

宇宙線雲観測衛星

「Cosmic rays Cloud Satellite」

神戸大学 発達科学部 人間環境学科 自然環境論コース

松本明佳



ミッション部

1.1 はじめに

1990 年以前、人工衛星は大学という機関で開発できるような代物ではなかった。しかし、イギリスやアメリカの大学の小型衛星の打ち上げを筆頭に小型衛星という概念が広く認知されるようになり、日本の大学でも多くの人々の尽力により、学生が小型衛星の基礎を学ぶことは勿論、手掛ける事が出来る仕組みが整った。より安価に開発、製作し小型人工衛星をロケットの相乗りなどで打ち上げることが現実的に出来るようになり、様々な小型衛星が多く分野に渡る役割を果たしてきた。

私が今回設計を提案する宇宙線雲観測衛星(Cosmic rays Cloud Satellite)とは全球宇宙線強度観測を目的とした衛星である。衛星に搭載された宇宙線観測の検出器を用いて、地球全体の陽子、電子を識別し強度を計測する、従来の宇宙線観測衛星(SERVIS-1)で観測が行われたエネルギー範囲(0.5~10[MeV])からさらに範囲を広げ低エネルギーから高エネルギー(数百 MeV まで)の宇宙線を観測することをミッションとする。しかし、これはあくまで Flux(強度)のみの観測であり、エネルギー分解能は求めないこととする(確率分布を作成することは可能)。検出器の内容については後に詳しく説明する。

1.2 研究の背景

1.2-1 銀河宇宙線(GCR)

まず観測する銀河宇宙線(GCR: galactic cosmic ray、今後特に指示が無ければ宇宙線と呼ぶ)について説明する。地球に到来している宇宙線の大部分は、天の川銀河内の超新星残骸から発生した高エネルギーの荷電粒子で、一次宇宙線のほとんどがH 原子から放出された陽子、他に電子、重粒子、アルファ粒子がある。地球に到達するまで

にこれらの宇宙線は太陽活動や、地磁気の影響を受ける。これは宇宙線が荷電粒子であるためである。

太陽活動

太陽活動の周期は11 年である。実は、地球に降り注ぐ宇宙線の量はこの周期と同じ周期で変化することが分かっている。太陽活動が活発なときは、太陽活動による宇宙線の量は減少し、反対に太陽活動が活発でないときは宇宙線の量は増加する(figure.1 参照)。これは太陽活動が活発であるときは太陽の磁場が発達するため、地球方向に向かってやってくる宇宙線が遮られるためである(figure.2 参照)。

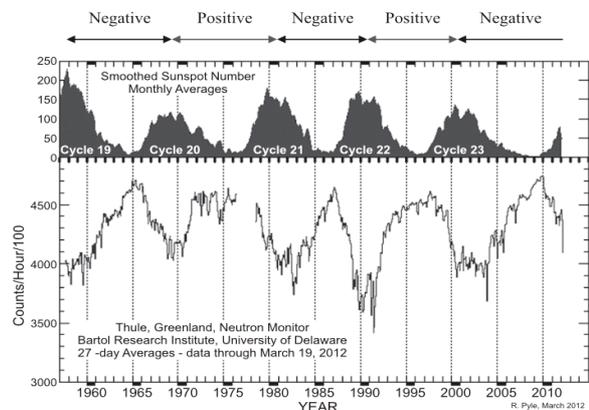


figure1. 太陽活動周期[4]

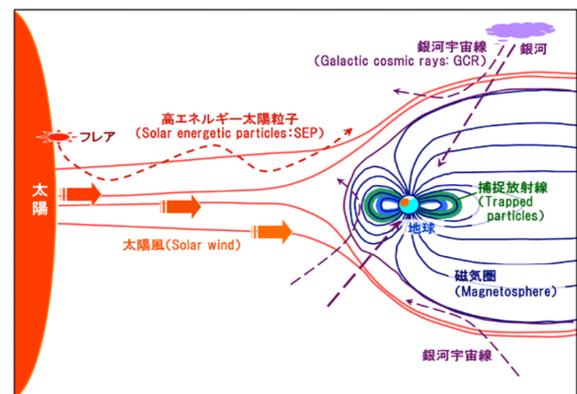


figure 2. 地球を取り巻く宇宙放射線環境の概略図

フォーブッシュ現象

地球に到来する宇宙線の量を変化させる要因に太陽活動が関係しているフォーブッシュ現象がある。これは地球に到来する宇宙線が、ある日急激に減少し、数日かけて徐々に回復する現象で、この現象は1937年にスコット・フォーブッシュによって発見された。この現象は1年に数回程度しか起こらない為、この現象を観測する為には連続的に長期観測を行う必要がある。

地球磁場

さらに地球の場所によって地球磁場の強度が異なっているため、宇宙線の強度には場所依存性がある。主に、地磁気が地表に向かう高緯度付近に入射する宇宙線の量は多い。特殊な例を挙げると、ブラジル付近は比較的地球磁場が弱く、入射する宇宙線の量が多いことで知られている(South Atlantic Anomaly, SAA) figure.4 参照。これらの場所的の条件を考慮した宇宙線が雲形成に及ぼす影響については未だ検討されていない。

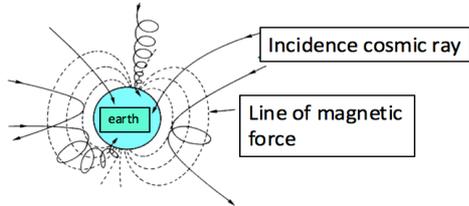


figure3. 地球磁場の概略図[9]

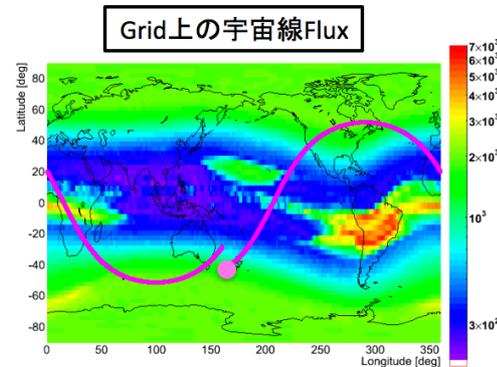


figure4. 陽子の強度分布(CALET)高度400km[26]

さらに銀河宇宙線には強度による異方性があるということが最近の研究によって分かってきた。この異方性を理解することで今まで我々が観測することの出来なかった天体などが発見されるかもしれない。今回の衛星はここまでのエネルギーを測ることは出来ないが、将来的に測ることが可能になるようにまずはFluxを計測することから始め、小型衛星での技術確立を行っていきたい。

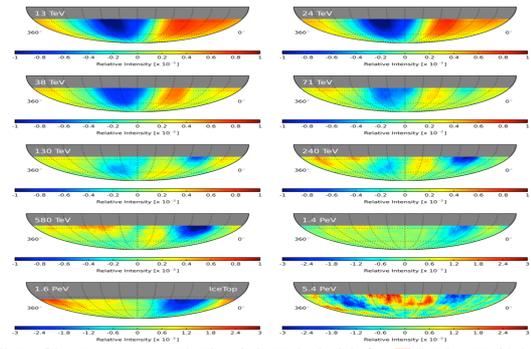


Figure 4. Relative intensity maps in equatorial coordinates for the energy bins depicted in Section 3.2. The golden energy of the data shown in each map is indicated in the figure left. Maps have been smoothed with a 20° smoothing kernel. The dark blue maps are shown on a different relative intensity scale. The map at 1.6 PeV in the lower left panel is based on IceTop data. All other maps show IceCube data.

figure5. IceCube 実験から得られた宇宙線強度の違いによる異方性の確認[13]

以下に地上で観測されている宇宙線のエネルギースペクトルを示す。今回観測を行う高度は400kmである。宇宙線は地球の磁場効果を受け、大気を通過するまでにエネルギーを失う、この高度、磁場に対して宇宙線のエネルギー限界をcut of rigidityという。これはおおよそ見積もって400kmの高度では1GeVの宇宙線が限界であるとされている。

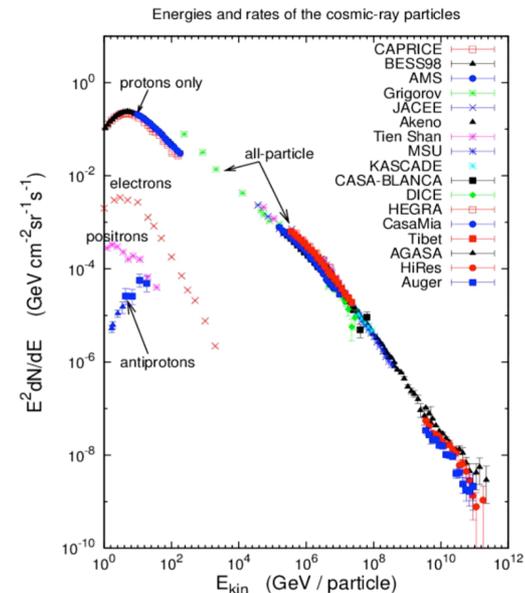


figure6. 宇宙線のエネルギースペクトル[1]

1.2-2 雲・エアロゾル

次にエアロゾルについて説明する。エアロゾルとは「気体の媒質中に固体または液体が分散しているコロイド系」のことであり、エアロゾル粒子とは「気体とその気体中に浮遊する固体もしくは液体の粒子」である。

エアロゾル粒子は雲核として働くため、雲の光学的特性や寿命を変化させる。個々のエアロゾルの光学特性は現時点で分かっていることは少なく、粒子がどのように

分布しているのか、さらに量を定量的に測るということもされていない。地球全体としてのこれらの効果(放射強制力= ある要因が地球の放射エネルギー収支に対して与える影響を W/m^2 の単位で表したものは推定の枠を超えていない (figure 7 参照)。エアロゾルの効果は負の放射強制力を示し、冷却化に寄与すると考えられる。以下に示した要因の中でも雲とエアロゾルの効果に関してはエラーバーが大きく、これらの要因についての理解が低いことが示されている。気候変動モデルにおいては、雲とエアロゾルの効果に対する理解の低さや情報の不足が、大きな予測の不確実性につながっていると考えられる。

