送速度	17.5 [秒]
ビニング機能	4×4 / 8×8 / 16×16 / 32×32 / XY 任意も可
シャッター速度 (USB 使用)	0.1 秒から 1 時間まで (0.1 秒刻み)
通信コネクタ	USB1.1
画像データ出力形式	BMP / JPEG / GIF / RAW / TIFF / テキスト / バイナリ
大きさ [mm]	50×70×100
重量 [g] (改造後)	1000

3. ミッション運用

3.1. 全天の分割撮影

衛星が地球を数周回する間に1パネルを撮影し、全天の分割撮影を行う。また、最短で3周回する間に1パネルを撮影することが可能である。撮影する方向は常に太陽と反対を向いて地球の公転面から上下90° の方向とする (図 3-1)。これを2年間続けることにより約1500分割された全天の写真を得る。ただし、全天の分割撮影のみを続けた場合、1年間で終わらせることも可能である。

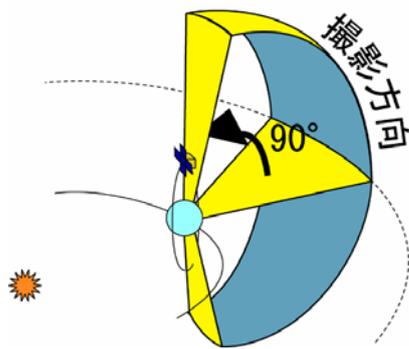


図 3-1 撮影方向 (分割撮影時)

分割撮影は、全天をより多くの数に分割するほど、より緻密な撮影が行える。よってできるだけ効率のよい全天の分割法が必要となる。

全天の分割を考える際、カメラの画角を用いると色々困難がある。そのため半径Rの天球を考え、それに内接する長方形のパネルを、張り詰め

ていく方法をとる。また天球上の位置を示す際には黄道座標系を用い、各パネルは黄経・黄緯方向に並べることにする。

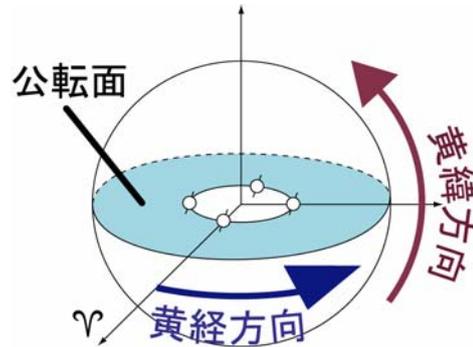


図 3-2 黄道座標系

3.1.1. ポインティング精度

あるパネルを撮影する際、所望の方向と実際の衛星の方向が微小だがずれてしまう。これはポインティング精度に起因する問題である。この対策として、隣り合うパネルを少しずつ重ねて撮影を行う。以下では、この重ねる量を考察する。

本衛星のポインティング精度は姿勢制御系の要求から 0.1[deg] である。これに安全率 1.5 をとって、指向方向の最大誤差を $\delta\theta = 0.15$ [deg] とする。よって、パネル長さはカメラの画角から各辺 $\delta\theta$ ずつ除いたものとなる。まず画角 α 、 β は
 黄経方向に $\alpha \equiv 4.58 - 0.15 \times 2 = 4.28$ [deg]
 黄緯方向に $\beta \equiv 6.86 - 0.15 \times 2 = 6.56$ [deg]
 となる。さらにパネルの各辺の長さは半径 R の球に内接するので、

$$\text{黄経方向に } a = 2R \sin \frac{\alpha}{2}$$

$$\text{黄緯方向に } b = 2R \sin \frac{\beta}{2}$$

となる。しかしこの時、図 3-3 のように、x 軸、y 軸回りのズレ δa 、 δb しか考えられていない。

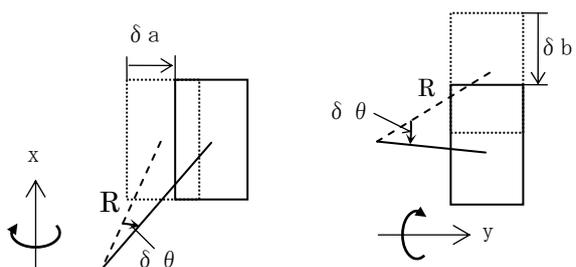


図 3-3 x 軸、y 軸回りの変化量

そこで、z 軸（光軸）回りのズレを考える。

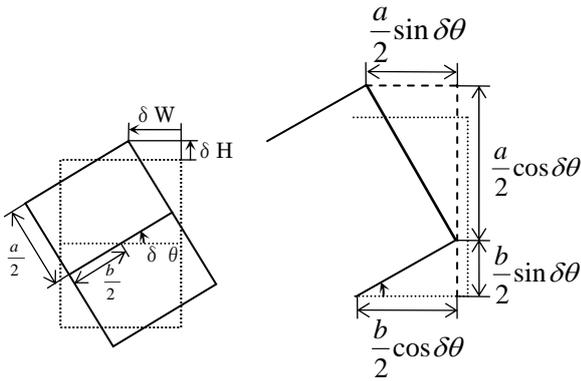


図 3-4 z 軸回りの変化量

図 3-4 より、

$$\begin{aligned} \delta H &= \frac{a}{2} \cos \delta \theta + \frac{b}{2} \sin \delta \theta - \frac{a}{2} \\ &= R \left\{ \sin \frac{\alpha}{2} (\cos \delta \theta - 1) + \sin \frac{\beta}{2} \sin \delta \theta \right\} \\ &\approx R \delta \theta \sin \frac{\beta}{2} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \delta W &= \frac{a}{2} \sin \delta \theta + \frac{b}{2} - \frac{b}{2} \cos \delta \theta \\ &= R \left\{ \sin \frac{\alpha}{2} \sin \delta \theta + \sin \frac{\beta}{2} (1 - \cos \delta \theta) \right\} \\ &\approx R \delta \theta \sin \frac{\alpha}{2} \end{aligned}$$

また、 $\delta a \approx R \delta \theta$ 、 $\delta b \approx R \delta \theta$ であるので、x・y 軸回りと z 軸回りのずれる量の比は、

$$\frac{\delta W}{\delta a} = \sin \frac{\alpha}{2} \approx 4[\%]$$

$$\frac{\delta H}{\delta b} = \sin \frac{\beta}{2} \approx 6[\%]$$

これより、z 軸回りのズレは、安全率 1.5 に含まれているとし、以下では考えない。

3.1.2. 姿勢安定度

本衛星のミッションでは 12 等星以上の非常に

暗い天体も撮影するため、約 2 秒間の露光が必要となる。そのため露光中に衛星が他の方向へ向いてしまうと、点に写るべき星像が線状となってしまふ。得られる画像は地上でコンポジット処理 (§ 1-3.3 参照) をするので、ある程度は許容されるが、このようなことが生じないように高精度の姿勢安定度を要求する。星像が点と見えるためには、CCDチップ上で、星像のブレを 0.05[mm] 以内に抑える必要がある。よって、望遠鏡の焦点距離が 300[mm]であることを考慮すると、必要な姿勢安定度が 0.01[deg/2sec]となる。

3.1.3. 全天の分割法

パネルを簡単に効率よく張り詰める方法として、図 3-5のように黄道に平行な面で均等に区切られた部分にパネルをそれと平行にかつ、黄経方向に1周ずつ張り詰めていく方法がある。ここで、黄道と平行に区切られた領域で、黄道を含む部分を0段として黄道北極に向かうにつれて、1段目、2段目、…n段目と呼ぶことにする。また、黄道北極を単に北極、黄道南極を南極、さらに、これらを結ぶ直線を極軸と呼ぶことにする。

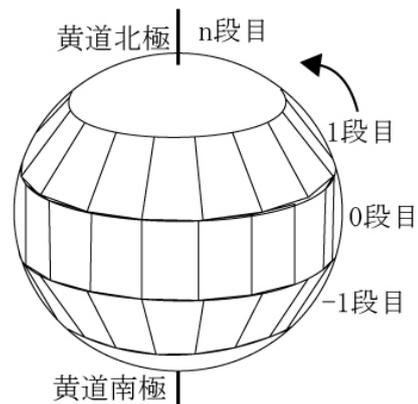


図 3-5 パネルの並べ方

この方法では、黄緯が高いときほど、黄経方向に1周分張り詰めるパネル枚数は少なくなっていく。そのため、n段目とn+1段目に張り詰められるパネル枚数が異なり、図 3-6のように中心（衛星の位置）から見ると、全天の写真には隙間があ

いてしまう。

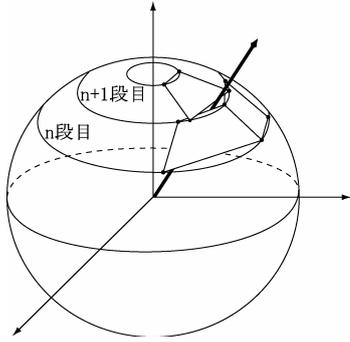


図 3-6 パネル間の隙間

そこで、この点を考慮した全天の分割法を以下に示す。

まず、図 3-7 に示すように、 n 段パネルと外接球の北側の接点 $T_{n,u}$ の黄緯座標を $\phi_{n,u}$ 、南側の接点 $T_{n,l}$ の黄緯座標を $\phi_{n,l}$ とし、極軸から $T_{n,l}$ までの距離を r_n 、黄道面から $T_{n,l}$ までの距離を h_n と定義する。

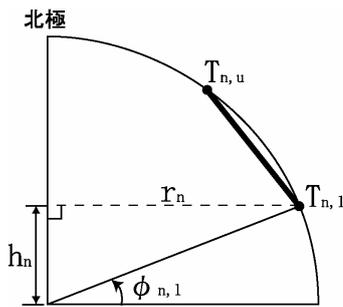


図 3-7 文字の定義（黄道面と垂直な断面）

図 3-6 の隙間を無くす方法として、帰納的な方法をとる。これは 0 から n 段目までが隙間なく配置されていた時、 $n+1$ 段目のパネルの南側の点 $T_{n+1,l}$ を $T_{n,u}$ よりも下げた位置に配置することで、隙間をなくすというものである。この様子を 図 3-8 に示す。図 3-8 左側は黄道面と垂直な断面で見たもので、 n 段目のパネルの南側の角が、球と接している状態を表している。また、 n 段目パネルの角の上に $n+1$ 段目パネルの角が常に位置するわけではないので、この断面では $n+1$ 段目パネルは球に接していない。 n 段目まで隙間なくパネルが敷き詰められているとき、 $n+1$ 段目の南側の黄緯座標をとりあえず、 $\phi_{n,u}$ として並べたものが左側の図で、このままだと中心から見たときに、 n 段目と $n+1$ 段目の間に隙間ができてしまう。そこ

で、 $n+1$ 段目の南側の黄緯座標を、図 3-8 左側の図で示している角度 $d\phi$ だけ下げたところに配置すれば、図 3-8 右側の図の様に、中心から見たときの隙間を無くすることができる。

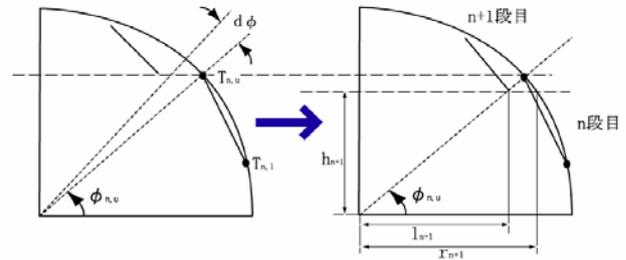


図 3-8 $n+1$ 段目との隙間を無くす方法

次に、 n 段目と $n+1$ 段目に生じる隙間 $d\phi$ が最大で、どの程度の大きさになるかを考える。

図 3-9 は図 3-8 の左側の図を北極側から見た、黄道面と水平な断面である。 n 段目と $n+1$ 段目のパネルに生じる隙間が最大となるのは、図 3-9 のように、 $n+1$ 段目のあるパネルの辺の垂直二等分線上で n 段目のパネルが天球と交わる場合である。

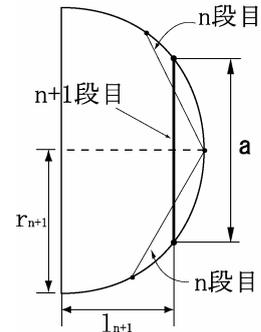


図 3-9 隙間が最大となる時
（黄道面と平行な断面）

そこで、この垂直二等分線を通り、黄道面に垂直な断面を考える。黄道面から h_{n+1} だけ北側の平行な断面である図 3-9 に示すように新たに、距離 l_{n+1} を定義する。

図 3-8 で r_{n+1} を独立な変数とみなすと、 $\phi_{n+1,l}$ を南側に下げることは、 r_{n+1} を大きくすることに等しく、これにともない、 l_{n+1} 、 h_{n+1} も変化する。よって、 r_{n+1} を変化させていくことで $d\phi_{\max}$ つまり n 段目と $n+1$ 段目のパネルに生じる隙間の最大値も小さくなる。このようにして、隙間がなくなる r_{n+1} を求める。

図 3-8、図 3-9 の幾何学的関係から、

$$l_{n+1} = \sqrt{r_{n+1}^2 - \left(\frac{a}{2}\right)^2}$$

$$h_{n+1}^2 + r_{n+1}^2 = R^2$$

隙間がなくなる時、 $d\phi_{\max} = 0$ なので、

$$h_{n+1} = l_{n+1} \tan \phi_{n,u}$$

が成り立つ。これら3つの式を r_{n+1} について整理すると、

$$r_{n+1} = \sqrt{R^2 \cos^2 \phi_{n,u} + \left(\frac{a}{2}\right)^2 \sin^2 \phi_{n,u}}$$

が求まり、 $n+1$ 段目の黄緯方向の位置 ϕ_{n+1} が次のように決まる。

$$\phi_{n+1,l} = \cos^{-1} \frac{r_{n+1}}{R}$$

$$\phi_{n+1,u} = \phi_{n+1,l} + \beta$$

次に、 $n+1$ 段目に張り詰めるパネル枚数 N_{n+1} を求める。ここで、1つのパネルの極軸を中心とする黄経方向のパネル間隔 $d\theta_{n+1}$ を定義する。さらに、図 3-10のようにパネル長さ a が切り取る円弧の円周角を $d\theta'_{n+1}$ と定義する。

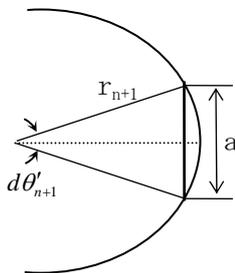


図 3-10 黄経方向の分割
(黄道面と平行な断面)

図 3-10より、 $d\theta'_{n+1}$ は次式で求まる。

$$d\theta'_{n+1} = 2 \sin^{-1} \frac{a}{2r_{n+1}}$$

しかし、この $d\theta'_{n+1}$ をそのまま黄経方向のパネル間隔 $d\theta_{n+1}$ とすることは出来ない。それはパネル枚数 N_{n+1} が自然数であることが考慮されていないためである。そこで、パネル枚数 N_{n+1} は切り上げを表す「 \lceil 」を用いて、

$$N_{n+1} = \left\lceil \frac{360^\circ}{d\theta'_{n+1}} \right\rceil$$

と表す。よって、 $d\theta_{n+1}$ は、

$$d\theta_{n+1} = \frac{360^\circ}{N_{n+1}}$$

となる。

※注 r_{n+1} を求める際、パネル枚数 N が実数として扱われている。しかし、実数として扱っている時に生じる最大の間隙を無くすように r_{n+1} が計算されているため、最後に N を切り上げることで、現実には隙間が計算過程よりも小さくなり、問題はない。

最後に、0段目をパネルの中心が黄道面を通り、かつ黄道面に関して北側と南側が対称となるように定めた時のパネル枚数を表 3-1に示す。この時全天の分割枚数は1577枚となり、3周回に1回の撮影を2年間続けた時の総撮影回数3500の半分以下であることが分かる。これは、光学系設計を行ったときの前提条件『全天の分割撮影はミッション期間の半分以上を費やす』を満たしている。

表 3-1 各段のパネル枚数

段	枚数	ϕ_l [deg]	ϕ_u [deg]
0	85	-3.28	3.28
1	84	3.28	9.84
2	83	9.83	16.39
3	81	16.38	22.94
4	78	22.92	29.48
5	74	29.46	36.02
6	69	35.99	42.55
7	62	42.51	49.07
8	56	49.03	55.59
9	48	55.53	62.09
10	40	62.01	68.57
11	31	68.47	75.03
12	22	74.88	81.44
13	13	81.18	87.74
14	5	86.89	93.45

3.2. どこでも管制室

『どこでも管制室』とはアマチュア無線を用い、あらゆる場所であらゆる人に衛星の運用を直接体験する機会を与えるシステムである。アマチュア無線は世界中で多くの人に利用されているため、それらの設備が『どこでも管制室』に利用可

能であり、また設備を新設することも比較的簡単である。具体的な内容を次節に示す。

3.2.1. 『どこでも管制室』の全体像

『どこでも管制室』の目的は、多くの人に、衛星の運用と天体観測を体験できる機会を提供することである。具体的には、インターネット及び専用のソフトウェアを用いることで一般の人でも制限付きのテレメトリ/コマンドの送受信を行うことを可能にする。特に、学校で『どこでも管制室』の実演ができることは本衛星の大きな魅力の一つである。

図 3-11 のようなシステムを構築し『どこでも管制室』を実現する。

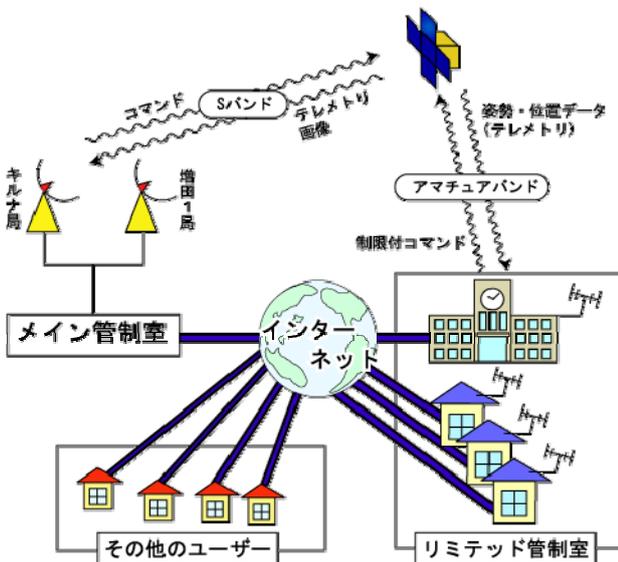


図 3-11 『どこでも管制室』の全体像

ここで、Sバンドを介して衛星の運用・管理をすべて行う設備が『メイン管制室 (MCR)』、アマチュアバンド (以下 Aバンドと記す) を介して制限付きの運用を行える設備を『リミテッド管制室 (LCR)』と定義する。データ量の大きい画像データは Sバンドを用いて MCR で受信する。LCR ではコマンドの送信後、テレメトリのみ直接受信し、画像データはインターネット経由で MCR のサーバーからダウンロードする形式をとる。

3.2.2. リミテッド管制室での運用

次に、より詳しいリミテッド管制室 (LCR) で

の衛星運用の流れを紹介する。先に、ソフトの機能を図 3-12 に示す。

ソフトは、前節で述べたコマンド送信に関わる機能の他、運用希望時間の予約申請、および得られたテレメトリ、画像データの閲覧機能を有する。具体的な流れは以下の通りである。

- ① 『どこでも管制室』の利用を希望する者はソフトの予約モードを用い、事前に希望する日時を予約申請する。
- ② 予約が成立すれば、その日時に、ソフトと Aバンドアンテナとをリンクさせた状態にし、再度ソフトのコマンド送信モードで接続する。
- ③ その時の衛星の位置・可能な撮影条件などのデータを MCR から取得し、観測方向・撮影条件設定画面に移行する。
- ④ その画面で、自由に観測条件を設定し、その内容を MCR にアップロードする。
- ⑤ MCR でコマンドを自動生成し、LCR に暗号化されたコマンドパックとして送信する。
- ⑥ このコマンドパックを、通信可能なタイミングにソフトを用いて受信待機中の衛星に送信する。
- ⑦ 衛星が一連の撮影作業を行う。
- ⑧ 衛星が Sバンド局の通信可能範囲に入ると、MCR は画像の受信を始める。
- ⑨ LCR は、得られた画像を MCR からダウンロードし、一連の『どこでも管制室』を終了する。

①から⑨までの一連の流れの他、追加機能として、このソフトを Aバンドアンテナとリンクさせておくことで、本衛星が通信可能範囲であればテレメトリを自動で受信できるようになっており、得られたテレメトリを、MCR へもアップロードする。但し、コマンド同様このテレメトリも限定的なものであり、得られるデータは衛星の姿勢や位置など、瞬間的な状態に関するものに限る。

ソフト上では得られたデータから、衛星の姿勢や位置はグラフィックを用いて視覚的に見ることが出来る。たとえば衛星が可視範囲外に移動して

も、予想される姿勢・位置情報を表示するようにする。この機能により、撮影などを行う際の様子を楽しむことができる。

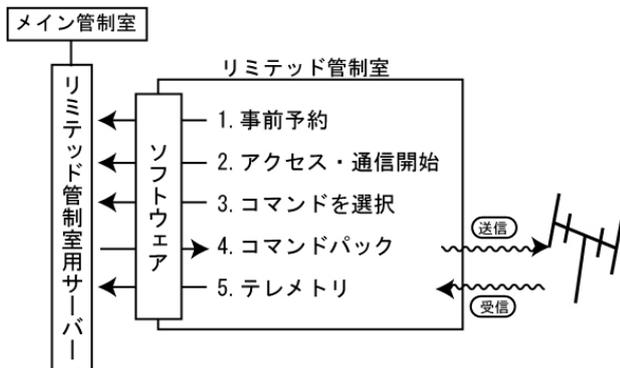


図 3-12 コマンド送信までの手順

ソフトを用いてこのような一連の手順を踏むことで、多数の LCR が同時にコマンドを送信する事態や、悪意のあるコマンドが送信される事態を回避する。さらに、コマンド送信から画像を得るまでには、短くて約 10 分、最長でも 90 分の待ち時間となるように、予約が行われるようにし、衛星に無駄な時間ができないように配慮する。

3.2.3. 『どこでモニタ』の利用法

さらにフリーソフトウェア『どこでモニタ』により実現される内容を追記しておく。重要であるのは本ソフトが前節の様に実際に衛星を運用する時以外にも使えることである。

通信可能地域にあるすべての LCR は、本ソフトを用いることで、定期的送信されているテレメトリの受信が可能となる。ここでいう、テレメトリとは特に位置・姿勢データを指し、これを用いてリアルタイムの衛星の状態をグラフィックとしてモニタリングできる。そして、このデータを多くのユーザーで共有できるよう、インターネットを介して MCR へのアップロードも行える。

ここまでは LCR に関して記していたが、LCR のような環境を所有していない人でも、インターネットにさえ接続できれば本ソフトのモニタリング機能が利用できる。MCR では S バンドによる、画像・テレメトリのデータ及び、LCR からアップロードされる姿勢・位置データを保管・更新

し続けている。このデータベースに接続する（ソフトを使用）ことで、過去の衛星の情報・撮影画像から、最新の運用状況までを入手・閲覧できる。特に重要な機能として、グラフィックを用い衛星がコマンドを受けてから、撮影を終えるまでの、衛星の周回の様子を視覚的にモニタリングできることがあげられる。

ここからは、運用上のアイデアとなるが、インターネットを用い撮影対象などの投票を行い、人気ある対象に関しては定期的にその撮影を実現させる。この時、事前に日時等を公表しておくことで、衛星直下にある LCR にテレメトリの受信・アップロードに参加してもらい、それを共有することで、アマチュア無線設備のない人々でも、ソフトのモニタリング機能により、リアルタイムに撮影を楽しむことが可能となる。

このような運用により、より多くの人々が少しでも衛星の運営に参加していることを実感し、宇宙をより身近に感じる機会をつくることを目指す。

3.2.4. 後期運用

本衛星のメインミッションは星景の撮影であるが、より明るい対象である地球や月を撮影できるように望遠鏡に絞りを内蔵している。そこで、全天の分割撮影が終了次第、衛星の後期運用として、明るい対象の撮影を始める。後期運用では、『どこでも管制室』を主に行い、地球・星景のどちらでも希望するものを撮影できるようにする。ここで、本衛星の優れた光学系で地表を撮影した場合の性能を表 3-2 に示しておく。

表 3-2 地表撮影時の性能

撮影範囲 [km]	85×57
空間分解能 [m]	21.4

3.3. 地上におけるデータ処理

全天分割撮影のためのある 1 パネルを撮影する際には、6 等星までを写す微少時間の露光と、12 等星以上を写す 2 秒間の露光を少なくとも各 4 回ずつ行う。得られた画像は RAW 形式で地上に送信する。そして、すべてのパネル画像が均質にな

るように現像を行う。

同じパネルを同条件で複数回撮影する理由は、これらの複数枚の画像を地上で、コンポジット処理（注1）を行うことでより滑らかで明暗がくつきりとした画像へと加工するためである。

この他、画像処理としてダークフレーム減算処理（注2）とフラットフィールド処理（注3）を行うことでより画面全体を均質なものにすることができる。これらの処理を行うために、打ち上げ前に、フラットフィールドと色々な条件におけるダークフレームの撮影を済ませておく必要がある。

これらの画像処理が終わったパネルごとの写真は既定の形状にトリミングした後、天球儀ソフトの各部分に割り当てる。

以上で述べた、地上におけるデータ処理と分割撮影は平行して行い、またソフト開発も同時に行う。

（注1）コンポジット処理とは複数枚の写真の星像位置合わせを行った後、加算平均することである。この時、コンポジット枚数を増やすことで、よりよい画質を得られる。

（注2）ダークフレームとは暗電流ノイズのみが写った写真（図 3-13）のことである。ダークフレームを得るためにはCCDに光が当たらない状態（蓋をする等）にし、撮影を行えばよい。また、ダークフレームに現れるノイズはCCD温度、露光時間、CCDの劣化に依存し、これらの環境がほぼ同じであると、現れるノイズもほぼ同じとなる。このダークフレームを目的の全天の分割画像から減算処理をすることで、ノイズの少ない画像が得られる。

（注3）フラットフィールドとは望遠鏡に依存する周辺減光を写し出した写真（図 3-13）のことである。レンズの先端に半透明の白色板をおき、一様な光線状態の下で撮影することで得られる。得られたフラットフィールドにダークフレーム減算処理を施すことで高画質なものとなる。このようにして得られた、フラットフィールドを目的

とする全天の分割画像から減算処理を行うことで、周辺減光の少ない画像が得られる。

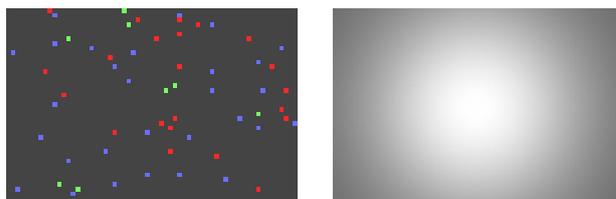


図 3-13 ダークフレーム（左）とフラットフィールド（右）の例

3.4. 運用計画

まず、撮影回数の割り当てについて考える。ミッション期間の2年間に撮影可能な最大回数は約3500回である。そのうち、全天分割撮影には約1600回必要である。また、キルナ局・増田1局からの衛星の可視範囲を示すと図 3-14 のようになるので、『どこでも管制室』は少なくとも3週間に1度は実施可能である。

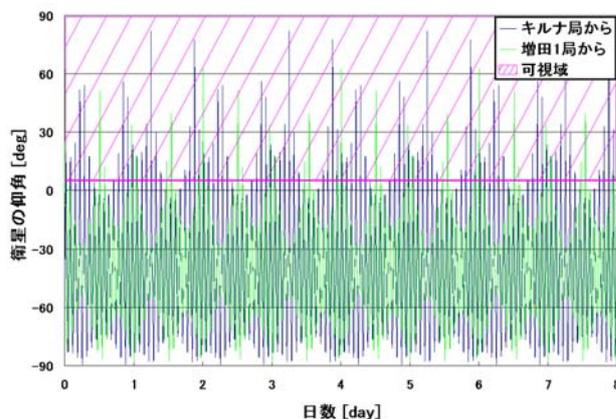


図 3-14 Sバンドアンテナからの仰角

よって、『どこでも管制室』は任意に実施回数を選ぶことができる。ここでは、初期設定・メンテナンス等のその他の時間以外、すべてを『どこでも管制室』に当てるとして、その割り当てを図 3-15 に示す。図 3-15 の割り当てでは単純計算で『どこでも管制室』は1日当たり約3回行われることになる。