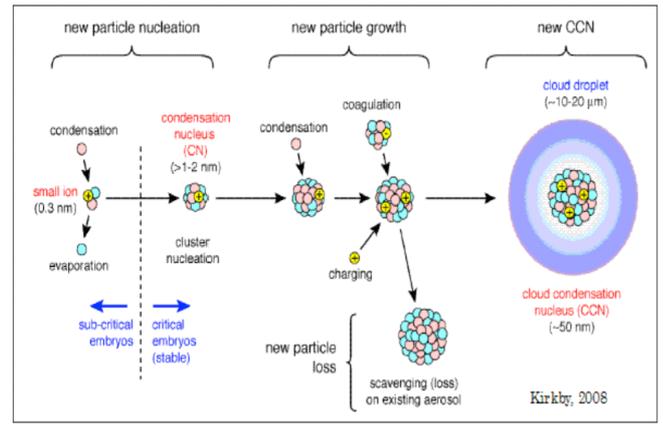


図 1.2 宇宙線の電離作用によって生じるイオンによる雲核の生成過程

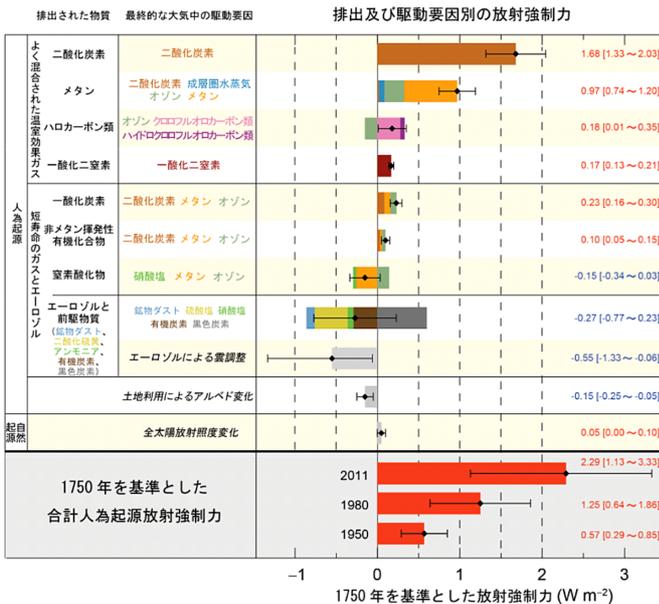


figure 7. 気候変動をもたらす主な駆動要因の、1750年を基準とした2011年における放射強制力の推定値と要因ごとに集計された不確実性[10]

エアロゾルには自然、人為由来のもの(硫黄化合物や窒素化合物粒子、炭素化合物粒子(OCや元素状粒子(EC))、自然起源の土壌粒子や火山噴出物)と海洋由来のもの(海塩粒子、硫酸塩粒子)が存在する。地球上のエアロゾルの発生量は、海塩粒子が年間3,340Tg(1012g)とエアロゾル成分の中で最も大きく、鉛粒子発生量は年間2,150Tgと自然起源、人為起源を含めて海塩粒子に次いで二番目に大きい。しかしながら figure 8 のデータには海洋エアロゾルについては考慮されていない。論文の筆者も言及しないと述べている、果たしてそれでよいのだろうか。

海洋エアロゾル観測は観測所を設置することが難しいことからあまり観測されていない。さらに現在の地球のエアロゾルを観測している衛星の技術では、海洋エアロゾル分布を測定してはいるが、十分な精度を持っていない。しかし、次期衛星で精度の高いエアロゾル、雲観測を行う予定のものがある。

Figure 8. 宇宙線の電離作用によって生じるイオンによる雲核の生成過程[11]

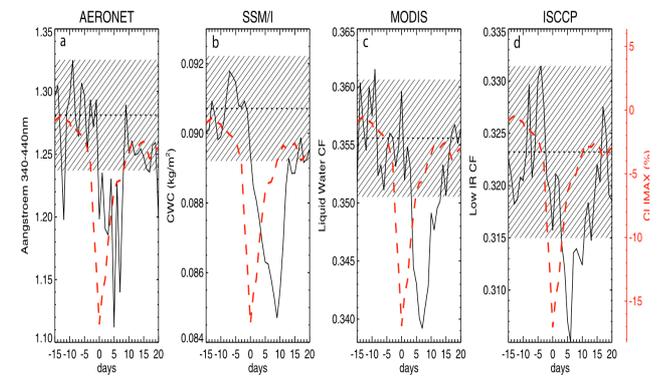


Figure 1. The evolution of (b) cloud water content (SSM/I), (c) liquid water cloud fraction (MODIS), and (d) low IR-detected clouds (ISCCP) is here averaged for the 5 strongest Forbush decreases that their data sets have in common (order numbers 1, 3, 4, 6, and 7 in Table 1) and is compared with (a) the corresponding evolution of fine aerosol particles in the lower atmosphere (AERONET). In (a) each data point is the daily mean from about 40 AERONET stations world-wide, using stations with more than 20 measurements a day. Red curves show % changes in GCR neutron counts at Climax. The broken horizontal lines denote the mean for the first 15 days before the Forbush minimum, and the hatched zones show $\pm 1\sigma$ for the data, estimated from the average variance of a large number of randomly chosen periods of 36 days of each of the four data sets. The effects on clouds and aerosols are not dominated by any single event among the 5 averaged. Examples of SSM/I data for several individual events are shown in the auxiliary material.

figure 9. フォーブッシュ現象による宇宙線とエアロゾルの相関[5]

宇宙線とエアロゾルの関係

霧箱というものをご存知だろうか、霧箱は水などで飽和状態の箱の中に宇宙線のような荷電粒子が入射すると電離作用を起こし、空気中の水分が水滴となり、宇宙線の飛跡を目視で観測することが出来るものである。これと同じ原理で宇宙線は大気中の物質と反応して(電離させて)大気中にイオンを生じさせる。荷電粒子は物質中に入ると物質中の原子と電磁相互作用をすることによりエネルギーを失う。このエネルギー損失はほとんど物質中の分子に束縛された電子をイオン化することに用いられる。ここでのイオン化は、物質(大気)中で束縛された電子が物質中に入ってきた荷電粒子から相互作用によりエネルギーを受け取り、束縛から解き放たれて運動することである。このエネルギー損失は Bethe-Bloch の式によって記述される

$$-\frac{1}{\rho} \frac{dE}{dx} = D \frac{Z}{A} z^2 \frac{1}{\beta^2} \left(\ln \left[\frac{2mc^2 \beta^2}{I(1-\beta^2)} \right] - \beta^2 - \frac{\delta}{2} \right) \quad (\text{MeV cm}^2/\text{g})$$

- A: 標的の質量数(g/mol)
- : アボガド定数 (原子数/mol)
- δ : 密度効果(数パーセントの補正項)
- ρ : 標的物質の密度 (g/cm³)
- Z: 標的の原子番号 (電子数/原子数)

宇宙線(荷電粒子)は密度の大きい物質中ではエネルギー損失は大きくなる。そのため密度の大きい物質中では宇宙線の飛程距離は短くなる。そのため密度の大きい物質中では宇宙線の飛程距離は短くなる。そのため密度の大きい物質中では宇宙線の飛程距離は短くなる。そのため密度の大きい物質中では宇宙線の飛程距離は短くなる。

これらの計算から宇宙線からやってくる宇宙線が大気中の分子を十分に電離するエネルギーを持っていけば、大気中のイオンの量は増加する。ちなみに大気中を通過する間に宇宙線は1g/cm²あたり約2 MeVのエネルギーを物質との相互作用によって損失している。

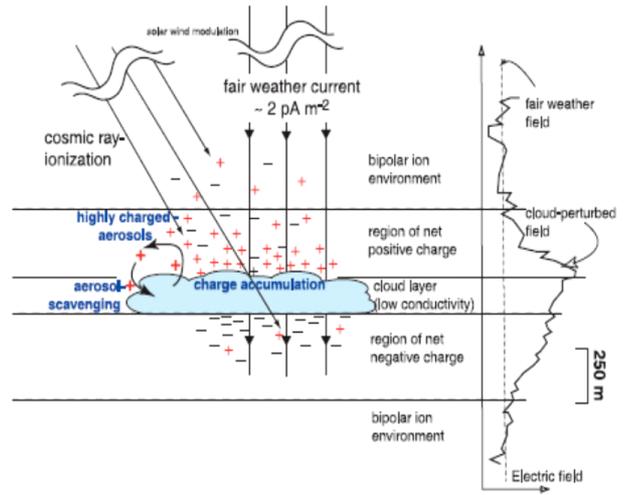


Figure11. 宇宙線が雲形成に与える影響メカニズム

1.2-3 宇宙線と雲

このように宇宙線は地球上の気候に何らかの影響を与えているのではないかと推測できるが、その結論はまだ出ていない。

宇宙線と雲の関係について 1997 年に Henrik Svensmark という宇宙物理学者がある一つの説を導き出した。大気高度 3.2km 以下において宇宙線の量(the record of monthly variations in cosmic-ray counts at the Huancayo station)と雲の覆度率(the International Satellite Cloud Climatology Project,ISCCP)には相関があるため、宇宙線は雲形成に相関があるほどの影響を与えているという主張である。以下の figure14 に示すのがその相関を示したグラフである。

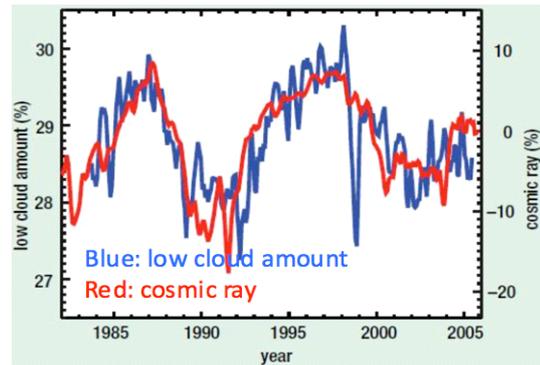


figure12.月間雲の覆度(高度 3.2 km 以下)と宇宙線変化量 [2]