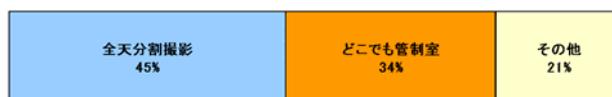


図 3-15 運用時間の割り当て

また打ち上げからの運用の計画を図 3-16に示す。

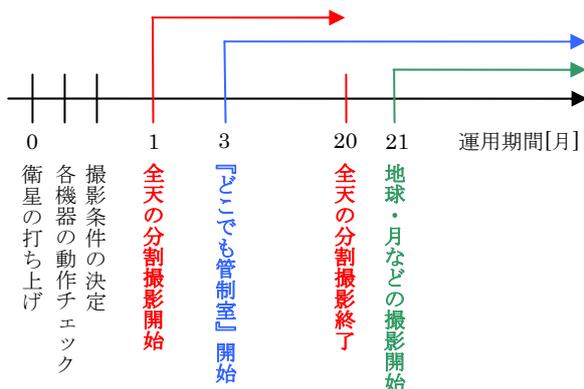


図 3-16 運用計画

打ち上げ後、各部の機器が正常に動作することを確認し、撮影条件を決める作業に入る。この場合、決定すべき撮影条件は主に、露光時間である。ただし、CCDの冷却温度によるノイズの違いも確認する。

露光時間は地上試験によりある程度決定しておくが、宇宙空間では光度が若干変わるので、「撮影条件の決定」ではそれを修正する。求めるべき露光時間は次の2つである。

- ・ 6等星以下の恒星が写る露光時間
- ・ 少なくとも12等星の恒星が写る露光時間

このようにして得られた撮影条件を、全天の分割撮影のすべてに適用し、画質の均一化を図る。

全天の分割撮影は、日陰側に月が位置する時を考慮して、月の光の影響がないパネルを撮影するように運用計画を立てる。

地球や月等の明るい対象の撮影は絞りが必要となるが、可動部である絞りは宇宙空間において信頼性に欠ける。そのため、メインミッションの全天分割撮影を終えた後に、先に述べたような明るい対象の撮影を始めることにする。

4. バスシステムへの要求

ミッション系から各系への要求を表 4-1 にまとめる。

表 4-1 各系への要求

要求する系	内容		
熱系	許容温度範囲 [°C]	CCD (撮影時)	-35~-25
		CCD	-50~70
		望遠鏡	-10~40
		MCU	-10~40
姿勢系	姿勢安定度	0.01[deg / 2sec]	
構造系	光学系に与える振動を最小にする		
電力系	3 周回に 1 パネルの撮影を可能とする		
通信系	1 日当たり 40 枚以上の画像を下ろせる 市販のアマチュア無線機器で LCR を構成可能		
データ系	40 枚以上の画像を保存できる		

§ 2. バス部

1. バスシステムの概要

本節では、ミッションの目標を達成するため、また、衛星を維持するために必要なバスシステムの概要について述べる。

1.1. 衛星を構成する系

本衛星は、ミッション系、構造系、熱系、姿勢制御系、電力系、通信系、データ処理系から構成される。図 1-1 に、システムブロック図を示す。

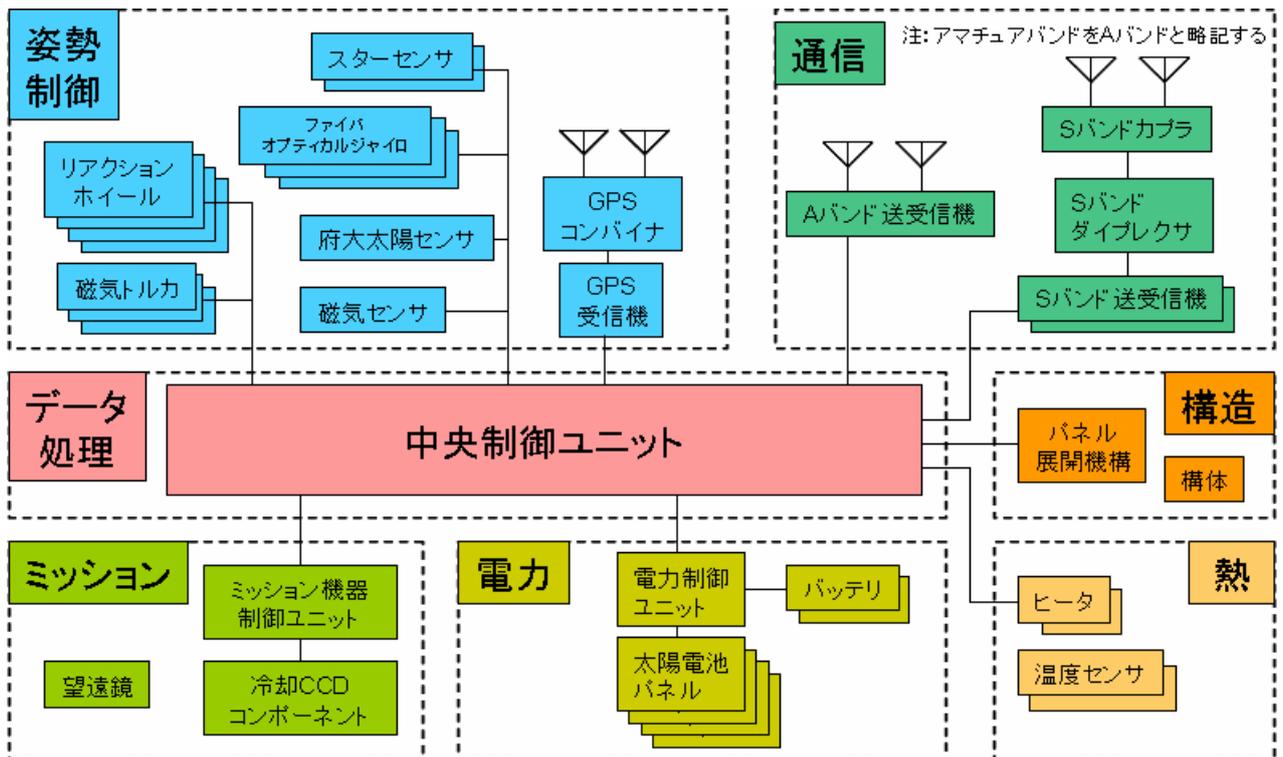


図 1-1 システムブロック図

1.2. 衛星の基本形状

<衛星基本形状>

衛星基本形状は、衛星内部のスペースをより大きく確保できる直方体とする。

太陽電池搭載方式は、発生電力がより大きく得られるパネル展開方式とし、太陽電池パネルは、電力収支の関係から4枚にする。図 1-2 に、太陽電池パネルの展開前と展開後の外観図を示す。

<衛星本体外形サイズ>

規定包絡域を最大限利用した大きさかつ、外部搭載機器（結合リング、アンテナ）、展開式太陽電池パネルのスペースを確保するため、衛星本体のサイズは、470×470×400[mm]の直方体とする。図 1-2(a)に衛星本体外形サイズを示す。

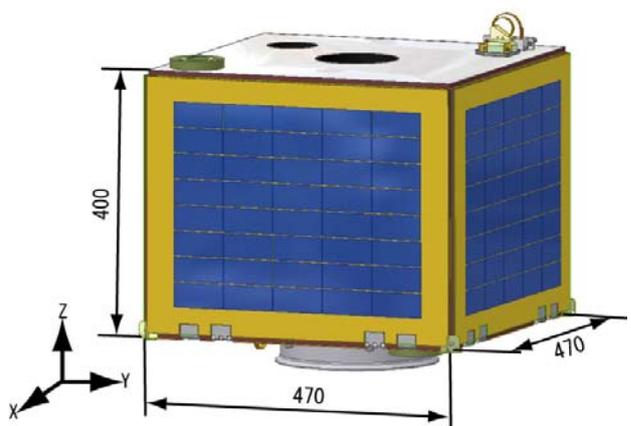
<衛星固定座標系>

図 1-2(a)に示すように、衛星固定座標の座標軸を直方体型の本体表面パネルに直交するようにとる。原点は正方形型の-Zパネル(下面)表面の中心とする。

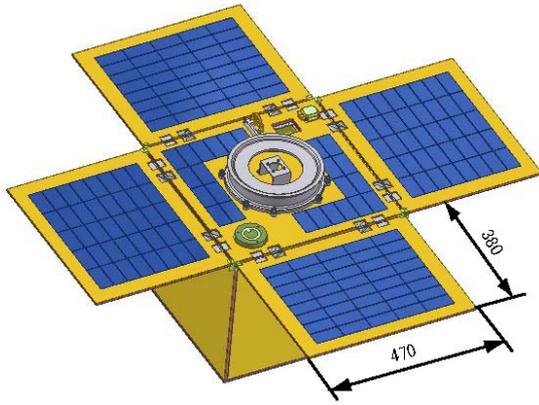
<太陽電池パネル>

太陽電池パネルサイズは、パネル展開前に衛星の側面に保持でき、さらにヒンジ等の展開機構を考慮した最大サイズの 470×380×7[mm]とする。図 1-2 (b) に太陽電池パネルのサイズを示す。

パネル展開したときの角度は、Z 軸に対して垂直とする。



(a) 太陽電池パネル展開前



(b) 太陽電池パネル展開後

図 1-2 衛星基本形状

1.3. 軌道

本衛星の軌道は、太陽同期準回帰軌道を採用する。理由としては、SOHLA-1(JAXA、大阪府立大学が技術支援をして東大阪宇宙開発共同組合が開発を進めている小型衛星)の採用している軌道と同様の軌道であるために、実績と解析データが豊富にあることと、太陽との位置関係が一定であり、昼夜の時間も一定であるので電力を確保しやすく、ミッション計画もたてやすいことがあげられる。また、本ミッションでは、使用するレンズに見合ったバッフルを取り付けることができないため、レンズに太陽光が入射しない日陰時に撮影する必要がある。この軌道では、日陰時から展望できる星空が1年で1周することから太陽同期準回帰軌道が本ミッションにおいて適当であると考えられる。

また、昼夜の時間の比率と撮影枚数の関係及び、回帰軌道の関係から軌道高度は 712[km]とする。

2. 構造系

2.1. 構造系への要求

構造系への要求を以下に示す。

基本機能

本衛星の基本構造を形成し、すべてのミッション期間を通じて搭載機器を安全に保持すること。

環境に対する耐性

地上、打ち上げ時、軌道上での機械的、熱的、放射線に対する耐性を有すること。

ロケットからのインターフェース

ロケットからのインターフェース条件を満足すること。

剛性要求

本衛星の打ち上げ形態はH-II Aによるピギーバック形態のため、小型衛星用H-II Aユーザーズマニュアルに規定してある剛性要求を適用する。衛星分離部を固定した状態での剛性要求(第1次固有振動数)を表 2-1 に示す。

表 2-1 剛性要求

	機軸方向	機軸直交方向
第一次固有振動数[Hz]	100 以上	50 以上

機器取付けに関する配置要求

システム/サブシステムの機能を満足する搭載機器の配置であること。

2.2. 構造設計

2.2.1. 構造様式

本衛星の構造様式は、図 2-1 に示すパネル 4 枚を組み合わせた井桁型パネル構造とする。この構造様式にした理由を以下に示す。

- パネルを組み合わせることによって、衛星の剛性が高まるため。
- 機器搭載面積が大きいため。
- 長細い形状の光学系機器を配置するスペースが、井桁中央部にあるため。

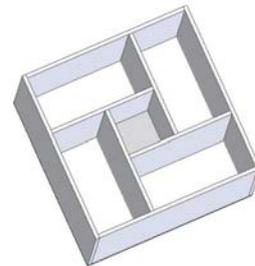


図 2-1 井桁型パネル構造

2.2.2. 構体構成要素

本衛星の構体材料には、比剛性が高いハニカムパネル(スキン: Al17075、コア: Al1/8-5052-0.01)を用いる。表 2-2 にハニカムパネルのパネル厚さを示す。

表 2-2 ハニカムパネルのパネル厚さ

パネル		厚さ
構造パネル (上面を除く)	スキン[mm]	上下各 1
	コア[mm]	8
構造パネル (上面)	スキン[mm]	上下各 0.5
	コア[mm]	6
太陽電池パネル	スキン[mm]	上下各 0.5
	コア[mm]	6

2.2.3. 搭載機器配置

以下に示す配置方針のもと、3次元モデルを用いて、搭載機器の配置を行う。図 2-2 に搭載機器配置を示す。(図中の搭載機器の略語については、付録 表 10-1 搭載機器管理表に示す)

配置方針

- 搭載機器間と、パネルと機器の間は、基本的に 30[mm]のスペースを確保する。
- 搭載機器を取り外す際に、他の機器を取り外すことのないようにする。
- 衛星全体の質量バランスを考慮する。
- 井桁中央部は、ペルチェ素子から発生する熱の影響を避けるため、基本的に機器を搭載しない。
- リアクションホイールは、ホイール回転時に発生する振動が光学系機器に影響を及ぼさないようにするため、井桁を構成する内部のパネルには搭載しない。

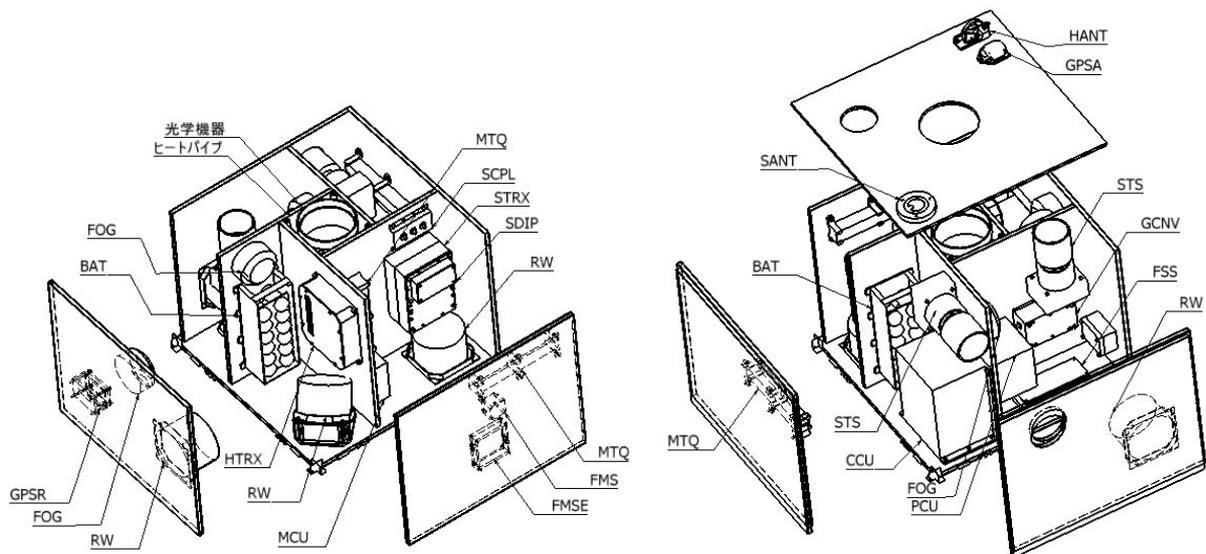
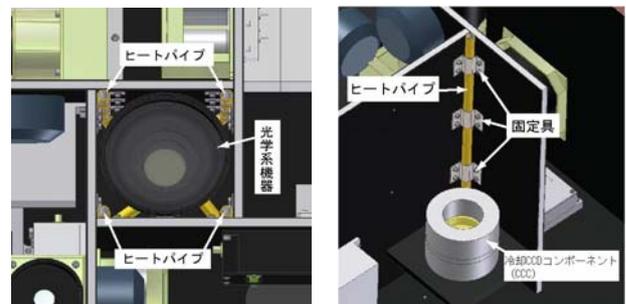