しかし、3.2km 以上の高度になるとこの相関は見られない。むしろ逆相関となっている箇所さえある(以下に示す figure15)。

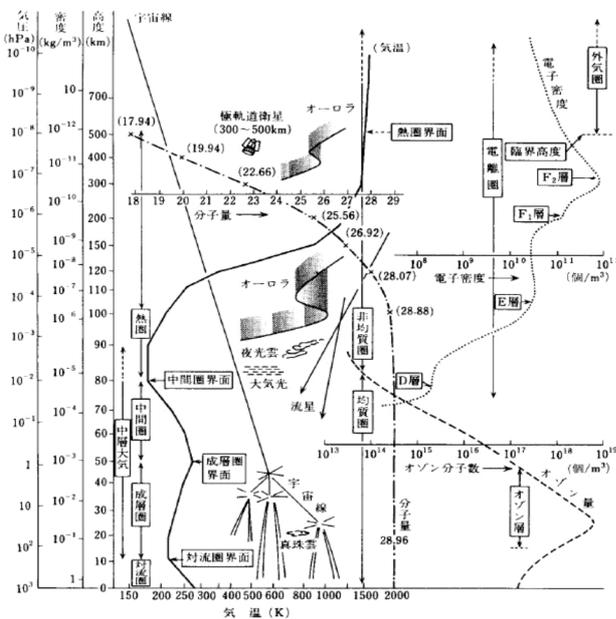


figure10. 大気構造『基礎気象学』図1.2

さらにこの大気中のイオンから生じたエアロゾルも宇宙線の量と相関があるという結果が地上観測のエアロゾルと宇宙線のデータから導かれた(参照)。

大気中でつくられたイオンがエアロゾルの成長を促すことで雲量の変化をもたらす、地球気候の変動に影響を与え得ると考えられている。さらに宇宙線がどのように大気中のイオンに影響を与えるのかどうかについて、室内実験も行われているしかし、この実験では完全に移行ゆく大気の状態を再現できていない、よってイオン生成の理論値と観測地に誤差が生じている。これは宇宙線とイオンの関係が大きな不定性を孕んでいるということを示している。

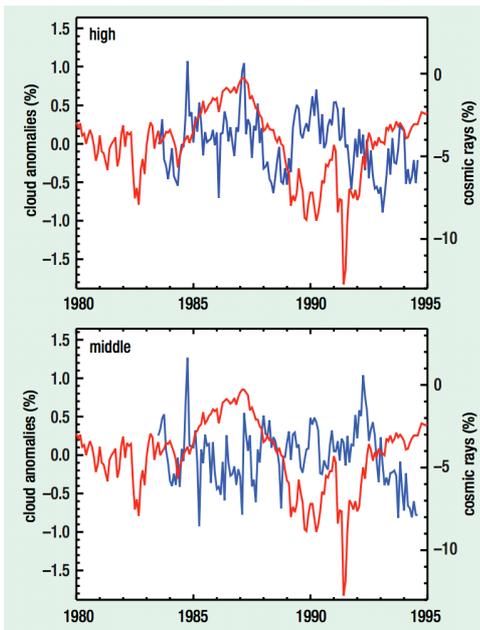


figure13 .月間雲の覆度(高度 middle : 3.2-6.5km、high : 6.5km 以上)と宇宙線変化量[2]

これらの結果は現在の雲形成理論に様々な論争を引き起こしている。実際のところ宇宙線が雲形成に寄与しているかどうかははっきりと分かっていない。

この衛星では今後の宇宙気候学だけでなく地球科学や気候学など様々な分野に我々の衛星の観測データが利用できると考え、衛星のミッションを設定した。衛星の具体的なミッションについて以下に述べる。

1.3 ミッション内容

ミッションの内容を簡単に述べる。

- 低高度極軌道での観測による宇宙線 Flux 全球マップの作成(太陽極小期と太陽極大期)
- フォーブッシュ現象のデータ取得
- 衛星用機器の宇宙での放射性耐久・技術試験(今回 MPPC の性能評価を行う)

以上には衛星単体で行うミッションについて述べたが、最終的に宇宙線と雲、エアロゾルが明らかな相関をもつのかという結論を出したい。このミッションを解決するには、他の衛星のデータと連携を取る必要が生じる。私はその衛星が2018年打ち上げ予定の雲・エアロゾル観測衛星 EarthCARE であると考えている。つまり、CCS 小型衛星は EarthCARE の補助衛星という立場をとる。

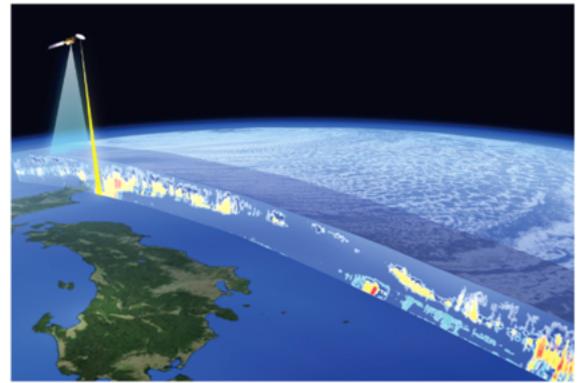


figure14 . EarthCARE 搭載装置 CPR および ATLID の同時観測による雲の鉛直断面の観測イメージ[14]

EarthCARE の観測対象は以下の通りである。

- エアロゾルの分布および特性
- エアロゾル層の発生状況と、それらにおける消散係数および境界層高度の鉛直プロファイル
- 人為起源・自然起源の吸収性、および非吸収性エアロゾルの有無
- 雲の分布および特性
- 雲の重なりを含めた鉛直分布における境界高度(雲頂・雲底高度) Height resolved fractional cloud cover and cloud overlap.
- 雲の対流運動や氷晶の沈降を推定するための鉛直速度
- 観測高度 : ~12/16/20 km
- 観測分解能 : 鉛直 500m(100m 毎サンプル)、水平 500m

2. 得られる成果

最初に、宇宙線雲観測衛星(CCS)のミッションを説明するために宇宙線と雲の関係について多くの内容を説明したが、これは最終的に宇宙線と雲、エアロゾルの定量的な観測を行う必要性を認識してもらうためである。

この CCS 小型衛星のミッションは以下の宇宙線に関する問題を解決する。

- EarthCARE 衛星の雲・エアロゾルデータと宇宙線 Flux データのマッチングによる、宇宙線が雲形成に与える影響の定量的な観測
- 宇宙線による雲生成仮説の検証。

地球に入射する宇宙線のほとんどは陽子である。我々の宇宙線観測衛星はこれらの全球における Flux を観測する。全球で宇宙線観測を行うことによって宇宙線 Flux の場所依存性が明らかになる。そして宇宙線がエアロゾルの種類ごとに雲形成に及ぼす影響を考察し、宇宙線が地球環境に与え得る影響についての確かな結論を得る。

エアロゾルの正確な地球上での分布は今まで得られていなかった。宇宙線の全球分布のデータとこれらのデータを突き合わせるにより、場所的にも時間的にも宇宙線が地球の気候にどのように影響を与えているのかということが初めて定量的に分かる。

さらに、小型衛星はそれぞれの機能・性能の面で制約を受けるが、開発期間が短く、低コストであるという利点を活かし、大型衛星(ここでは EarthCARE)の補完的役割の早期実現が期待できると考えられ、実現できるミッションの可能性も広がる。この宇宙線観測衛星(CCS)は2回に時期を分けて打ち上げることを計画している。これは地球に到来する宇宙線の量が太陽活動に影響を受けることから、太陽活動極大期と極小期の両方の宇宙線のデータを得るためである。太陽周期11年間をずっと衛星で観測するのは、運用のコスト面でも負担が大きい。しかし、小型衛星であれば低コストで効率良くデータを収集することが出来る。

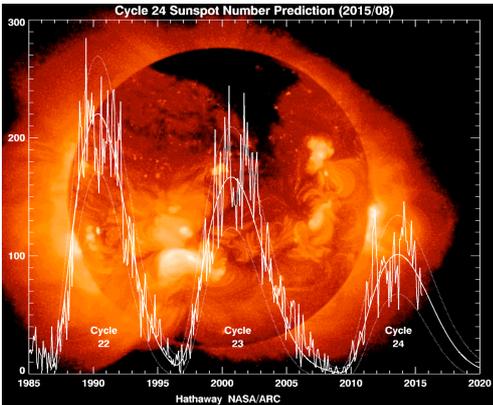


figure15. 太陽活動周期予想[6]

表1. 宇宙線観測衛星概要

目的	・宇宙線全球観測 ・EarthCARE雲、エアロゾル観測データと宇宙線相関の定量的マッチング
形状	貼り付け型太陽電池パドルを有する箱型(50×50×50cm)
質量	40g(37kgマージン)
運用軌道	高度400kmの太陽準回帰周期、極軌道
運用期間	1年間
姿勢制御方式	3軸姿勢制御
搭載観測機器	・宇宙線検出器(シンチレーションカウンター、MPPC)
打ち上げ予定日	1回目2019年(太陽極小期)
	2回目2030年予定(太陽極大期)

3. 主張・独創性・社会的効果

この宇宙線観測衛星を打ち上げたことにより、現在の宇宙線と雲の関係の仮説に終止符を打つことが出来ると考えられる。

今まで、宇宙線を観測した衛星は多くあるが、地球観測分野と融合させた宇宙線観測衛星は他にあまり無い。更

に、今回は今まで観測されていなかったエアロゾルの詳細なデータと照らし合わせることで、地球の気候メカニズムを宇宙線観測の面から解明する一歩となるかもしれない。

4 ミッション部の構成

4.1-1 ミッション部

放射線検出器には GM 計数管、シンチレーション検出器、電離箱、比例計数管、半導体検出器など様々な種類のものがあり、それぞれ長所、短所特徴がある。本衛星では各種放射線検出器のうち、シンチレーション検出器を用いる。さらに以下に本衛星で放射線観測に用いる主に3つの検出器を説明する。

4.1-2 プラスチックシンチレーター

プラスチックシンチレーターは、プラスチックのベースに有機シンチレーターを混ぜ込んだものである。この中に荷電粒子(陽子、 μ ±粒子、 π ±中間子、電子、陽電子など電荷をもつ素粒子)が通過するとシンチレーション光を発生する。ベースの種類には、ポリスチレン、ポリビニルトルエン、ポリフェニルベンゼンなどがある。

また、多くの場合シンチレーターの他に POPOP などの波長変換材も混ぜられている。波長変換材があることによって、通常反射条件を満たさずファイバーの外に出ていく光を波長変換材が吸収し、等方的に再発光することにより全反射の条件を満たすもののみを伝搬させることが出来る。

プラスチックシンチレーターの利点

- ・ 低コスト
- ・ 製造、加工が容易
- ・ 無機結晶のシンチレーターと比べ、大型のものを簡単に安価につくることができる(必要な分光検出器の数を減らせる)
- ・ シンチレーション光の発光速度が速い

プラスチックシンチレーターの欠点

- ・ 無機シンチレーターと比べてエネルギー分解能がやや劣る。(同様のエネルギー分解能を求めようとすると、鉄、鉛などとサンドイッチ構造にする必要がある。

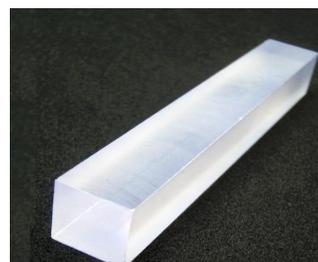


figure16. プラスチックシンチレーター

4.1-3 カロリメーター

カロリメーターは入射粒子のエネルギーを測定する役割を担う。飛跡検出器(今回はシンチレーションファイバブロック)と合わせることで粒子の種類を識別できる。本来は入射した粒子全体のエネルギーだけでなく個々の粒子のエネルギーを分解できる優れたエネルギー分解能が要求されるが今回は要求しない。また、空間分解能も優れていることが望ましい。

本衛星ではプラスチックシンチレーションファイバーの周りに(Pb: 鉛)を囲う構造にし、ファイバーのみの吸収率を用いてカロリメーターを用いる。

4.1-4 シンチレーションファイバー(宇宙線到来方向・入射位置・粒子識別)

シンチレーションファイバーとは光ファイバーのコア部をプラスチック系、ガラス系、有機液体系シンチレーター材で置換し、シンチレーターと光ファイバーの両方の特性を兼ね備えた放射線イメージセンサーである。プラスチックシンチレーターと同様に、この中を荷電粒子(陽子、 μ ±粒子、 π ±中間子、電子、陽電子など電荷をもつ素粒子)が通過するとシンチレーション光を発生する。発生したシンチレーション光をファイバー内で全反射を行うことによって、情報を損なうことなく遠方まで伝送することが出来る。

シンチレーションファイバーの種類には、光信号が通過するコア材にアクリル、コア材を覆うクラッド材にフッ素樹脂を用いた光ファイバーは石英系の光ファイバーに比べ安価で、曲げに強く折れにくいという特徴がある。また、他のファイバーと異なり大口径で、ファイバー径が1mm、コア径が0.98mm のものが主流で、端面の多少の汚れや傷、光軸のずれがあっても伝送が可能で、安く作ることができ、加工に高度な技能を要しない。

一つのファイバーがカバーする面積は小さいため、それを多数並べ1枚のシート状にしたものをシンチレーションファイバーシートという。さらにシンチレーションシートをいくつか重ねて固まりにしたのをシンチレーションファイバブロックという(figure20 参照)。今回はシンチレーションファイバーを交互に格子状に並べ、2方向の読み取りを可能にする。このシンチレーションファイバブロックは大学に工作施設が存在する為、自ら作成する予定である。荷電粒子の通過した飛跡がファイバーの端で光として連なって見え、この光の情報から飛跡の入射方向、粒子識別、エネルギー分解を行う。



figure17. シンチレーションファイバブロック

MPPC については次に詳しく説明するが、MPPC は蛍光時定数の長い(300-1000nsec)シンチレーターと同時に用いる場合はダークノイズの影響が深刻となる。MPPC のような素子と同程度に速いプラスチックシンチレーターが適していると考えられる。

本衛星では株式会社クラレ(kuraray)のプラスチックシンチレーションファイバー(PSF)SCSF-78 を用いる。これは実際に放射線計測、ダークマターの検出素材としても用いられている。

今回 PFS の Multi-Cladding(M)を用いたのは Multi-Cladding(M)の方が Single Cladding(M)よりも発光効率が良いためである。減光時間は同じである。さらに直径が0.2mm と一番小さいものを用いたのは、ファイバーの直径が小さいものの方が、飛跡の角度分解能が良くなり、飛跡の粒子識別を行う際にも飛跡の細かい情報を得ることが出来るため、有利であるためである。

このファイバーの宇宙線のエネルギーに対する光量の対応の詳細は実際にMPPCで検出して試験を行い評価する必要がある。



figure21. プラスチックシンチレーションファイバー[21]
MPPC (Multi-Pixel Photon Counter) (光電子増倍)

表2. プラスチックシンチレーションファイバーの緒言[21]

PCF(SCSF-78)製品内容		
原料	フッ化ポリマー	
クラッド	複数クラッド使用	
密度(g/cm ³)	1.43	
反射率	1.42	
直径(mm)	0.2	
テストファイバー(1mm)試験	波長ピーク(nm)	450
	崩壊時間(ns)	2.8
	特徴	高い光量

4.1-5 MPPC

MPPC は浜松フォトニクス社が開発を行い、複数のガイガーモードアバランシェ・フォトダイオード(APD)のピクセルから成る新型の光検出器で、現在も多くの研究機関で研究開発が行われている。以下にMPPC と他の光検出器の比較を示す。MPPC に至った理由は宇宙環境で使用された実績が無いという事実を除けば性能は他の光検出器よりも条件がかなり良いと判断したためである。

表3 MPPC と他の光検出器の比較(オレンジで示しているのは利点)

	PMT	MPPC	Photodiode
大きさ	15cm 程度(大きい)	1mm~1cm(小さい)	2cm~3cm(小さい)
変換効率	悪い	良い	良い
増幅効率	かなり良い	良い	悪い
磁場による影響	受ける	受けない	受けない
必要電圧	1800~2000V(高い)	70V 程度(低い)	20V 程度(低い)
宇宙環境実績	あり	なし	あり

MPPC の長所

- 低電圧で動作可能 (~ 70V)
- 小型、軽量
- 磁場の影響を受けない
- 優れたフォトンカウンティング能力
- 高いGain が得られる(10⁵~10⁶)

MPPC の短所

- 大光量に対して信号は非線形性

MPPC は 70V 前後の印加電圧で PMT(光電子増倍管: Photon Multiplier Tube)に匹敵する 100 万倍の増幅機能を持つ。

今回衛星に搭載する予定のMPPCは浜松フォトニクスの精密計測用 MPPC S13360-2050VE (TSV タイプ)・2 mm×2mm である。これは高エネルギー検出、および微弱光検出器に用いられている実績がある。

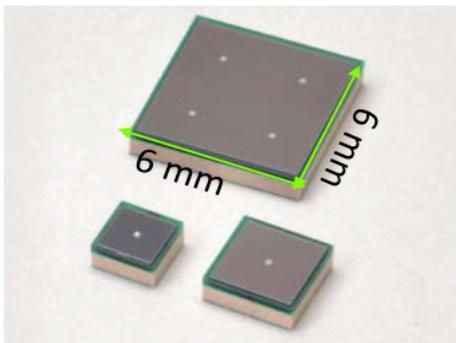


figure22. 浜松フォトニクスの精密計測用 MPPC S13360-2050VE (TSV タイプ)[19]

表4. 浜松フォトニクスの精密計測用

MPPC S13360-2050VE (TSV タイプ)製品データ[19]

型名: S13360-6050VE		
有効受光面サイズ(mm)	6.0 × 6.0	
ピクセルピッチ(μm)		50
ピクセル数(1 ch 当たり)		14336
開口率(%)		74
窓材	エポキシ樹脂	
窓材屈折率		1.55
動作温度 Topr(°C)	0~+40	
保存温度 Tstg(°C)		-20~+60
リフローはんだ付け条件	ピーク温度: 240°C 回	
感度波長範囲 λ (nm)	320~900	
最大感度波長 λ p(nm)		450
検出効率 PDE λ = λ p(%)		40
ダークカウント	Typ(kcps)220 Max(kcps)660	
端子間容量 Ct (pF)		140
増倍率 M	1.7 × 10 ⁶	
降伏電圧 VBR(V)	53 ± 5	
推奨動作電圧 Vop(V)	VBR+3	
推奨動作電圧の温度係数 Δ T Vop(mV/°C)		54

Gain

ここでGainとはアバランシェ増幅による信号の増幅率のことである。

$$Q = eG \cdots \textcircled{1}$$

Gain : G

- 出力信号の電荷量 : Q
- 素電荷 $1.6 \times 10^{-19} \text{ C} : e$

ガイガーモードにおいて 1 ピクセルで増幅される電荷は②式で表される。

$$Q = C(V_{\text{bias}} - V_0) \cdots \textcircled{2}$$

- ピクセルの電気容量 : C
- 逆バイアス電圧 : V_{bias}
- ブレイクダウン電圧 : V_0

よって Gain は③式で表される。

$$G = (V_{\text{bias}} - V_0) \cdots \textcircled{3}$$

光子検出効率(Photon Detection Efficiency:PDE)

光子検出効率とは、単一講師の入射に対してそれを検出する確率にことである。光子の入射時に発生した電子全てが検出できるレベルのパルスになる訳ではない。バイアス電圧を高くするほど光子検出効率は高くなる。
光子検出効率 = 量子効率 × アバランシェ効率 × 開口率 $\cdots \textcircled{4}$

- 量子効率 QE : 光子の入射による正孔と電子の対生成が起こる確率。波長依存性を持ち、値はおおよそ 0.5~0.8 である。
- アバランシェ効率 ϵ_{Geiger} : アバランシェ増幅が起こる確率。バイアス電圧依存性を持ち、値はおおよそ 0.6~0.8 である。
- 開口率 ϵ_{pixel} : ピクセルサイズに対する受光面のサイズの割合。ピクセルごとを絶縁する物質の部分が光に対して不感領域となる。一般的に、ピク

セル数が多くなるほどこの絶縁部分の面積が増え、 ϵ_{pixel} は小さくなる。典型的には ϵ_{pixel} の値は 0.3~0.7 である。

MPPC の温度依存性

MPPC は半導体素子であるため、少なからず温度の影響を受ける。

- ・光子検出効率の温度依存性

光子の入射は離散的な事象より、ポアソン分布が適用され、以下の式で表される。

$$P(k) = \frac{\lambda^k e^{-\lambda}}{k!}$$

- ・ λ : 入射する平均光子数
- ・ k : 実際に入射する光子数

(光子検出効率: $f = 100\%$ のとき)

現実的に f が 100% でないとき、 k 個の光子が検出される確率は、実際には $k+i$ 個の光子が入射し、 i 個の光子が検出されなかった事象を考慮する必要がある。 i 個の光子が検出されずに k 個の光子だけが検出される確率 P_i は次式で表される。この式は $f = 100\%$ でも成り立つ。

$$P_i(k) = \frac{\lambda^{k+i} e^{-\lambda}}{(k+i)!} \times \frac{(k+i)!}{i!(k+i-i)!} (1-f)^i f^{k+i-i}$$