図 2-2 搭載機器配置

ヒートパイプの配置

ペルチェ素子から生じる熱を放熱面(望遠鏡開口側)へ輸送するために用いるヒートパイプの配置を図 2-3(a)に示す。また、図 2-3(b)に示すように、固定具を用いてヒートパイプを固定する。



(a)ヒートパイプの配置 (b)ヒートパイプの固定

図 2-3 ヒートパイプの配置

2.3. 構造解析

構造数学モデルを構築し、固有振動解析と静荷重解析を行う。また、3次元モデルより衛星の質量特性を求める。

2.3.1. 構造数学モデル

構造解析ソフト NASTRAN を用いて、構造数学モデルを構築した。作業の効率化のため、モデルを以下に示す構築方針で簡略化した。

構造数学モデルの構築方針

- ・ 500g 未満の搭載機器は、省略する。
- ・ 搭載機器は質点とする。
- ・ 構造パネルは、表 2-2 に示すハニカムパネルを平板同定してモデル化する。

図 2-4 に構造数学モデルの外観図、表 2-3 にモデルプロパティを示す。

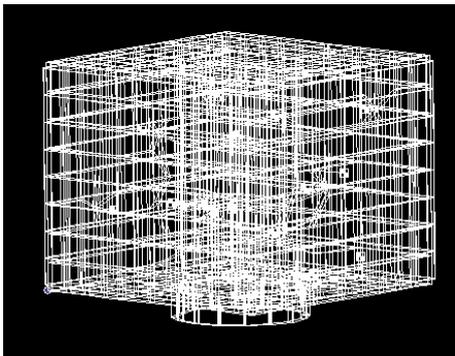


図 2-4 構造数学モデル外観図

表 2-3 構造数学モデルプロパティ

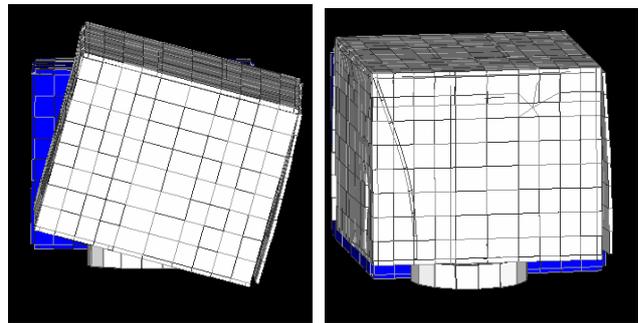
項目	数値
節点数	約 1100 個
要素数	約 1200 個
要素特性数	17 個

2.3.2. 固有振動解析

固有振動解析の結果として、表 2-4 に第一次固有振動数、図 2-5 に各軸方向の一次振動モードの図を示す。これより、本衛星の剛性は、表 2-4 に示す剛性要求を満足することが分った。

表 2-4 固有振動解析の結果

	機軸方向	機軸直交方向
一次固有振動数	145 [Hz]	56 [Hz]



(a) 機軸方向一次モード (b) 機軸直交方向一次モード

図 2-5 振動モード

2.3.3. 静荷重解析

構造数学モデルを用いて、以下に示す設計荷重による静荷重解析を行う。

設計荷重

小型衛星用H-II Aユーザズマニュアルに規定してあるH-II A打ち上げ時の準静的加速度に、安全率 1.5 を掛けて、その値を設計荷重とした。設計荷重を表 2-5 に示す。

表 2-5 設計荷重

	機軸方向	機軸直交方向
設計荷重	9G	7.5G

解析結果

表 2-5 に示す設計荷重が機軸方向、機軸直交方向に衛星全体にかかる場合、衛星に発生する最大応力 σ を求め、それから安全余裕 MS を以下の式より求める。

$$MS = \frac{\sigma_{cr}}{\sigma} - 1$$

ここで σ_{cr} は、衛星パネル材料の許容応力で、その値は、Al7075 の疲労破壊限度である 103[MPa] とする。

解析結果として、表 2-6 に衛星に発生する最大応力と安全余裕を示す。表 2-6 より、安全余裕は

0 以上であることが分かり、打ち上げ時に衛星にかかる荷重に耐えることがわかった。

表 2-6 強度解析結果

	機軸方向	機軸直交方向
最大発生応力 [MPa]	17.1	16.0
安全余裕 MS	5.02	5.72

2.3.4. 質量特性解析

3次元モデルより、質量特性として質量、重心位置、慣性能率、慣性乗積を求める。結果を表 2-7 に示す。ただし、座標系は、衛星固定座標系を用いる。

表 2-7 質量特性解析結果

項目	記号	値
質量[kg]	m	47.1
重心位置 [mm]	X _G	-0.776
	Y _G	7.686
	Z _G	169.981
慣性モーメント [kg m ²]	I _{xx}	1.263
	I _{yy}	1.279
	I _{zz}	1.627
慣性乗積 [kg m ²]	I _{xy}	-1.425×10 ⁻²
	I _{xz}	1.901×10 ⁻²
	I _{zx}	-9.420×10 ⁻³

2.4. 太陽電池パネル展開機構

2.4.1. 要求事項

太陽電池パネル展開機構には展開前・展開後にパネルが固定されていること、そして確実に展開が行えることが求められる。さらに、機体寸法・重量の制限により、省スペースで単純な機構であることが求められる。また、姿勢制御を考慮し、ゆっくりとパネルが展開することが望まれる。

大型の衛星では展開に火薬を用いる場合があるが、本衛星は小型衛星であるため火薬を使用すると衛星に悪影響を及ぼすことが考えられる。

これらのことをふまえ、パネル展開機構の要求事項を以下に示す。

- ① 機体、パネルに外的な損傷を与えない
- ② 確実なパネル固定(展開前・展開後)
- ③ 確実なリリース・展開
- ④ 単純な機構
- ⑤ ゆっくりと展開する

2.4.2. 展開方法と展開機構

前節を考慮し、パネル展開を図 2-6 に示す流れで行う。

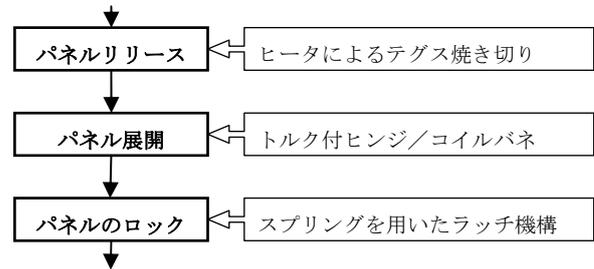


図 2-6 パネル展開の流れ

このパネル展開方法を実現するために必要な、展開機構の構成要素と、その役割を表 2-8 に示す。また、パネル展開機構の結合部を図 2-7 に示す。

表 2-8 パネル展開機構の構成要素と役割

構成要素	役割
テグス	展開前のパネル固定
ヒータ	パネルのリリース
トルク付ヒンジ	パネルの結合 ゆっくりとした展開
コイルばね	パネル展開
ラッチ機構	展開後のパネル固定

機構の単純さと確実性を考えてテグスを使用するが、テグスを焼き切ることでアウトガスが発生してしまう。この対策として、テグスは光学機器から離れたところで焼き切ることにする。

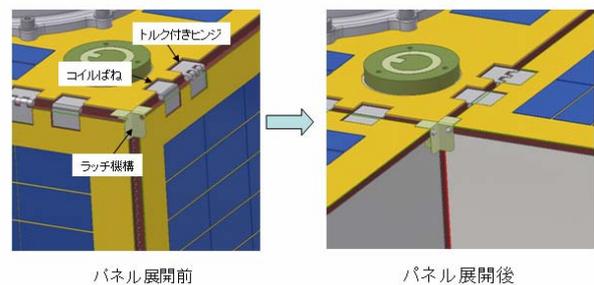


図 2-7 パネル展開機構 (結合部)

3. 熱系

3.1. 目的

熱設計の目的は、熱的に過酷な宇宙環境から衛星の搭載機器を保護し、これらが正常に動作し続ける温度環境を維持することである。

基本的には受動熱制御方式を適用する。なぜなら本衛星は小型衛星で、電力的に厳しい環境におかれるためである。

3.2. 要求条件

3.2.1. ミッション、サブシステム要求

最も熱的な要求が厳しいものはミッション機器のCCD素子である。CCDの許容温度範囲は他のコンポーネントと比べて非常に低い。この温度差を作り出すために前述 (§1-2.5.1 参照) のペルチェ素子を使用する。しかしペルチェ素子は大電力を消費する。これによりペルチェ素子が設置されるCCCケースには大きな熱量が与えられる。この熱を効率良く外に逃がすためにヒートパイプを使用し、放熱面である構体上面から逃がすことにする。

姿勢制御の精度を向上させるために衛星の慣性乗積が小さいことが望まれる。そのために、バッテリー等の重量物が筐体の外側に配置され、外部環境の影響を受けやすくなっている。

また、本衛星は太陽電池パネルが展開式となっているため、太陽電池パネルは熱的には独立に近い環境におかれる。

3.2.2. 外部熱環境

外部熱環境として太陽放射、アルベド、地球赤外放射を考慮する。それらの値を表 3-1 に示す。

表 3-1 外部熱環境

太陽光強度 [W/m ²]	1364
アルベド係数	0.30
地球赤外放射 [W/m ²]	237

3.3. 解析モデル

構造系が配置検討したものを参考に”Thermal Desktop”を用いて、熱解析モデルを作成する。

3.3.1. コンポーネント

簡略化のため搭載するコンポーネントは、温度条件が厳しいもの、発生熱量が大きいものを抜粋してモデル化する。これらのコンポーネントは同量の熱容量を持つアルミニウムの直方体としてモデル化する。下の表 3-2 にモデル化したコンポーネントを示す。CCDは直接モデル化せずにそれを囲う金属(CCCケース)をモデル化する。この際、CCCケースの許容温度範囲をペルチェ素子の特性表より求める。具体的には冷却時のCCDの許容温度範囲-35~-25 [°C]に、ペルチェ素子で発生可能な温度差だけ足したものとす。これよりミッション遂行時のCCCケースの許容温度範囲が-10~10 [°C]と求まる。

表 3-2 コンポーネント(1個当たり)

機器	許容温度範囲 [°C]	機器発熱量[W]
Ni-MH バッテリ	5~25	10
中央制御ユニット	-15~55	5.5
電力制御ユニット	-15~50	4.5
リアクションホイール	-20~70	4
ミッション機器制御ユニット	-10~40	5
CCC ケース	-10~10(注1)	10(注2)

注1: ミッション遂行時 / 注2: 発熱はペルチェ素子による。

3.3.2. 熱制御素子

熱制御面として構体上面、側面、太陽電池パネルの裏面の表面特性を様々に変更させた。そしてコンポーネントの温度が許容範囲に収まるようにした。筐体内部は熱が偏らないように黒色塗装で統一した。検討した熱制御素子を表 3-3 に示す。 α は太陽光吸収率を示し、 ϵ は赤外放射率を示す。

表 3-3 熱制御素子

名称	α	ϵ
OSR	0.08	0.80
白色塗装	0.21	0.80
黒色塗装	0.95	0.86
アロジン処理	0.17	0.05
アルミニウム表面	0.38	0.04

カプトンテープ	0.30	0.64
ブラックカプトン	0.85	0.78

試行錯誤の末、構体側面にはカプトンテープを採用した。太陽電池パネルの裏面には経済性を考慮し黒色塗装を採用した。太陽電池パネルの裏面はアルベドの影響は小さいので ϵ の大きなものを採用した。ヒートパイプの接続される構体上面は放熱板としての機能を持たせるため、高い放熱性能が要求される。よって、構体上面には OSR を採用した。OSR は高価であるが、劣化が小さく、放熱性能が良い。

3.3.3. ヒートパイプ

今回、ペルチェ素子の発熱を効率的に外へ逃がすためヒートパイプを使用する。ヒートパイプは作動流体が代替フロンのものである。最大熱輸送量を考慮に入れ、 $\phi 10[\text{mm}]$ のものを 4 本使用するものとする。ヒートパイプは CCC ケースと構体上面パネルを接続する。

作成した熱解析モデルを図 3-1 に示す。

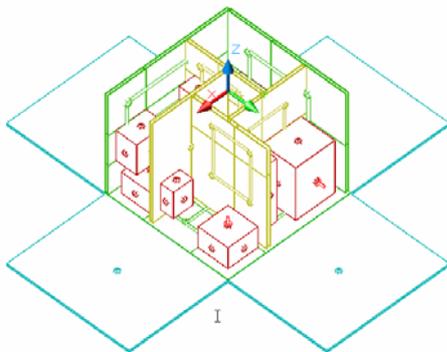


図 3-1 熱解析モデル

3.4. 解析結果

解析結果を表 3-4 にまとめる。

表 3-4 解析結果

名称	解析結果 [°C]	
	最低温度	最高温度
太陽電池パネル	-60	59
Ni-MH バッテリ	10	23
中央制御ユニット	7	23
電力制御ユニット	15	32
リアクションホイール (lower)	7	40
リアクションホイール (side)	0	15

実験機器制御ユニット	7	15
CCC ケース	-8	3

これらの結果は十分に時間が経過したあとの温度である。これによりモデル化したコンポーネントが許容温度範囲内に収まっていることが分かる。

CCDの温度はペルチェ素子の特性表とCCCケースの温度から求めた。ペルチェ素子によって25°Cの温度差が作りだされるとし、これを図 3-2 に示す。この図により CCD の温度が許容温度範囲に入っていることが分かる。