入射した光子 $k+i$ 個の内 i 個の光子がそれぞれ $(1-f)$ の確率で検出されない場合の二項分布現象である。

以上の 2 式より光子検出効率が f の場合に k 個の光子が検出される確率は次式で表される。

$$\begin{aligned} P(k) &= \sum_{i=0}^{\infty} \frac{\lambda^{k+i} e^{-\lambda}}{(k+i)!} \times \frac{(k+i)!}{i!(k+i-i)!} (1-f)^i f^{k+i-i} \\ &= \frac{(f\lambda)^k}{k!} \sum_{i=0}^{\infty} \frac{\lambda^i e^{-\lambda}}{i!} (1-f)^i \\ &= \frac{(f\lambda)^k e^{-f\lambda}}{k!} \end{aligned}$$

ダイナミックレンジ

MPPC の全ピクセル数に対して入射光子数が多くなると、一つのピクセルに二つ以上の光子が入射することがある。各ピクセルは入射光子数によらず出力信号の大きさは一定なので、光子検出の線形性が低下することになる。応答があるピクセル数は次式で表される

$$N_{\text{fired}} = N_{\text{total}} \left[1 - \exp\left(-\frac{N_{\text{photon}} \times \text{PDE}}{N_{\text{total}}}\right) \right]$$

N_{fired} : 信号を出したピクセル数

N_{total} : 全ピクセル数

N_{photon} : 入射光子数

時間分解能

MPPC の信号出力には従来の光検出器と同様に時間の揺らぎが存在する。二つの光子がある時間差を持って異なるピクセルに入射した場合、この揺らぎ以下の時間差は見分けることが出来ない。これを見分けることの出来る最小の時間差が時間分解能である。時間分解能は MPPC の製品によって異なる。しかし、MPPC は比較的高い時間分解能を持っており 100psec 程度である。ちなみに従来の PMT が時間分解能 250psec である。

クロストークレート

MPPC にはピクセルごとのクロストークが存在する。クロストークレートとは 1 つのピクセルがガイガー放電したとき、それによって別のピクセルもガイガー放電してしまう現象である。

この原因はガイガー放電の際にフォトンが放出され、それを別のピクセルが検出しガイガー放電を起こすことである。このように 1 つのピクセルがガイガー放電したときにクロストークを起こす確率をクロストークレートと定義する。この数値はおおよそ 0~0.3 である。

アフターパルス

MPPC の 1 つのピクセルがガイガー放電したときにピクセル内に電子-ホール対が残留し、ガイガー放電が終了した後もう一度同じピクセルがガイガー放電を起こす現象である。アフターパルスはクロストークと違ってガイガー放電が終了してからではないと起こらないため最初のパルスとオーバーラップして見えることは無く、また最初のパルスと次のパルスとの時間差は 100ns ~ μ s のオーダーである。

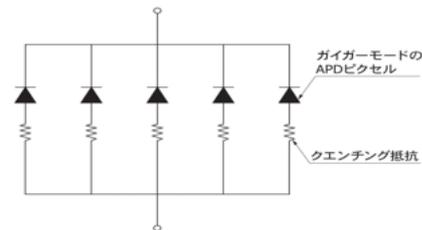


figure23. MPPC の内部回路

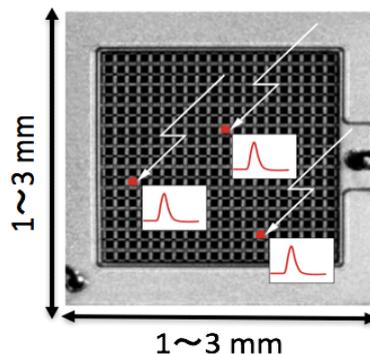


figure24. MPPC によるフォトカウンティングのイメージ検出器の全体像

4.1-6 本衛星の検出器

これらの検出器を組み合わせることで一次宇宙線の飛跡を3次元的に捉え、粒子の識別、カウントを行い、エネルギーを測定することが出来る。具体的に宇宙線検出器に求められる性能を以下に示す。

- ・陽子、電子の識別
- ・エネルギー範囲(200[MeV]以下 cut)
- ・陽子のFlux観測

これらの性能および信頼性の評価は今後検出器を開発していく中で詳細な試験を行い、原理的に確立を行い、確認していく必要があると考えられる。

まず、陽子と電子の識別であるが、これらの電離損失の違いを利用して、電子と陽子の識別が可能である。電子の質量は陽子の約2000分の1であり、このような電子の電離損失は約2MeV/cmである。これは陽子の電離損失に比べ小さいため、電子によるシンチレータ(ファイバー)の発光は陽子に比べ暗くなる。この数倍程度の光子数の違いを有意に検出することが粒子識別を行う為に求められるが、優れた光子計数能力を持つMPPCであれば可能である。

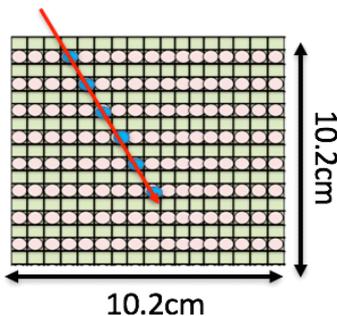


figure25. 検出器の断面図(ファイバー直径 6mm 面:ピンク色)ファイバーは直交しているため緑の部分はファイバーの横面

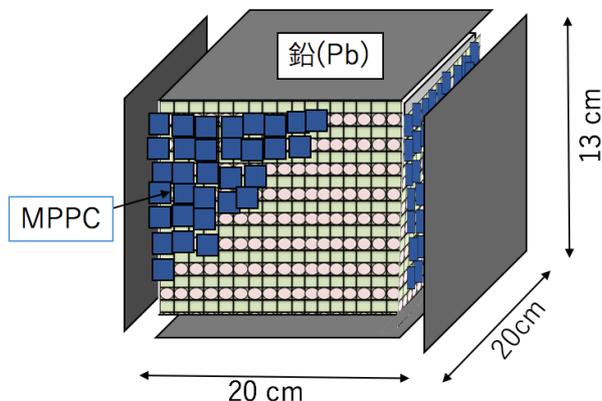


figure.26 検出器の全体図

以下に、ISSでプラスチックシンチレーションファイバーとPMTを用いて宇宙線を観測しているSEDA-APの検出結果を以下に示す。本衛星の検出器も同じ構造をしており、このようなデータが得られると考えている。

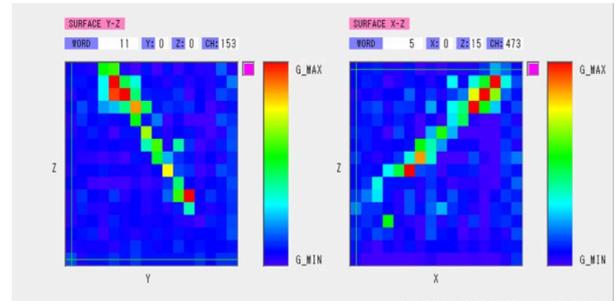


figure27. SEDA-APによる中性子観測結果(中性子の反応を利用してる)[36]

ライトガイド

シンチレーターで発光した光を全反射によりPMT(光電子増倍管)に導くためのもの。ライトガイドはガラスまたはアクリル樹脂で作られることが多い。一般的に全反射の法則から、PMTへの出力面から覗いてシンチレーターからの入力面がすべて見えるのが良いと考えた。

今回はシンチレーションファイバーから得られる光をMPPCに接続し、ライトガイドの入り口から集光した光をMPPCの受光面に入射させ、読み取らせたい。よってライトガイドを選択するにあたって条件としては主に遮光できるのがよいと考えられる。このシンチレーションファイバーとのつながりが精密に行えないと、シンチレーション光を検出する効率が悪くなるため、慎重に試験を行って最適化する必要がある。

しかし、現段階でMPPCとライトガイドの接続を考えたところ、MPPCとファイバーの直径サイズが同じであるため無理にライトガイドを使用する必要性が無いと考えられる。よって今回はライトガイドを用いずにファイバーとMPPCを接続する方法を考える。

ファイバーの位置合わせ

MPPCの受光面とファイバーの位置を光量のロスが最も少ない位置でセットする必要がある。さらにファイバーの径の大きさとMPPCの受光面の大きさを対応させる必要がある。

今回はファイバーを直接MPPCに接続する方式を採用した。ファイバーハウジングとMPPCハウジングを用いて以下の図のようにファイバーとMPPCを接続する方法は様々な研究機関で設計、開発が行われており、プラスチック製のハウジングが作成されている。衛星に搭載する検出器では同じ製品では都合悪いが、使用するMPPCとファイバーの大きさに合わせて新たに作成することは比較的容易であると考えられる。この接続方法についてはファ

イバーからの光損失及び接合具合について多くを作成する前に試作品で検討する必要がある。

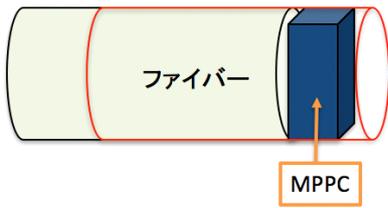


figure28. ファイバーと MPPC の接続概念図
エネルギー分解能

今回宇宙線測定にプラスチックシンチレーションファイバーを用いるが、一般に宇宙線のエネルギー損失は通り抜けた物質の厚さに比例すると考えられ、それを示したグラフを以下に示す。以下の計算結果に基づいてエネルギー分解能は 10~200 eV と示しているが、今回の検出器の目的は Flux を求めることであり、高度にもよるが 1GeV 以下のエネルギーを持つ陽子は地磁気効果によってカットされてしまうと考えられる。エネルギー分解能の必要はほとんどないが、地球の場所によっては地磁気効果の低い箇所(極や南大西洋異常帯)もあるため、最低保持エネルギーとして 200MeV 以下のものはカットすることが出来る。

このグラフは前述で説明した Bethe-Bloch の式を用いて計算を行った。

$$-\frac{1}{\rho} \frac{dE}{dx} = D \frac{Z}{A} z^2 \frac{1}{\beta^2} \left(\ln \left[\frac{2mc^2\beta^2}{I(1-\beta^2)} \right] - \beta^2 - \frac{\delta}{2} \right) \quad (\text{MeV cm}^2/\text{g})$$

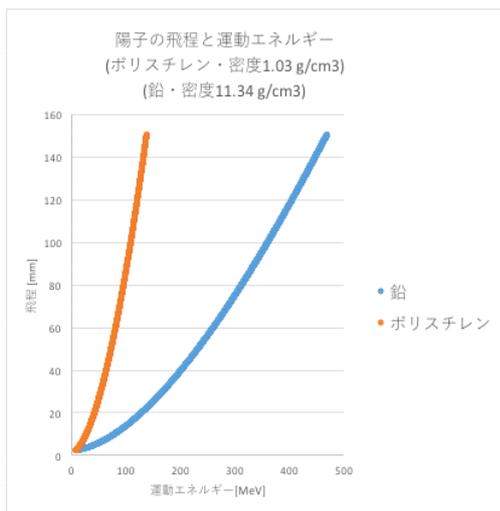


figure29. 荷電粒子の物質中での飛程[22]

角度分解能

今回検出器は地球方向に対して反対の方向から検出された宇宙線のみを限定して検出するトリガーをかける為特に角度分解能に関しては詳しくは言及しないことにする。

宇宙線検出範囲

本衛星の高度は 400km を設定している。ISS 高度(約 400 km)の放射線データは、計測データが少なく、継続的なデータ蓄積により、放射線帯モデルへの貢献が期待される。

よって検出器の大きさが決まれば、宇宙線の入射角度から検出器範囲が決定する。重量が許す限り、検出器のカロリメータ部に物質量を割きたい。今回は仮に検出器のサイズを A、B、C とすると、宇宙線検出範囲を以下に計算した。

宇宙線観測可能な最大角は角から角の θ より、観測出来る範囲を地球上に投影すると観測出来る宇宙線の最大角度は A・B 面で、B・C 面である。この角度から地上まで外装すると、宇宙線観測範囲が求まる。今回検出器の大きさは(宇宙線を観測可能なファイバブロックのみ)縦 10.2 cm、横 10cm、高さ 10.2 cm である。400km + 10.2cm は近似して 400km とする。よって最大宇宙線検出範囲外装距離 x [km] は単純計算で

$$x = 400\text{km}$$

という値が求まる。しかし、実際宇宙線は飛程距離が長いほどエネルギーを損失しやすくなるため、単純な外装だけではなく、エネルギー損失も考慮する必要がある。さらにこの仮定は宇宙線が検出器を通り過ぎた後も直線に進むと仮定している。

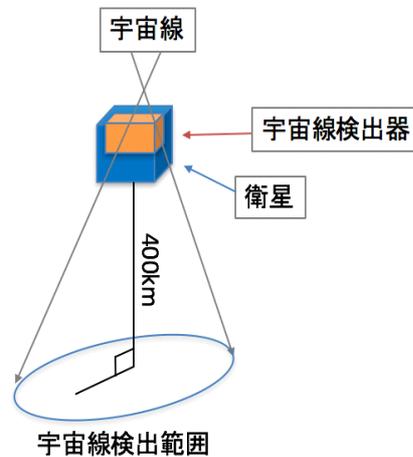


figure30. 宇宙線検出範囲と高度

さらに後の解析手法として、宇宙線の検出範囲を緯度、経度でグリッドを指定する方法をとる。高度 400km の球殻を何千かの Grid に分割し、データから緯度・経度を基に粒子情報を振り分け、各 Grid ごとに Flux をリスト化することでより簡単に Flux を図示できる(CALET 装置解析参照)。このデータと雲、エアロゾルのデータをマッチングさせる。

4.1-6 宇宙線検出器処理装置

本衛星の検出器の処理装置について述べる。

Discriminator

入力信号が設定した閾値を超えた時にパルスを出力する装置。

チャージアンプ

検出器のMPPCの出力は電荷パルスである。MPPC全体の出力は各ピクセルの出力パルスを重ね合わせたものになるので、パルスの高さ(電荷量)からMPPCが検出したフォトン数を見積もることができる。(チャージアンプを用いてMPPCからの出力電荷量を計測することによって、特定期間に検出したフォトン数の分布を見積もる。)

A/D 変換器

検出器から得られたアナログ電気信号をデジタル量に数値化するために必要なものである。MPPC出力データはアナログデータであるため、データを記録、送信するためにデジタルデータに変換する。今回MPPCは全部で289個使用しているためチャンネル数が289個以上必要である。用いるA/D変換器はANALOG DEVICEのAD9214である。

表4. A/D変換器AD9214

機能	単位	
分解能	ビット	10
REF(25°C)	V	1.23
電源電圧	V	3.6
消費電流	mA	75
消費電力	mW	220

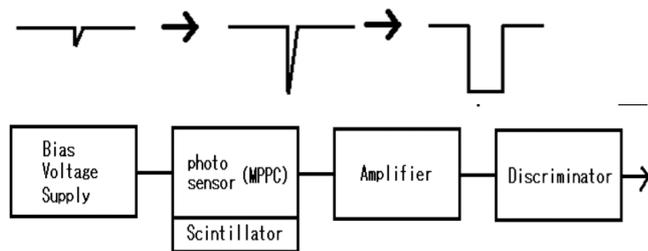


figure31. シンチレーション検出器の回路

- Bias Voltage Supply : 回路が光検出器の動作に必要な電圧をかける(今回はMPPCより70V程度)
- 宇宙線が入射したシンチレーターがエネルギーに応じた数にシンチレーション光子を放出し、検出器がその光子に応じた信号を出力する。
- アンプによって光検出器のからの信号をDiscriminatorが扱える程度(数百mV~数V)まで増幅する。
- Discriminatorは閾値を超えた電圧の信号のときのみパルス信号を出力する。

Bias Voltage Supply の回路

Bias Voltage Supply 回路では太陽光パネルから得られた電力から70~80V程度の電圧を作り出す必要がある。

データ量

データ量に関しては以下に見積もった。通常運用モードでは宇宙線検出器で計測された放射線飛跡の内、ある閾値以上の信号を残したチャンネルのみをデータとして取得する(具体的には地球と反対方向からの陽子、ファイバー層のヒット数が一定数以上、今回は4層を閾値としている)。取得したデータで保存する内容は、信号強度が閾値を越えたチャンネルのみ信号強度(パルスハイト)である(SEDA-APおよびChubuSat参照[24])。パルスハイトは1チャンネル当たり1bitと考えて十分であるとした。CALET(ISS搭載宇宙線検出器)によると高度400kmの宇宙線Fluxは局所的に多いところで 7×10^3 、少ないところで 1×10^2 である。今回は平均的なFlux値からマージンをとってFlux値 = 1×10^3 を用いてデータ見積もりを行った。

- 1 byte/ph
- 1 eventに50 phのデータを取得すると仮定する。
- 高度400kmにおける宇宙線のFlux(count/cm²・sec)を 1×10^3 とする・

• 周期93分

50kbyte/sec × 92 × 60 sec = 276Mbyte/周期

1日あたりデータ量は50kbyte × 86400 sec = 4.32 Gbyte

さらにこれらのデータを可逆圧縮するためデータ量は60%まで圧縮できる。

$4.32 \times 0.6 = 2.592$ [GB]

圧縮は前のデータと現在のデータの差分をとり、その差分のみを伝送するため回線状態が悪くデータの欠落が発生すると地上で正確に再生できなくなるという欠点がある。

全てのデータを送ることができないと判断した場合はトリガー条件をより厳しくすることで通常運用モードから省エネ運用モードに変更することを考えており、データ量を減らすことは可能である。省エネ運用モードでは宇宙線のFlux(count/sec)のみを計測する。および、陸上には宇宙線の観測地は十分にあると考えられるので海上のみの宇宙線に限定してデータ取得を行うということも考えられる。

バス部

5 本衛星について

衛星の形状を以下figure36に示す。

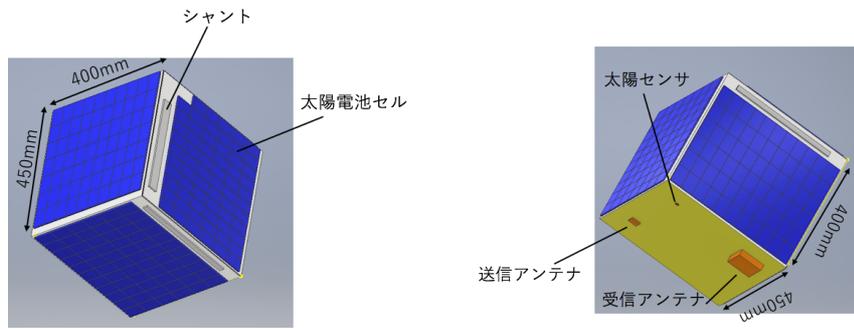


figure32. 本衛星の形状

5.1-1 質量

衛星の全質量の内訳を以下表7に示す。

表5. 宇宙線雲観測衛星(CCS)の質量内訳

	役割	名称	サイズ(mm)	個数	質量(kg)		
ミッション部	宇宙線検出器	シンチレーションファイバー(0.6mm直径)	100×60(直径)	289	0.84099		
		鉛(Pb)	130×132×10	2	3.892		
			122×132×10	2	3.652		
			130×122×10	2	3.598		
		MPPC	6×6	289	1.445		
		MPPC・ファイバーハウジング	φ10×20	289	0.289		
		A/D変換器(28ch)	3×4×8	11	0.0011		
		検出器処理部		1	0.1		
		バス部	構体部	外部パネル(上面)	500×500×1.1	1	6
				外部パネル(下面)	500×500×1.6	1	
外部パネル(側面)	500×400×1.1			4			
内部パネル	350×400×1.1			4			
太陽電池パネル(中央)	500×500×2			1			
太陽電池パネル(側面)	500×400×2			4			
スプリングヒンジ(支持金具)				8			
ヒーター(電熱線)				4			
テグス(ナイロン線)				4			
通信部	送信受信機			90×96×26	1	0.225	
	受信アンテナ			82×82×20	1	0.08	
	送信アンテナ			27×25×3.15	1	0.053	
姿勢制御部	磁気トルカ			250×56×29	3	1.5	
	リアクションホイール			115×115×77	3	5.4	
	磁気センサ			100×50×40	1	0.4	
	ジャイロ			φ37.85×16.38	3	0.18	
	太陽光センサ			φ12.7~9	3	0.18	
	GPS	120×110×80	1	2.5			
電力部	太陽電池セル	39.8×60.4	243	0.54012			
	可変シャント	1.5×4.25	4	0.4			
	コンバーター	30×50×35	1	0.2			
	リチウムイオン電池	10.5×3.8×48.5	12	0.0383			
熱制御部	断熱材			3			
	銀蒸着テフロン(放熱面材料)						
	黒色ペイント						
	温度センサ						
データ処理部	CPU	52mm×52mm×55mm	1	0.2			
	データレコーダー(FC)						
総重量					34.71451		
総重量(マージン)					37		