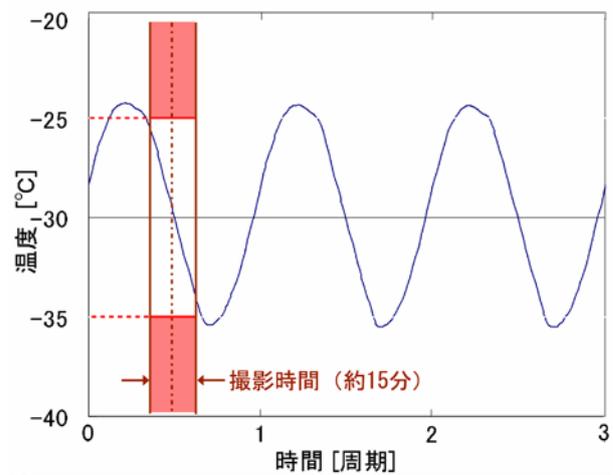


図 3-2 CCD 温度変化

4. 姿勢制御系

4.1. ミッションからの姿勢要求

本ミッションにおける姿勢に対する要求は以下のとおりである。

- ・ 姿勢安定度 0.01[deg/2sec]
- ・ ポインティング精度を可能な限り高精度にする。

※ 姿勢安定度とは慣性空間上に衛星を固定させる場合の精度である。

※ ポインティング精度とは指向精度のことであり、指定した方向に向けたときの精度である。

4.2. 姿勢制御方式

本衛星のミッションでは、高精度の姿勢精度を満足する必要があり、またミッション時には姿勢を慣性空間上に固定する必要がある。これらより、姿勢制御方式として高精度の制御が可能な**3軸制御のゼロモーメント方式**を採用する。

4.3. 姿勢センサ構成

本衛星では表 4-1 の姿勢センサを用いて姿勢を決定する。

表 4-1 姿勢センサの個数

名前	個数	主な使用目的
スターセンサ	2	ミッション時
ジャイロ	3	ミッション時
太陽センサ	1	ミッション時以外
磁気センサ	1	ミッション時以外

ここで、主にミッション時に使用するスターセンサとジャイロに関しては以下のことが要求される。

- ・ 高精度制御が可能
- ・ 搭載可能サイズである
- ・ 軽量である
- ・ 省電力である

4.3.1. 搭載スターセンサの選定

慣性座標系のクォータニオンを検出するためにスターセンサ (STS) を搭載する。STS はロール軸回りの精度が悪いため2個を直交させ配置する。バップルに関しては最初から搭載されているものを選定する。これらを基に搭載可能サイズの中で一番精度の高いものを選定する。

4.3.2. 搭載ジャイロの選定

ジャイロには機械式とレーザー式があるが、レーザージャイロのファイバオプティカルジャイロ (FOG) が一般に小型軽量で高精度であるので FOG を搭載する。

4.3.3. 搭載太陽センサの選定

太陽センサは初期姿勢捕捉時に主に使用することと、ソーラーパネルの発生電力からも太陽方向は捕捉できるので多少精度が悪くても良い。よって、粗太陽センサを採用する。また、本衛星に独自性を持たせるため、SOHLA-1 に搭載予定の FSS(Fudai Sun Sensor)を搭載することにする。FSS は 2006 年 9 月現在、府大においてフライトモデルを開発中である。また、検出機構としては 2 ストリング方式を採用している。

4.3.4. 搭載磁気センサの選定

地球からの地磁場を検出し、地球中心座標を検出する。ミッション時には使用しないので多少精度が悪くても良い。

4.3.5. 搭載センサー一覧

以上より、搭載するセンサは表 4-2 とした。

表 4-2 搭載センサーの一覧

名前	メーカー名	機器名
スターセンサ	VECTRONIC	Star Sensor Type VST-41M
ジャイロ	Honeywell	GG1320 AN Digital Laser Gyro
太陽センサ	大阪府立大学 (SOHLA-1 に搭載予定)	Fudai Sun Sensor
磁気センサ	明星電気	FMS

各機器のスペック

図 4-1～図 4-3 に各センサの外観図を示す。また、表 4-3～表 4-6 に、各センサのスペックを示す。



図 4-1 Star Sensor Type VST-41M

表 4-3 Star Sensor Type VST-41M
のスペック

項目	仕様
精度 (x,y / z 軸) [arcsec]	18 / 122
更新周期[Hz]	4~8
視野[deg]	14 × 14



図 4-2 GG1320 AN Digital Laser Gyro

表 4-4 GG1320 AN Digital Laser Gyro
のスペック

項目	仕様
種類	FOG
バイアス安定性[deg/hour]	0.0035
ランダム誤差[deg/hour]	0.0035

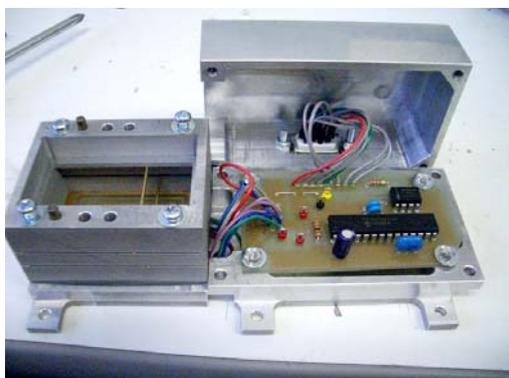


図 4-3 FSS (BBM)

表 4-5 FSS

項目	仕様
計測精度(目標) [deg]	1

表 4-6 磁気センサ

項目	仕様
バイアス精度	0.5%以下
直線性	0.0075%以下
周波数応答	500Hz 以上(-3dB)

4.4. 外乱トルクの見積もり

今回の衛星ではアームなどを使用しないので、衛星にかかる外力として考慮に入れる項目は以下の(ア)~(エ)の4つとし、1周回の間には衛星にかかる外力トルクを概算した。これらの理論式は以下のものを使用した。

(ア) 重力傾斜トルク M_g

$$M_g = \frac{3\mu |I_z - I_y| \theta}{R^3}$$

μ : 地球重力定数 ($3.98613 \times 10^5 [\text{km}^3/\text{s}^2]$)

R : 軌道高度+地球半径 ($712 + 6378 [\text{km}]$)

θ : オイラー角 (1[deg])

I_z : z軸回りの慣性モーメント ($1.627 [\text{kgm}^2]$)

I_y : y軸回りの慣性モーメント ($1.279 [\text{kgm}^2]$)

(イ) 太陽放射圧トルク M_{sp}

$$M_{sp} = PAL(1+q)\cos(i)$$

P : 輻射圧 ($4.617 \times 10^{-6} [\text{N}/\text{m}^2]$)

A : 表面積 ($0.47 \times 0.38 \times 4 + 0.47 \times 0.47 [\text{m}^2]$)

L : 圧力中心と質量中心間距離 ($0.2 [\text{m}]$)

q : 表面反射率 (0.6)

i : 太陽入射角 ($0 [\text{deg}]$)

(ウ) 地磁気トルク M_m

$$M_m = DB \times 10^{-7}$$

D : 地磁気ダイポール・モーメント

($1000 [\text{pole} \cdot \text{cm}]$)

B : 地磁場ベクトル [gauss]

$$B = \frac{2M}{r^3}$$

M : ($8 \times 10^{25} [\text{emu}]$)

r : cmで表した地球中心と

衛星間距離 ($(712 + 6378) \times 10^5 [\text{cm}]$)

(エ) 空力トルク M_a

$$M_a = \sum F \sum L$$

$$F = 0.5(\rho C_d AV^2)$$

ρ : 大気密度 ($1.11166 \times 10^{-9} [\text{kg}/\text{m}^3]$)

C_d : 空力係数 (2.5)

A : 表面積 ($0.47 \times 0.38 \times 4 + 0.47 \times 0.47 [\text{m}^2]$)

V : 衛星速度 ($7504.8 [\text{m}/\text{s}]$)

L : 重心から各面までのモーメント腕長 ($0.2 [\text{m}]$)

(ア) ~ (エ) の結果を表 4-7 に示す。

表 4-7 外乱の結果

項目	値
M_g [Nm]	2.038×10^{-5}
M_{sp} [Nm]	5.182×10^{-7}
M_m [Nm]	4.489×10^{-5}
M_a [Nm]	1.949×10^{-6}
合計[Nm]	6.774×10^{-5}
Hw[Nms]	0.4024

4.5. 搭載アクチュエータ

本衛星では表 4-8 に示すアクチュエータを用いて姿勢制御を行う。

表 4-8 アクチュエータの個数

名前	個数
リアクションホイール	4
磁気トルカ	3

ここで、磁気トルカ(MTQ)はリアクションホイールのアンローディングに使用する。また、リアクションホイールは通常 3 個を使用し、残りの 1 個は故障が生じた場合の冗長系とする。

搭載ホイールのサイジング

表 4-7 より外乱トルクが全て同方向に作用する最悪ケースを想定した場合、1 周回で蓄積される角運動量は $Hw = 0.4024$ [Nms] と算出できる。ここで、リアクションホイールの作動は最低でも 1 周回に 1 回は行うので、搭載されるリアクションホイールは 1 周回分の外力を打ち消すことができる角運動量が要求される。これより、マージンを約 2 倍にとった場合のリアクションホイールの必要な最大蓄積角運動量は $Hw = 0.1$ [Nms] 以上とする。ここで、搭載リアクションホイールの選定基準は以下のものとする。

- ・ 必要角運動量：0.1[Nms] 以上
- ・ 消費電力を満たす

- ・ 質量要求を満たす
- ・ サイズの要求を満たす
- ・ 姿勢要求を満たす

これらの条件をもとに、表 4-9 の機器を搭載することに決定した。また、リアクションホイールの外観図を図 4-4 に、スペックを表 4-10 に示す。

表 4-9 搭載機器

名前	メーカー名	機器名
磁気トルカ	大阪府立大学	F-MTQ
リアクションホイール	VECTRONIC	Reaction Wheel Type RW- 01

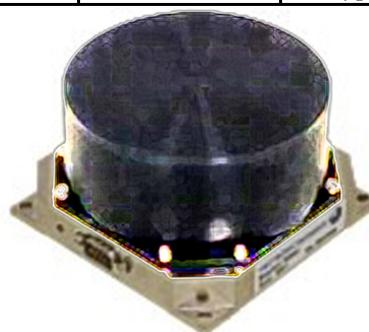


図 4-4 Reaction Wheel Type RW- 01

表 4-10 Reaction Wheel Type RW- 01 のスペック

項目	仕様
慣性モーメント[kgm ²]	2.12×10^{-3}
最大回転数[rpm]	5000
最大発生トルク[Nm]	20×10^{-3}
最大蓄積角運動量[Nms]	1

MTQ のサイジング

MTQ の動作原理

MTQ の構造は高等磁率材料にコイルを巻く、有芯ソレノイドである。コイルに電流を流しそれによって生じた磁場と、地球磁場との干渉による磁気トルクによりアンローディングを行う。

衛星が投入される軌道高度(712[km])の地球磁場は既知であるので、外乱の大きさを見積もることで必要な磁気モーメントを求め

ることができる。

ここで、1 周回で蓄積する最大の外乱トルクは $6.774 \times 10^{-5} [\text{Nm}]$ であるので、これをアンローディングすることを考える。このときの条件を以下に示す。

- ・ MTQ は 2 秒で 1 回駆動
(1 秒起動し 1 秒待機する)
- ・ 最大駆動回数を 100 回とする

上の条件より、アンローディング時間は長くとも 5 分以内となる。

これより、MTQ のトルクは $M_{\text{max}} = 338.7 [\text{A m}^2]$ なので、これを 100 回の駆動でアンローディングを行えばよい。よって $M = 338.7/100 \approx 3.387 [\text{A m}^2]$ と決定できる。

ここで、安全率を少しとり、 $M = 3.5 [\text{A m}^2]$ する。

MTQ の性能要求

MTQ の発生する磁気モーメントは以下の式で与えられる。

$$M = BV \frac{1}{\mu_0} \quad (3-1)$$

ここで、コアの実効透磁率は

$$\mu_{\text{eff}} = \left(\frac{1}{\mu_a} + \frac{\ln(L_{\text{core}}/D_{\text{core}})}{(L_{\text{core}}/D_{\text{core}})^2} \right)^{-1} \quad (3-2)$$

また、磁束密度 B は

$$B = \mu_0 \cdot \mu_{\text{eff}} \cdot n \cdot I \cdot L_{\text{core}}^{-1} \quad (3-3)$$

以上を用いてスペックを表 4-11 のように決定した。

4.6. ミッションへの要求

過去の衛星を参考にするとポインティング精度は 0.05deg 程度まで実現可能である。ここで、マージンを 2 倍にとり実現可能なポインティング精度を 0.1deg とする。本衛星に搭載予定のセンサは高精度であるのでこれを満たす

ものと見なし、ミッション系への要求を以下のものとする。

- ・ ポインティング精度 : 0.1 [deg]

表 4-11 MTQ のスペック

項目	仕様
質量 [kg]	1.5
寸法 [mm]	200×70×35
消費電力 [W]	2
使用電流 I[A]	0.4
コアの実効透磁率 μ_{eff}	36.73
コアの初期透磁率 μ_a	10000
コアの長さ $L_{\text{core}}[\text{m}]$	0.18
コアの直径 $D_{\text{core}}[\text{m}]$	0.02
ワイヤの長さ $L_{\text{coil}}[\text{m}]$	37.7
ワイヤの直径 $D_{\text{coil}}[\text{m}]$	0.0003
ワイヤの材質	銅
コアの材質	45 パーマロイ
巻き数 n[回]	758
発生トルク M[A m ²]	3.5

4.7. モード解析

姿勢系のモードを以下に示す。また表 4-12 に各モードの使用機器を、図 4-5 には各モードの移行について示す。

スタンバイモード

軌道投入時や不具合のために中央制御ユニット (CCU) の電源が落ちたときのモードで、初期モードへ移行する。CCU を復帰させるためのモードなので姿勢系の各機器の電源は OFF になっている。

初期モード

CCU の電源が回復または起動した後に、FSS で太陽方向を検知し、衛星を太陽方向に向け電力を確保するモード。

パネル展開前なら、まずリアクションホイールを用いて衛星にスピンを与え安定させ、その後にパネル展開を行う。

待機モード

本衛星の運用に必要な十分の電力を確保したときや、撮影などのミッションを行っていないときの定常モード。ここから、撮影モードなどのミ

に下げる「直流電圧変換機能」である。

電力の一部は BUS 電圧のまま供給され、それ以外は PCU 内の DC/DC converter により二次電圧に落として供給される。

電力制御方式は、Peak Power Tracking 制御 (PPT 制御) を採用する。太陽電池セルは、温度などの要因により、最適動作電圧が変動する。Switching regulator により太陽電池セルの動作電圧を刻々と変化させながら最適動作電圧で発電を行う方法を PPT 制御という。また、中央制御ユニット (CCU) から、設定する動作電圧が送られる。最近では、JAXA 開発の 50kg 級小型高機能衛星「 μ -LabSat」でこの制御方式が採用されている。小型衛星でも PPT 制御により効率的に発電することで比較的大きい電力が得られる。