5.1-2 機能

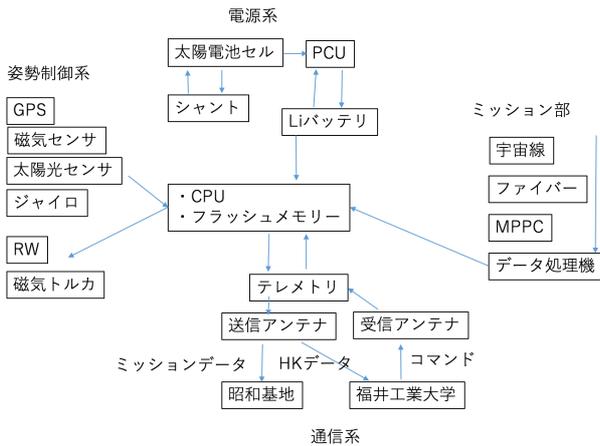


figure33. 本衛星のシステム

6 運用軌道

6.1 EarthCARE 衛星運用軌道

本衛星は EarthCARE 運用軌道近傍を運用軌道として考えている。これは宇宙線観測データと雲・エアロゾル観測データをマッチングさせる際に、時間幅をできるだけ小さくするためである。大体、エアロゾルは大気の高さ、風の状態にもよるが、大気残留時間は1〜7日であると考えられている。よってこの時間幅をカバー出来る軌道、周期で運用を行いたいと考え軌道を設計した。

EarthCARE の運用軌道

表6. EarthCARE の運用軌道内容

開発機関	欧州宇宙機関 (ESA) / 情報通信研究機構 (NICT) / 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)	
打ち上げ	2017年度 (予定) Soyuz または Zenit ロケット (by ESA)	
設計寿命	3年	
質量	本体 約 1960 kg 推進剤 約 310 kg	
平均消費電力	約 1645 W	
データレート	~2.5 Mbps	
姿勢制御	三軸、ヨーステアリング制御	
衛星軌道	軌道種別	太陽同期準回帰軌道
	降交点通過地方時	14:00
	軌道高度	通常観測時 約 393 km (赤道上)
	軌道傾斜角	97.05度
	周期	約 92.5分
	回帰日数	25日

以下の内容に関して、EarthCARE は現在開発が行われているため、変更する可能性がある。よって今回本衛星を製作するにあたって現時点で記載されている軌道を用いて軌道設計を行った。

6.2 本衛星の運用軌道

本衛星の軌道は今回高度 400km、軌道傾斜角 93 度の低高度円軌道(極軌道)にすることに決定した。軌道傾斜角が90度に近い軌道を極軌道という。この軌道は衛星が軌道を周回する間地球が自転しているために、数日間で地球をまんべんなく観測できるという利点がある。

- ・極軌道であり、ほぼ地球の全球を観測する事が出来る
- ・観測する宇宙線強度の高度条件を一定に保てる

今回 STK (Satellite Tool Kits) というソフトを用いて衛星の軌道を計算した。以下に本衛星の軌道要素を示す。

表7. 衛星の運用軌道

本衛星の軌道要素	
軌道種類	円軌道(極軌道)
軌道半径	6771 km
離心率	7.33E-17
軌道傾斜角	93 deg
昇交点赤経	115 deg
昇交点経度	90.83 deg
近地点引数	0deg
平均近点離角	0.046 deg
真近点離角	0.046 deg
周期	93 min
日照時間/周期	62 min
OrbitEpoch	2018年9月1日03:00
降交点地方時(平均太陽)	13:30

さらに軌道を設計するにあたって衛星に関する日照時間も同様に求めた、以下の図に赤線で示している部分が衛星に太陽が当たっている部分で、青色の部分が日陰の部分である。

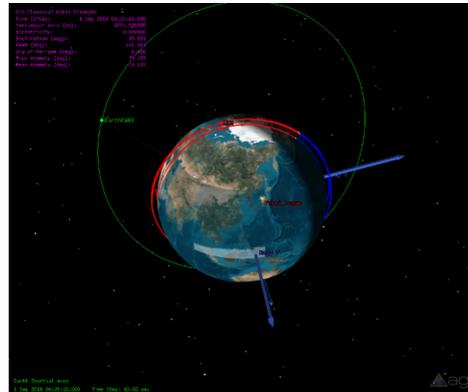


figure34. STK を用いた軌道シミュレーション(3D ver.)

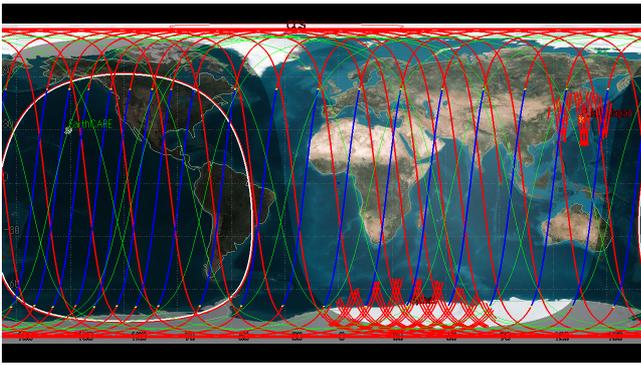


figure35. CCS 衛星(赤・青線)・earthCARE 衛星(緑線) - 2018/09/1(1日の運用軌道)2D ver.

6.2-1 大気抵抗

さらに衛星の寿命を以下に示す。人工衛星に地球の上層大気に含まれる原子や分子が衝突することによって受ける抵抗力(大気抵抗)は、低軌道を周回する衛星にとっては表面力の中では最も大きな影響を及ぼす摂動である。大気抵抗による加速度は、高度 400km の大気抵抗係数 C_d を 2.2 とする。

6.2-2 太陽光の輻射圧

これは衛星の形状、質量、姿勢、表面の材質(反射率)に依存する。さらには、表面の材質が宇宙線等の影響で経年劣化するため、反射率も時間と共に変化する。よって、太陽輻射圧は正確に加速度を計算することが難しい摂動である。ここでは太陽光の輻射圧 C_r は 1.0 とする。LADC スペースデブリ低減ガイドラインによると高度 2000km 以下で運用する衛星は運用終了後 25 ~ 50 年程度の間で落下するように求めている。高度 400km 程度であれば自然に空気抵抗などの要因によってこの条件を満たしている。よって本衛星はこの条件を満たしていると考えられる。Jacchia 1970(高度 90~2500km 対応)のモデルを用いて以下に衛星が運用を開始してから大気圏に落下するまで高度および時間を計算した。以下に図を示す。これによって本衛星はミッション期間内で問題なく軌道上で運用できること、および運用終了後の安全性が示された。

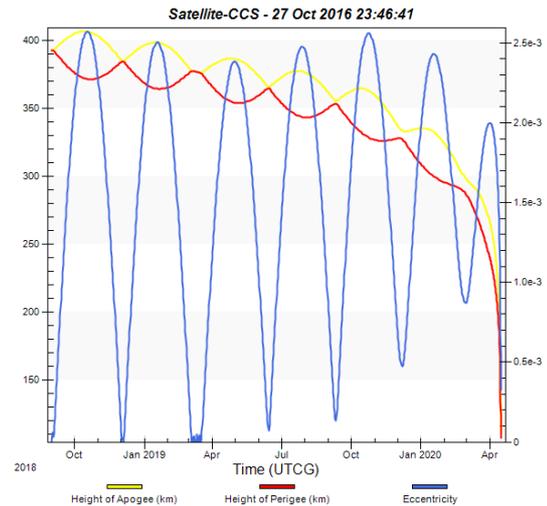


figure36. 衛星の運用寿命

以上に本衛星の軌道内容を記載したが、軌道設計の方法としても一つ手段がある。それは EarthCARE と同じ軌道に投入することである。例えば、A-Train 軌道という複数の衛星が投入されている軌道がある。これは A-Train に参加することで、他の様々な異なる機能を備えた衛星がほぼ同時にデータを観測でき、それらのデータを組み合わせることが出来るという利点がある。現在、5機の衛星が列車のように連なり、毎日午後1時30分頃(地方時。地球の昼側の場合)に上空を飛行している。しかし、この方法は衛星に推進剤、高度な軌道制御が求められ、小型衛星が行うミッションにはやや難易度が高く、ほかの衛星に影響を与える可能性があり、また運用期間が1年程の短期間であることから今回は採用しなかった。さらに取得する宇宙線のデータが高度によって変化するので別の部分でデータマッチングが難解になる。よって EarthCARE の軌道とは異なる軌道を採用している。

6.3 衛星システム

ロケットから分離後は初期運用を行う。この初期運用とは衛星に搭載された分離検知機器によってロケットからの分離が確認されたのちに、まず姿勢制御系の各種機器に電源を入れ、衛星の姿勢を制御する。その後、衛星の電力を確保するために最初の何周期かは電力確保、および検出器の試験運用を行う。

正常に運用できることが確認され次第、ミッションを行うための運用体制に入る。

7 機体系

7.1 構造材料

本衛星の本体は 400 × 450 × 450mm の直方体形状で、構造様式はパネル構造とする。パネルには軽量で強度の高いハニカムサンドイッチパネルを使用する。

スキン材およびハニカムコアにはアルミニウム合金を用いる。衛星内部には内部に機器を配置しやすいように井桁型の仕切りを設ける、これは強度を高める役割も持つ。さらに井桁構造には内部機器をデブリから防護する役割もある外壁と内壁で2重壁になり、1面の壁で防護するより小さい板厚で同等の防護が可能である。これらの仕切りにもハニカムサンドイッチパネルを用いることにした、以下に用いるパネルの詳細を示す。Al 合金 A2024-T3は超ジュラルミンと呼ばれている材料でA2017より強度が高く、切削加工性が良いため採用した。