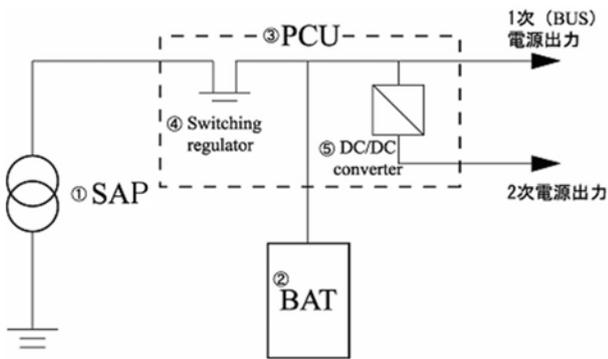


図 5-1 電力システムブロック図

表 5-1 電力系記号の意味と機器のパラメータ

記号	定義	値
P	標準発生電力 [W]	161
P_c	平均消費電力 [W]	—
P_{BAT}	バッテリー充電電力 [W]	—
η_{sw}	スイッチング効率	0.85
η_{ppt}	PPT 追尾効率	0.9
η_{BAT}	バッテリー充電効率	0.9
X_{rad}	SA 動作電力劣化率 (2年)	0.05
X_{radv}	SA 動作電圧劣化率 (2年)	0.016
V_d	日照時バッテリー電圧 [V]	36.5
V_e	日陰時バッテリー電圧 [V]	28.8
T_d	日照時間 [hour]	1.06
T_e	日陰時間 [hour]	0.59
C	バッテリー容量 [Ah]	8.2
DOD	Depth of Discharge (バッテリー放電深度) [%]	—

表 5-2 電力系機器の概要

	項目	値
太陽電池セル	メーカー	SHARP
	種類	GaAs
	枚数	184 枚 (23 直列×8 並列)
	サイズ [mm]	36.3×76.2
	発電効率 [%]	約 26
バッテリー	メーカー	Panasonic
	種類	Ni-MH
	バッテリーセル数	24 直列×1 並列
	容量 [Ah]	8.2
	電圧 [V]	28.8~36.5

5.2. 電力系への要求

5.2.1. システム要求

システム要求を表 5-3 に示す。ただし、 ϕ とは太陽電池パネルへの太陽光入射角度のことである (図 5-2 に定義する)。また、発電時 $\phi = 0$ (± 10) [deg] のときをノミナルと定義する。

表 5-3 システム要求

項目	要求
軌道	太陽同期準回帰軌道
太陽入射角 ϕ (発電時) [deg]	0 (最高) ± 10 (ワースト)
高度 [km]	712
太陽電池 取り付け方法	パネル展開式
パネル面積 [mm]	470×380
姿勢制御	3 軸制御 (ゼロモーメントム方式)
運用期間	最低 2 年

5.2.2. 各系からの要求

3 周で電力収支が成立することが要求されている。また、各系からの電力要求を付録の表 10-1 に示す。さらに、ミッションの運用計画概要を表 5-4 に示す。ただし、電力解析の条件は最も厳しくなる場合を想定している。電力解析の都合上、1 サイクルを撮影の行う周回からはじめている (電力系サイクル)。

表 5-4 ミッション運用計画

周回	1(夜)	1(昼)	2(夜)	2(昼)	3(夜)	3(昼)
mission系	撮影	Pel	Pel	Pel	Pel	Pel
姿勢系	定常	姿勢変更※1	定常	定常	定常	姿勢変更※2
通信系	SRX HTRX on	SRX HTRX on	STRX HTRX on	SRX HTRX on	STRX HTRX on	SRX HTRX on

注) Pel : ペルチェ素子 ON 他のミッション機器 OFF

SRX : S バンド受信機 / STRX : S バンド送受信機

※1 撮影方向からノミナル姿勢に変更

※2 ノミナル姿勢から撮影方向に変更

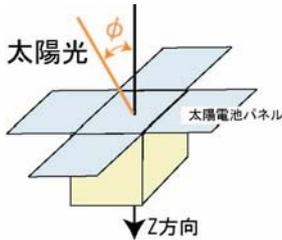


図 5-2 太陽入射角 ϕ の定義

5.3. BUS 電圧

BUS 電圧が低いと、太陽電池セル、バッテリーの直列数は少なくてすむため、小型衛星では設計の幅が広がる。しかし、本衛星は特にミッション時に大電力を使用するため、BUS 電圧が小さいと流れる電流が大きくなり、ハーネス損失、バッテリー内部抵抗の増加を促す。よって、無理のない電流で運用できるように BUS 電圧を設定する必要がある。

運用時の電力消費が最大になるのは、撮影ミッション時（1 周目・夜）である。このとき、消費電力は最大約 81[W] 必要である。この場合、最大の電流がバッテリーから流れる。最大電流値と BUS 電圧の関係を図 5-3 に示す。図より、BUS 電圧は 20~40[V] の範囲内にする。また、各機器のコンポーネントの動作電圧を BUS 電圧以下にするように要求を出す。

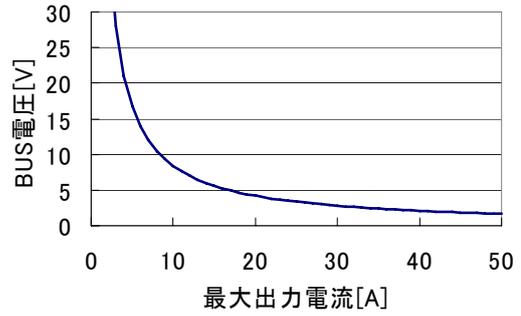


図 5-3 BUS 電圧と最大電流の関係

5.4. 発生電力解析

太陽電池セルは、温度により発生電力が変化する。これは、温度により太陽電池セルの電圧 - 電流特性が変化するためである。本衛星の電力制御では PPT 制御を採用しており、各温度において最適動作電圧を追尾する。発生電力の計算は、最適電圧値と電流値の温度特性を、温度に対して線形に近似する方法を用いる。

5.4.1. 太陽電池セル貼り付け検討

太陽電池セルの貼り付け方法を検討する。表 5-3 の要求より、パネルサイズの最大値は 470×380[mm] である。また、太陽電池セルは、パネルサイズ変更、バスバー取り付け、ハーネス取りまわし、パネル展開機構用のスペースなどを考慮し、外縁と適度に間隔をあけて配置する。

ただし、§ 2-5.4.3 節で決まる太陽電池セル枚数より、パネル 4 面だけでは収まらない結果が出たため、加えて衛星構体下面パネルにも貼り付ける。

太陽電池セル貼り付けパターンを検討結果を図 5-4 に示す。

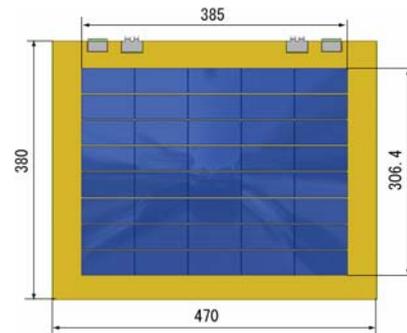


図 5-4 太陽電池セル貼り付けパターン

5.4.2. 太陽電池セル直列数の決定

太陽電池パネルで発生させた電力をバッテリーに蓄積するには太陽電池からの電圧がバッテリーの電圧より高い必要がある。本衛星利用の Ni-MH バッテリー充電時の電圧は 36.0~36.5[V]である。高いほうの値 36.5[V]よりも、常に発生電圧は高い必要がある。

SA の発生電圧 V_{SA} は、バッテリー電圧 V_{BAT} について、以下の条件を満たす。

$$V_{SA} \geq V_{BAT} + V_{LOSS} = 38.0 \quad \dots (1)$$

(V_{LOSS} は PCU での電圧減少で約 1.5[V]である)

直列数による V_{SA} の値は以下の式で示せる。

$$V_{SA} = V_{mp} \times \text{直列数} \quad \dots (2)$$

セル電圧は太陽電池セル温度に依存し、太陽電池セル温度 T_{SA} と太陽電池セル最適動作電圧 V_{mp} の関係式を次式に示す。

$$V_{mp} = (1 - X_{radV}) (V_{mp} + \alpha_v \Delta T_{SA}) \quad \dots (3)$$

ただし、 V_{mp} はセル特性基準温度 25[°C]の値であり、 α_v は V_{mp} の温度特性である。

$$V_{mp} = 2.3[V], \quad \alpha_v = -6.5 \times 10^{-3}[V], \\ \Delta T_{SA} = 25[^\circ\text{C}] \text{からの温度差}$$

これらの結果を使って、図 5-5 に直列数と発生電力の関係を示す。熱系の太陽電池パネルの解析結果表 3-4 より、パネルの温度範囲は-60~59[°C]である。この範囲で常に要求電圧を満たすことが確認できるのは、直列数 20 以上のときである。必要発生電力、セルの配置との関係より直列数を 23 に決定する。直列数 23 のとき、バッテリー電圧と太陽電池発生電圧の差は最低でも約 7[V]あり、たとえセルが単体で故障しても充電が可能である。ただし、セルがオープンになった場合にもストリング全部がオープンにならないようにセルを接続する。

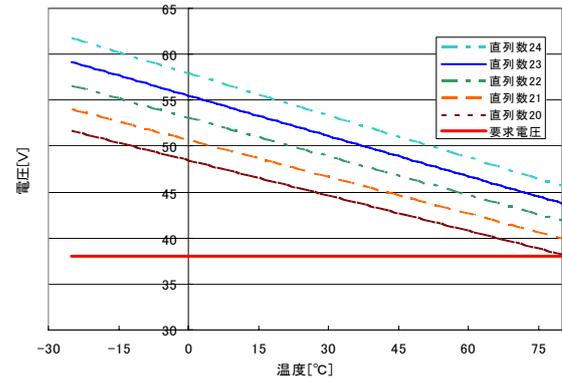


図 5-5 直列数と発生電圧の関係

5.4.3. 発生電力の計算

数式 (4) に、発生電力を導く式を示す。

$$P = (1 - X_{rad}) (a \times 23) \times (V_{mp} + \alpha_v \Delta T_{SA}) \times (I_{mp} + \alpha_I \Delta T_{SA}) \times \cos \phi \quad \dots (4)$$

a はストリング並列数を示す。23 は、太陽電池セルの直列数である。

また、各係数は 1 年のうち、太陽入射エネルギーが最小になる 7 月、セル特性基準温度 25[°C]の値で、以下の通りとする。

$$\left\{ \begin{array}{l} V_{mp} = 2.3[V] \\ \alpha_v = -6.5 \times 10^{-3}[V] \\ I_{mp} = 0.45[A] \\ \alpha_I = 0.2 \times 10^{-4}[A] \end{array} \right.$$

熱解析の結果より、パネルの最高温度は 59[°C]であるので、 $\Delta T_{SA} = 35[^\circ\text{C}]$ 、また日照時の充電中に太陽入射角 ϕ の振れ幅が最大 10[deg]より、 $\phi = 10[\text{deg}]$ のときの最悪条件で発生電力を計算する。太陽電池セル直列数が 23 のとき、発生電力はストリング並列数による。

§2-5.6 節電力収支解析の結果、ストリング並列数 8 の時、電力収支を満たす。ストリング並列数 $a=8$ のとき、太陽電池セルの総枚数は 184 枚で、このときの発生電力、 $P = 161[W]$ である。これを、標準発生電力とする。

5.5. バッテリーの設計

バッテリーの設計は、出力電圧、寿命、出力電流、重量が、要求を満たすようにバッテリーセルを選定

し、組み合わせなければならない。

図 5-6 に示す特性より、寿命 2 年（充放電 11000 サイクル）を満たす条件は、Ni-MH の場合、DOD < 40% である。

バッテリー電圧は入出力電流（充放電特性）、DOD、温度特性により変化する。とりわけ、充電時と放電時ではバッテリー電圧には著しい違いがある。図 5-7、図 5-8 を参照。日照時と日陰時にはバッテリー電圧の差が大きく、充電時にバッテリー電圧が高く、放電時に低い傾向がある。両者の比が大きいと、DODが増加することが後述する数式（7）よりわかる。

本衛星では、メモリ効果が少なく、「 μ -LabSat」など小型衛星での実績もある Ni-MH バッテリーを選択する。バッテリーセルは、スクリーニングを行った民生用の Ni-MH を使用する。

バッテリー搭載可能スペースと BUS 電圧の関係より、バッテリーセル直列数は 24（12 本 1 セット \times 2）とする。バッテリーセルは、Panasonic 製 HHR900D を使用する。詳細データを表 5-5 に示す。この電池は、高容量であり、要求された DOD 以内に収めることができ、さらにミッション中に使用する消費電流の変化によるバッテリー電圧変化にも強い。

図 5-7、図 5-8 より、充放電時のバッテリー電圧を見積もる。

熱解析結果（表 3-4）より、日陰時の平均バッテリー温度を 10[$^{\circ}$ C]、日照時の平均バッテリー温度を 23[$^{\circ}$ C]と仮定する。このとき、バッテリーセル直列数 24 より、バッテリー電圧はそれぞれ日陰時 28.8[V]、日照時 36.5[V]となる。

表 5-5 Panasonic HHR900D 性能表(セル 1 個)

公称電圧[V]		1.2
容量 [mAh]	平均 (参考値)	9000
	定格 (min)	8250
使用温度範囲 [°C]	充電時	0~30
	放電時	-10~65
大きさ [mm]	直径	33
	総高	61
重量[g]		170

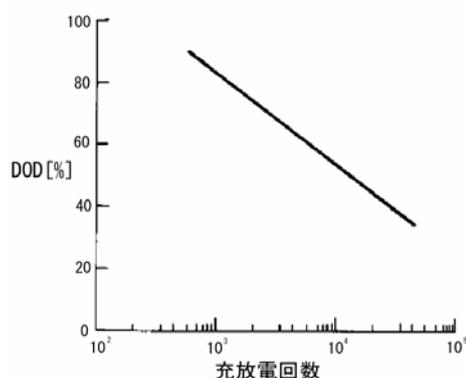


図 5-6 DOD 対許容放電回数

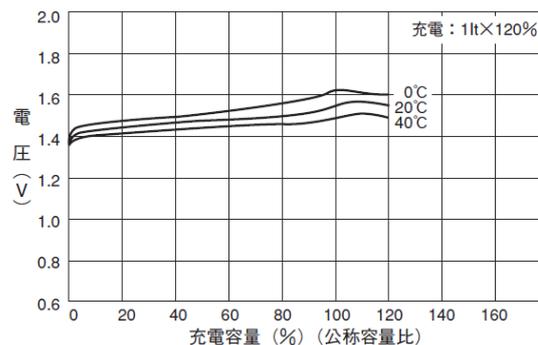


図 5-7 充電温度とバッテリー電圧

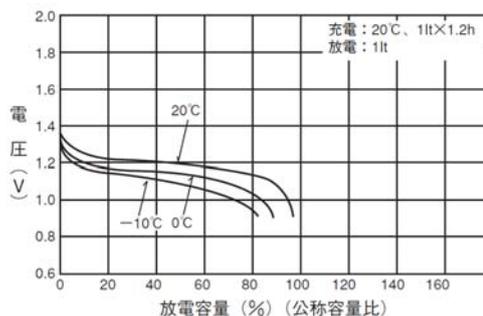


図 5-8 放電温度とバッテリー電圧

5.6. 電力収支解析

衛星の日陰時に必要な電力はすべてバッテリーより供給されなければならない。そのために、日照時のバッテリーへの充電電流量と日陰時の放電電流量の関係が等しくなる必要がある。このための解析が電力収支解析である。

5.6.1. 電力収支解析の前提条件

電力収支解析の前提条件を表 5-6 に示す。

また、ミッション系からの要求として、電力系は地球周りの公転 3 周を 1 サイクルとして電力収支を成立させる必要がある。

表 5-6 電力収支解析の前提条件

電力収支解析の前提条件	
高度[km]	700
周回時間[h]	1.647
日照時間[h]	1.059
日陰時間[h]	0.589
日陰時の割合[%]	35.7
日照時の割合[%]	64.3
1年間周回数[回]	5317.3
リアクションホイール 最大電力での使用時間[h]	0.05
通信時間[h]	0.1
標準発電量[W]	161
バッテリー容量[Ah]	8.2
BUS 電圧 (日照時) [V]	36.5
BUS 電圧 (日陰時) [V]	28.8
負荷への伝送効率 η_{Line}	0.9

5.6.2. 電力収支の計算方法

(日陰時)

日陰時の放電電流量 B_e を計算する。添え字 e は日陰時を表す。

$$B_e = \frac{P_{ce} T_e}{\eta_{Line} V_e} \dots (5)$$

(日照時)

日照時の充電電流量 B_d を計算する。添え字 d は日照時を表す。

$$B_d = \frac{(\eta_{SW} \eta_{PPT} P - P_{cd}) T_d \eta_{BAT}}{V_d} \dots (6)$$

数式 (5) (6) より、バッテリーの放電深度 DOD を計算する。

$$DOD = \frac{1}{C} \left(\sum B_e - \sum B_d \right) \dots (7)$$

表 5-3 システム要求、表 5-4 ミッション運用計画、表 5-6 電力収支解析の前提条件、および数式 (7) を用いてDODの値を、昼夜の境界点 (図 5-9 に定義) において計算する。

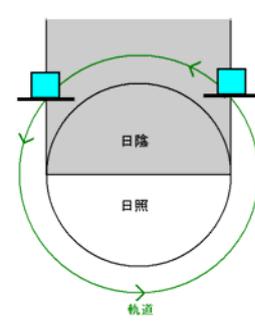


図 5-9 昼・夜の定義と DOD 計算点

5.6.3. 電力収支解析結果

電力収支が最も厳しくなる条件は撮影時である。この条件における電力収支解析の結果、図 5-10 を得た。

日陰時に撮影ミッションを行う周回では、DOD は最大約 22%まで落ち込み、3%電力収支を下回る。その後の 1 周につき約 2%充電量が放電量を上回り、3 周回目でバッテリーは満充電となる。

DOD は 3 周以内で 0%に戻り、電力系は 3 周を 1 サイクルとするミッション運用に耐えられる。

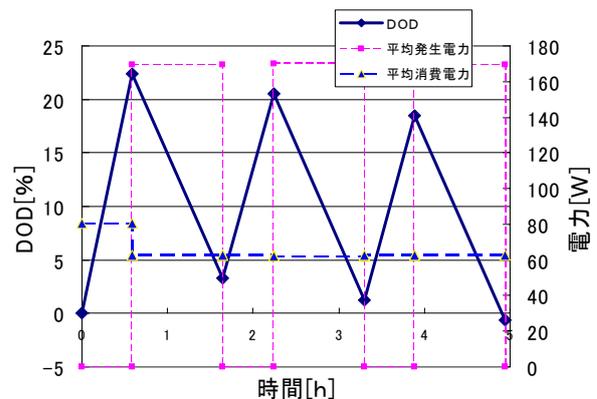


図 5-10 電力収支解析結果 (撮影時)

6. 通信系

本衛星がミッションを達成するためには、大量の画像データをSバンド通信系により確実に地上局に送信しなくてはならない。また、『どこでも管制室』を実現するためにはアマチュアバンド (以下 A バンドと記す) 通信系が欠かせない存在である。これらの点から通信系の役割は大変重要になってくる。この章では本衛星のミッションが通信系において実現可能であることを確認する。

6.1. 通信系の役割

Sバンド通信系の役割を以下に示す。

- (1) 本衛星から地上局へのミッションデータ、テレメトリのダウンリンク
- (2) 地上局から本衛星へのコマンドのアップリンク

Aバンド通信系の役割を以下に示す。

- (1) 本衛星からLCRへのテレメトリのダウンリンク
- (2) LCRから本衛星へのコマンドのアップリンク

6.2. 通信系への要求

Sバンド通信系への要求は以下の通りである。

ダウンリンクするデータはミッションデータとテレメトリである。そのうちミッションデータは宇宙空間で撮影された写真のデータである。

ミッション系からの要求より、1日に撮影される写真40枚のデータを1日で衛星から地上に送信する必要がある。写真1枚のデータ量は22MBである。つまり1日に880MBのデータを地上に送信することとなる。

テレメトリのデータ量はミッションデータの量に比べてとても小さいので考慮にいれない事とする。よって1日に地上に送信するデータの量は880MBである。

Aバンド通信系への要求は、市販のアマチュア無線用機器を地上局に用いることができるように、衛星側の送受信機の性能を保証することである。

6.3. Sバンド通信系の設計

6.3.1. 地上局の検討

通信は本衛星と地上局の1対1直接通信で行う。

本衛星のダウンリンクするデータ量は1日あたり880MBと大きい。そのため通信時間をできるだけ稼がなくてはならない。本衛星の軌道は太陽同期準回帰軌道なので、高緯度にある地上局ほど

通信時間を長く確保することができる。以上の点をふまえてダウンリンクには国内の増田1局と、高緯度に位置するキルナ局を合わせて使用する。

アップリンクは、適宜、キルナ局か増田1局より行う。

本衛星が通信で使用する地上局の位置を以下に示す。

1)キルナ局

北緯 67 度 52 分 59 秒 東経 21 度 3 分 38 秒

2)増田1局

北緯 30 度 33 分 7 秒 東経 131 度 1 分 2 秒

6.3.2. 通信可能時間の検討

本衛星の軌道は太陽同期準回帰軌道(高度712[km]軌道傾斜角98.4[deg])で回帰日数が8日である。さらに、キルナ局、増田1局の通信可能な仰角をとともに5~90[deg]とし、軌道計算を行う。

キルナ局、増田1局での8日間の通信可能時間の計算結果を表6-1に示す。

表 6-1 8日間の通信時間

キルナ局[sec]	44520
増田1局[sec]	16570
合計[sec]	61090

補足：増田1局と本衛星間の1パスの通信における通信可能時間は連続360秒が最短である。

6.3.3. ダウンリンクの伝送レート

軌道は太陽同期準回帰軌道で回帰日数は8日であるため、Sバンド通信系は8日間を1サイクルとして解析する。

§2-6.2節より、Sバンド通信系における1サイクルで、ダウンリンクするミッションデータ量は、 $880 \times 8 = 7040$ [MB]である。

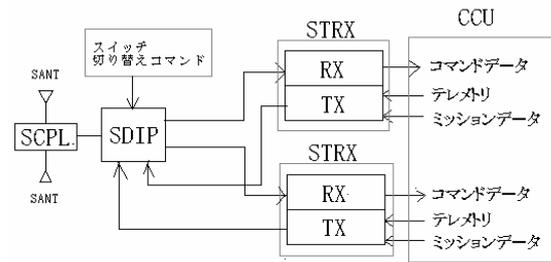
本衛星Sバンド局の通信可能時間は表6-1より約61090秒であるので、伝送レートは最低920kbps、余裕をみて950kbpsとする。この伝送レートで1日平均40枚の写真のデータを送信することができる。

またこのとき、1パスで2~3枚の写真データを送信することができる。

6.3.4. アップリンクの伝送レート

伝送レートを 200bps とする。

1 パスで送信できる最低のデータ量は前述 (§2-6.3.2 参照)の 1 パスの最短通信可能時間より、 $200 \times 360.0 = 72000[\text{bit}] = 9[\text{KB}]$ である。この時、アップリンクできるデータ量は十分である。



注) RX:受信機 TX:送信機 SCPL:Sバンドカプラ

図 6-1 Sバンド通信機器構成

6.3.5. 通信方式検討

本衛星で用いる搬送周波数帯は宇宙運用で使われる S バンドを使用し、ダウンリンク:2220MHz、アップリンク:2045MHz とする。

ダウンリンクにおいてテレメトリのデータ量はミッションデータの量と比べて小さいため、ミッションデータとテレメトリをまとめて同じ回線で伝送する。これらのデータの量は大きいので、変調方式には伝送効率、周波数利用率の高い QPSK を採用する。

アップリンクにおいては送信データ量が小さいが、確実なデータ送信が要求されるため、干渉に強い残留搬送波方式の 1 つである位相変調方式 (PM) を採用する。

以上の結果より、確保する 2 つの本衛星-地上局間における通信回線を表 6-2 にまとめる。

表 6-2 通信回線 (S バンド)

	Down link	Up link
周波数 [MHz]	2220	2045
伝送レート [kbps]	950	0.2
通信距離 [km]	712~2563	712~2563
変調方式	QPSK	PM

6.3.6. 機器構成検討

本衛星の姿勢制御は、日陰時には撮影のため、日照時には電力確保のために行われ、通信のために行くことは難しい。ゆえにアンテナは姿勢変更を必要としない無指向性にする。アンテナには小型で、構造上有利なパッチアンテナを使用する。また冗長性をもたせるために、Sバンド送受信機 (STRX) を 2 つ搭載する。Sバンド送受信機の切り替えを行うスイッチは S バンドダイプレクサ (SDIP) に内蔵する。図 6-1 に通信機器構成を示す。通信搭載機器の一覧は付録表 10-1 を参照とする。

6.4. S バンド通信系回線計算

表 6-3 に本衛星-地上局(キルナ局、増田 1 局)間の通信についての回線計算結果を示す。

表 6-3 より回線マージンは 3[dB] 以上である。さらに、PFD 制限内におさまる。よって S バンド通信系は本衛星のミッションにおける要求を満たし、実現可能である。

表 6-3 回線計算表(S バンド)

項目	単位	Down link	Up link
アンテナ間距離	km	2563	2563
搬送周波数	MHz	2220	2045
波長	m	0.14	0.15
仰角	deg	5	5
送信 EIRP	dBW	-1.6	64.0
送信機出力	dB	-1.5	-
給電損失	dB	3.0	-
送信アンテナ利得	dBi	3.0	-
ポインティング損失	dB	0.1	-
電力分配損失	dB	0.0	0.0
自由空間損失	dB	167.5	166.8
偏波損失	dB	0.0	0.0
大気吸収損失	dB	0.4	0.4
降雨損失	dB	0.0	0.0
受信 G/T	dB	21.5	-22.9
ポインティング損失	dB	0.1	0.1
受信アンテナ利得	dBi	45.4	3.0
給電損失	dB	1.0	3.0
システム雑音温度	dBK	22.8	22.8
受信 C/No	dBHz	80.6	102.5
総合 C/No	dBHz	80.6	102.5
要求 Eb/No	dB	9.6	9.6
ハードウェア劣化量	dB	2.5	2.5
符号化利得	dB	0.0	0.0
ビットレート	dBHz	59.8	23.0
変調損失	dB	4.0	4.0
要求 C/No	dBHz	75.9	39.1
回線マージン	dB	4.6	63.4
PFD (仰角 5 [deg])	dBW/4kHz/m ²	-161.5	-
PFD (仰角 90 [deg])	dBW/4kHz/m ²	-214.6	-

6.5. A バンド通信系の設計

6.5.1. A バンド通信系の諸元

衛星側、地上局側の通信系使用機器を 表 6-4 に示す。地上局側の機器については一般に市販されている製品から選んだものである。

表 6-4 Aバンド通信系使用機器

衛星側	
アンテナ	SOHLA-1搭載アンテナ
受信機	西無線製 RXE145M-101A
送信機	西無線製 TXE430MFM-211A
地上局側	
受信用アンテナ	Radix 八木アンテナ RY-430M12/V
送信用アンテナ	Radix 八木アンテナ RY-144M3
送受信機	アイコム製 IC-910D

6.5.2. 搭載するAバンド通信系機器

Aバンド通信系の、衛星搭載機器構成を 図 6-2 に示す。

6.6. Aバンド通信系回線計算

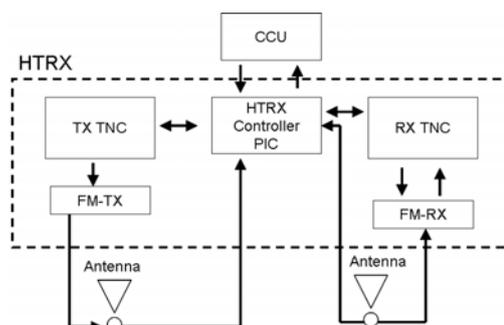
Aバンド通信系は、特に地上局の位置を特定せず、1パスの通信のみ解析する。

表 6-5 に本衛星ー地上局(LCR)間の通信についての回線計算結果を示す。

表 6-5 より回線マージンは3[dB]以上である。また受信電力はダウンリンクにおいて-120[dBm]、アップリンクにおいては-117[dBm]となり、それぞれの受信機の感度で、受信可能である。つまりAバンド通信系においてミッションは実現可能である。また、地上局側を市販のアマチュア無線機器で実現するという要求を満たす。

表 6-5 回線計算表(Aバンド)

	項目	単位	Down link	Up link
	アンテナ間距離	km	1252	1252
	搬送周波数	MHz	435	145
	波長	m	0.69	2.07
	仰角	deg	30	30
送信側	送信EIRP	dBW	8.8	15.2
	送信機出力	dBW	4.8	7.0
	給電損失	dB	1.0	0.3
	送信アンテナ利得	dBi	5.0	9.0
通信空間	ポインティング損失	dB	0.0	0.5
	電力分配損失	dB	0.0	0.0
	自由空間損失	dB	147.2	137.6
	偏波損失	dB	3.0	3.0
	大気吸収損失	dB	0.4	0.4
	降雨損失	dB	0.0	0.0
受信側	受信G/T	dB	-1.5	-16.0
	ポインティング損失	dB	0.5	0.0
	受信アンテナ利得	dBi	18.3	5.0
	給電損失	dB	0.3	1.0
	システム雑音温度	dBK	19.0	20.0
	受信C/No	dBHz	85.3	86.8
	総合C/No	dBHz	85.3	86.8
	要求Eb/No	dB	9.6	9.6
	ハードウェア劣化量	dB	2.5	2.5
	符号化利得	dB	0.0	0.0
	ビットレート	dBHz	30.8	30.8
	変調損失	dB	3.5	3.5
	要求C/No	dBHz	46.4	46.4
	回線マージン	dB	38.9	40.4



注) HTRX:Aバンド送受信機
TNC:ターミナルノードコントローラ

図 6-2 Aバンド通信機器構成

7. データ処理系

7.1. データ処理系の概要

本衛星の中央制御ユニット(CCU)は、1台の統合計算機により、テレメトリ/コマンド処理、姿勢制御処理、電力制御処理、ミッションデータの記録等、本衛星に関わる情報の大部分を処理する。

予期せぬ原因によって計算機の処理が停止した場合のために、常にプロセッサの動作状況を監視し、一定時間以上処理が停止した場合には再起動を行う。

7.2. 要求

他系からの要求を以下に示す。

電源系

- 日照時に PPT 制御演算を行うこと。

ミッション系

- 1100万画素、各画素16bitの画像を1サイクル(3周)で8枚保存できること。
- ミッションデータの送信ができない状況でも撮像を続けるために、1日(5サイクル計40枚880MB)の画像を保管できること。

7.3. データ処理系の機能

(1) HK テレメトリ処理/保存機能

テレメトリを収集し、定常運用1サイクル(3周)毎に1つのファイルにまとめ、送信可能な状態にする。

(2) ミッションデータ処理/保存機能

ミッション機器のテレメトリおよび、ミッションデータの処理/保存を行う。

ミッションデータの画像を圧縮する場合は MCU で処理されるので、CCU で画像の処理を行うことはない。

(3) コマンド処理/自動化機能

地上局から送られてきたコマンドをデコードし、適切なタイミングで各機器に送信する。

本衛星が地上局の可視範囲内かどうかによらず、ミッションを行うので、ストアードコマンド処理が不可欠であり、コマンドに従ってスケジュールを組み、GPS から得た時間を基準に各機器にコマンドを送信する。

(4) 姿勢制御演算機能

ミッション時の姿勢制御演算および、磁気トルカによるリアクションホイールの角運動量アンローディングに関する演算を行う。

(5) 電力状態監視機能

バッテリー電圧、バッテリー放電深度等を監視し、衛星が電力的に危険であると判断された場合には、衛星の生存に不必要な機器の電源を切る。

(6) PPT 制御演算機能

PCU から送られた電流値から PPT 制御に必要な演算を行い、値を PCU に渡す。

(7) プログラム書き換え機能

必要に応じて、外部 CF メモリに保存されているプログラムをオンボード FlashROM に書き込む。

(8) 各機器とのインターフェース機能

各機器との I/F 機能を有する。

7.4. 機器の選定

7.4.1. 計算機

計算機には、開発期間の短縮、および開発費の削減を見込んで民生品を用いる。設計は、計算機とインターフェース部を一体化し易いことからサイズが統一されている PC/104 規格に準じて行う。

計算機の主要部分には、十分な計算能力が得られ、浮動小数点演算が可能である SH-4 を採用する。

計算機の RAM の容量を 32MB にする。これは、撮影画像 1 枚を一時的に RAM 上に保存できるサイズである。また、RAM は三重多数決冗長とすることにより、放射線によるエラーが起きた場合に、本衛星がクリティカルな事態に陥ることを回避する。この機能により、例えば一時的に衛星が制御不能の状態に陥り、太陽光がレンズに直接入射するようなリスクを低減することができる。

さらに、ソフトウェア保存側にも放射線対策として、搭載ソフトウェアのコピーを衛星側に保存する。そして、撮影前の昼に自己チェックを行い、異常があった場合はその部分を置換する機能を持たせる。

7.4.2. 記録装置

本衛星では、駆動部を持ち気密が必要である HDD を避け、CF 型フラッシュメモリを用いることにする。

フラッシュメモリの上書きは、撮影枚数の関係から、ミッション期間中に約 3200 回行われる。これは一般的なフラッシュメモリの書き換え可能回数(10~100 万回)の 1/30 以下であり、十分である。

フラッシュメモリにはミッションデータの他、テレメトリおよびコマンドが保存される。このデータ量は非常に大きく、三重多数決は現実的でないため行わず、データの種類に応じてソフトウェア的に放射線対策を行う。

データの種別対策を以下に示す。

(1) ミッションデータ

コンポジット処理を行うことでノイズがある程度軽減され、また、SEUによる画像データのビット反転は衛星システムにクリティカルな影響を与えないため特に放射線対策は行わない。

(2) テレメトリ

ビット反転による衛星システムへの影響は無いものの、正確なデータが地上に送られるほうが望ましい。

よって、データに誤り訂正符号を付加して、ソフトウェアで監視することにより、放射線対策とする。

(3) コマンド

本衛星は原則的にストアードコマンドによって動作するため、コマンドの重要性は非常に高く、場合によってはビット反転が致命的となる可能性がある。

よって、テレメトリと同様の誤り訂正符号付加に加えて、同一のコマンドデータをメモリ上の複数の場所に保存し、誤り訂正と同時に同一性をチェックする。異なっていた場合には、他の複数のデータと比較し、ソフトウェア的に多数決を実現する。これを、放射線対策とする。

7.4.3. 機器の性能

データ処理系の主要な性能を以下に示す。

(1) 搭載プロセッサ

- ・ CPU : 32bit (動作周波数 240MHz)

(2) メモリ

- ・ RAM : 32MB(三重多数決冗長)

(3) 記録装置

- ・ FlashROM : 16MB
- ・ 外部 CF メモリ : 1GB

7.5. テレメトリ概要

テレメトリ項目数の大まかな内訳を表 7-1 に示す。

表 7-1 テレメトリ項目数一覧

	PA [byte]	AA [byte]	SD	Bi(PB/AB) [bit]
データ処理系	5	0	0	0
電力系	1	0	1	0
通信系	0	0	2	3
姿勢系	0	5	7	11
搭載・ 環境維持系	17	0	0	9
ミッション系	0	0	1	2
計	23	5	11	25

8. 放射線対策

宇宙空間では人工衛星は厳しい放射線環境にさらされるため、衛星に搭載する機器には放射線対策を施す必要がある。そこで、本衛星ではCCU・MCUに対して放射線対策を行う。

8.1. トータルドーズ対策

本衛星のミッションにおいて、トータルドーズによる影響を受ける重要な部分は CCD である。そこで、CCD の太陽側を厚さ 20[mm]のアルミで防御する。

本衛星は、高度 712[km]の太陽同期準回帰軌道を採用しているため、このシールド厚でのトータルドーズは、常に太陽活動極大期下にあると仮定しても約 3[Gy[Si]/year]まで軽減される。

それに加えて、望遠鏡のレンズが 10 枚あるため、CCD に対するトータルドーズはある程度軽減されると考えられる。

この線量をうけても衛星が正常に動作するかを厳密に保障するためには、実際に試験をする必要がある。

次節 8.1.1 にトータルドーズ試験の概要を示す。

8.1.1. トータルドーズ試験の概要

運用高度、軌道、シールド厚から運用期間中に受ける線量を求め、その線量を照射する。線源には γ 線を用いる。

線量は太陽活動極大期の値を採用する。それに加え、地上での試験の制約から線量率は宇宙の条件より大きくなるので、回復効果の面でも条件は厳しい値になる。

安全率の面からもこの条件で試験を行い、照射後、劣化の影響をみてトータルドーズに対する耐性を評価する。

試験には府大にある放射線施設を利用し、コバルト 60 を用いる。

8.2. シングルイベント対策

次に、シングルイベントは、発生する半導体部品、発生機構、引き起こされる現象により SEU、SEL、SEB、SEGR に区別される。

まず、SEU (Single Event Upset) に関して、ビット反転によるエラーが発生する可能性があるので、CCU のメモリ部分に三重多数決を採用する。

次に、SEL(Single Event Latchup)に関しては、システムが異常な電流を検知したときにリセットする自動シャットダウン機構を CCU、MCU において採用する。MCU では、過電流検出器によって CCD に過剰電流が流れるのを防ぐ。

また、SEB (Single Event Burn Out)、SEGR(Single Event Gate Rupture)に関しては、それぞれ cold standby、hot standby という対策があるが、これらは同じ構成のシステムが 2 系統必要となってくるため、設計上の制約から、対策は行わないことにする。

シングルイベントに関しても、耐性を厳密に保障するためには実際に試験を行う必要がある。次節 8.2.1 にシングルイベント試験の概要を示す。

8.2.1. シングルイベント試験の概要

SEU

まず、SEU 試験についての概要を述べる。異なった LET を持つ重粒子イオンを照射し、各 LET に対する反転断面積を求める。

得られた LET-反転断面積グラフより飽和反転

面積と LET_{th} を求め、得られた飽和反転断面積よりデバイスサイズ、 LET_{th} より臨界電荷量をそれぞれ求める。

数値計算でこれらの値を処理することによって、SEU 発生確率を求める。

SEL

次に SEL 試験について述べる。

フルエンス、照射時間、SEL 発生回数を測定し、数値計算でこれらの値を処理することによって、SEL の発生確率を求める。この際、システムが暴走した場合のためのリセット回路を組み、重粒子を当て、過剰電流が流れた際にリセットし、正常に動作するかを確かめる。

これらの試験によってシングルイベント発生確率を見積もることができ、SEU、SEL それぞれに対して対策を施すことで回避できるかを判断する。

9. 参考文献

- [1] 茂原正道鳥山芳夫 “衛星設計入門” 倍風館, 2002
- [2] 富田信之 “宇宙システム入門” 倍風館, 1994
- [3] 飯田尚志編著 “衛星通信” Ohmsha
- [4] 日本宇宙フォーラム “衛星設計コンテスト技術資料” 2003
- [5] 天文年鑑編集委員会 “天文年鑑 2006” 誠文堂新光社
- [6] “月刊 天文ガイド” 誠文堂新光社
- [7] フィッシャー/デュルベック “ハッブル宇宙望遠鏡” シュプリンガー・フェアラーク東京株式会社

10. 付録

表 10-1 搭載機器管理表

名称	略称	個数	機械的I/F		電氣的I/F			熱的I/F		備考
			質量 [kg]	寸法[mm]	定常消費 電力[W]	最大消費 電力[W]	動作 電圧[V]	動作温度範囲[°C]		
								Min	Max	
中央制御ユニット	CCU	1	2.5	150×200×130	5.1	5.5	5	-15	55	-
電力制御ユニット	PCU	1	1			4.5	5	-15	50	-
Ni-MHバッテリー	BAT	2	4	240×90×60	-	-	-	5	25	Ni-MH(Panasonic製HHR900D) 24直列×1並列 容量:9Ah 電圧:29~37V
太陽電池セル	SA		0.448	36.3×76.2(一枚)	-	-	-	-90	90	GaAS(SHARP製) 一枚あたり2.8g 184枚
Sバンド送受信機	STRX	2	2	115×150×45	-	4.0(送信) 1.3(受信)	BUS	-15	50	SOHLA-1搭載機器参考
Sバンドダイプレクサ	SDIP	1	0.35	115×75×25	-	1.3	BUS	-15	50	SOHLA-1搭載機器参考
Sバンドカプラ	SCPL	1	0.23	75×95×20	-	-	-	-15	50	SOHLA-1搭載機器参考
Sバンドアンテナ	SANT	2	0.18	直径80×10	-	-	-	-35	50	SOHLA-1搭載機器参考
アマチュアバンド送受信機	HTRX	1		170×115×91	-	9.1	7	-	-	SOHLA-1搭載機器参考
アマチュアバンドアンテナ	HANT	2		17×78×50	-	-	-	-	-	SOHLA-1搭載機器
スターセンサ	STS	2	2.2	80×100×180	-	5	5	-20	65	VECTRONIC Aerospace製
リアクションホイール	RW	4	7.2	115×115×80	4	25	5	-20	70	定常時:RWの使用は3個 VECTRONIC Aerospace製
磁気トルカ	MTQ	3	1.5	200×70×35	-	0.84	5	-20	50	
府大太陽センサ	FSS	1	0.4	80×150×40	-	1	5	-15	50	SOHLA-1搭載機器
磁気センサ	FMS	1	0.05	40×40×30	-	0.5	5	-20	50	SOHLA-1搭載機器
磁気センサ処理部	FMSE	1	0.12	80×90×70	-	1	5	-20	50	SOHLA-1搭載機器
ファイバオプティカルジャイロ	FOG	3	0.45	直径87×45	-	2.2	5			Honeywell製 GG1320 AN Digital Laser Gyro
GPS受信機	GPSR	1	0.22	50×70×40	1.5	1.8	5	55	-20	SOHLA-1搭載機器
GPSアンテナ	GPSA	2	0.03	50×45×15	-	-	-	50	-35	SOHLA-1搭載機器
GPSコンバイナ	GCNV	1	0.23	120×75×50	-	0.5	5	50	-15	SOHLA-1搭載機器
構体パネル(+太陽電池パネル)	-	-	11	-	-	-	-	-	-	-
パネル展開機構	-	2	1	-	-	5	BUS			-
ヒータ	-	-	2	-	-	18	BUS	-	-	必要時のみ
ヒートパイプ	-	4		直径10×300	-	-	-	-	-	-
CW、ハーネス	-	-	4	-	-	-	-	-	-	-
望遠レンズ	-	1	3.5	最大直径120×245	-	-	-	-10	40	PENTAX FA*300を改造
冷却CCDコンポーネント	CCC	1	1.1	100×100×77	-	12.5	12	-50	70	BITRAN製 BS-43Cを改造
ミッション機器制御ユニット	MCU	1	1	50×70×100	-	5	12	-10	40	BITRAN製 BS-43Cを改造