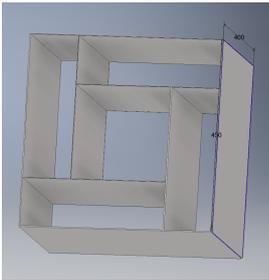


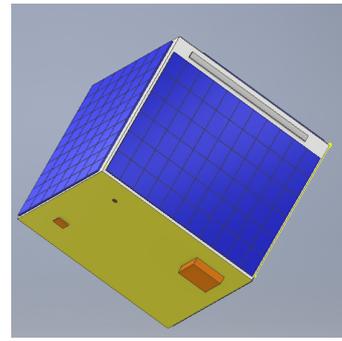
figure37. 井桁型構造

表8. ハニカムサンドイッチパネルの諸元

パネル構造		材料	厚さ [mm]	サ
上面	スキン材	Al 合金 A2024-T3	1.00	45C
	コア材	AL 3/16-5052-0.002	9.00	
下面	スキン材	Al 合金 A2024-T3	1.00	45C
	コア材	AL 3/16-5052-0.002	14.00	
側面×4	スキン材	Al 合金 A2024-T3	1.00	40C
	コア材	AL 3/16-5052-0.002	9.00	
内部パネル	スキン材	Al 合金 A2024-T3	1.00	33E
	コア材	AL 3/16-5052-0.002	9.00	
展開パネル(中央)		CFRP	2.00	45C
展開パネル(側面)×4		CFRP	2.00	40C

表9. ハニカムサンドイッチパネルの物性値

物性値	AL2014-T3	AL 3/16-5052-0.
密度[g/m ³]	2700	
縦弾性係数[Gpa]	72.398	
ポアソン比	0.33	
せん断弾性係数[Mpa]	27600	2
降伏強度[Mpa]	324.1	
引張強さ[Mpa]	268.9	



衛星基本形状(パネル展開前)

figure38. 衛星基本形状(パネル展開後)

7.2 太陽電池パネル展開機構

本衛星では、太陽電池パドルのパネル面を太陽に向けることで効率よく電力供給を得られるように展開機構を取り入れる。衛星本体の面の提要電池パネルの他に4枚の展開式パネルを使用する。展開にはテグス(ナイロン線)、ヒータ(電熱線)、スプリング、ヒンジ、ラッチ機構から構成される。

パネルを展開する前はパネルの端を衛星本体の側面の端にスプリングをつけたヒンジで止め、かんぬきピンでパネルを固定しておく。

パネルを展開する際、ぬきピンの固定用に張られているテグスを衛星からの電源入力後、発熱した電熱線で焼切りピンがはずれて解放されたパネルをバネヒンジによって軸周りに回転させ 90deg でラッチ機構を用いて固定する。今回用いるパネル展開機構の概念図を以下に示す。

表10. 太陽電池パネル展開機構

テグス(ナイロン線)	パネル展開前固定具
ヒーター(電熱線)	テグスを焼き切る(パネル解放部)
スプリングヒンジ	急激なパネルの展開を防ぐ
ラッチ機構	展開後のパネル固定

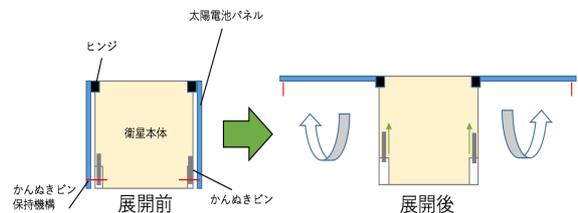


figure39.太陽電池パネル展開機構

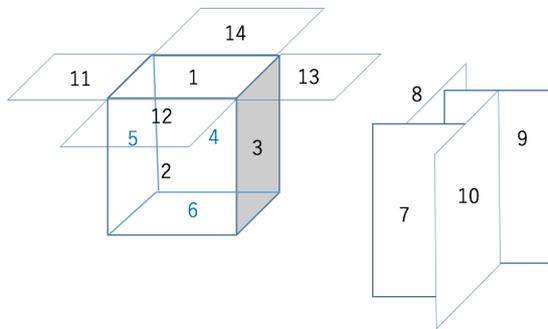
7.3 内部機器配置

本衛星の内部機器の配置を以下に示す。搭載機器間とパネルと機器の間は基本的に 20[mm]のスペースを確保した。さらに機器間の距離に最小で10mmの余

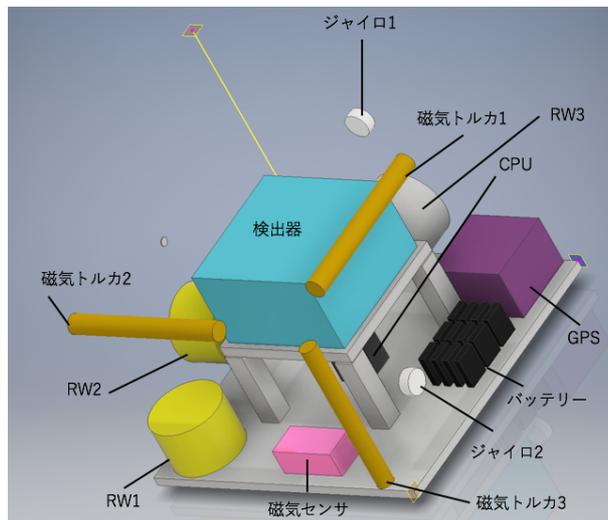
裕を持たせた。衛星の重心が中心にくるように最も重量のある検出器を中央に配置させた。リアクションホイールは、ホイール回転時に発生する振動が検出器に影響を及ぼさないようにするため、井桁を構成する内部のパネルには搭載していない。

表11. 搭載機器の場所条件

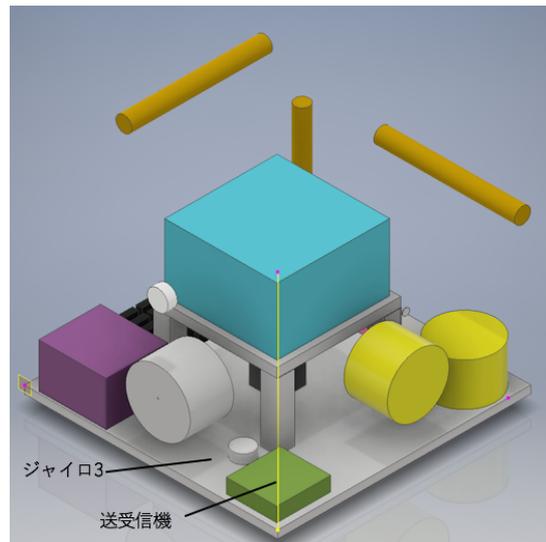
	搭載機器	設置場所	番号
ミッション系	検出器	井桁パネル中央部	7-8-9-10
姿勢制御部	磁気トルカ	各軸に垂直な面	1-3.2-2.3-3
	リアクションホイール	各軸に垂直な面	1-6.2-5.3-4
	磁気センサ	下面に配置	6
	ジャイロ	各軸に垂直な面	1-4.2-3.3-6
	太陽光センサ	上面、側面(外側)	1.3.6
	GPS	下面に配置	6
通信部	送信受信機	下面に配置	6
	受信アンテナ	底面(外側)	6
	送信アンテナ	底面(外側)	6
電力部	可変シャント	太陽パネル(側面)×2	1
	コンバーター	底面に配置	12
	リチウムイオン電池	底面に配置	6



(構造番号)



(前)



(後ろ)

figure40. 内部機器の配置

7.4 構造解析

衛星がロケットの打ち上げ時に発生する振動による共振及び準静的加速度荷重に影響を受ける。よってそれらの衝撃に耐えるように衛星を設計する必要がある。よってここではその解析内容について示す。

表12. 設計要求

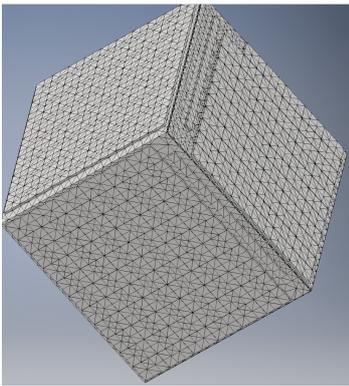
	剛性要求(衛星分離面を剛に固定した状態の衛星の第1次固有周波数)	準静的加速度	正弦波振動レベル
機軸方向	120Hz 以上	機軸方向+5.0/-6.0G	2.5 Go-p(5~100Hz)
機軸直交方向	60Hz 以上	±5.0G	2.0 Go-p(5~100Hz)

7.4-1 固有振動解析

ロケットの打ち上げ時を想定して本衛星の固有振動数解析を行う。

7.4-2 静荷重解析

打ち上げの際、衛星には機軸方向には最大6[G]、機軸直交方向には5[G]かかる。この値に安全係数1.5を掛け、機軸方向に9[G]、機軸直交方向に7.5[G]の荷重を設計荷重として、衛星全体この荷重を掛け解析を行った。このときの応力分布図を以下のfigureに示す。



(メッシュ：ノード1220333、要素652938)

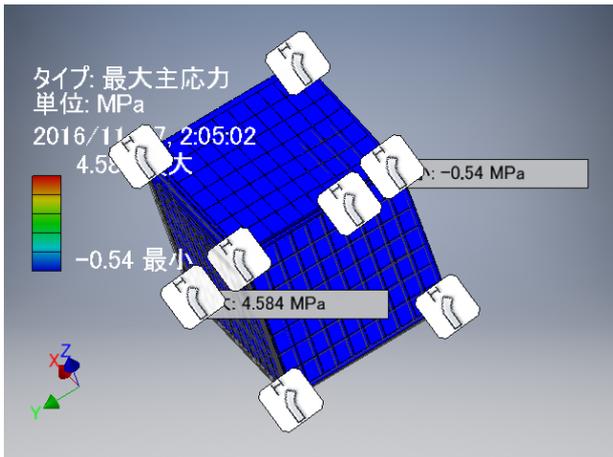


Figure42. 静荷重解析結果

最大応力は4.584[MPa]となった。表9より、ハニカムサンドイッチパネルのスキン材の圧縮耐力は268[MPa]であるから、安全余裕MSを計算すると以下の通りになる。

$MS = \text{許容応力} / \text{発生応力} - 1 = 268 / 4.584 - 1 = 54.21 \geq 0$
 よって安全余裕を満たしていることがわかる。

8 熱制御系

宇宙空間は2.7Kであるため、宇宙機は日照中と地球の陰に入る日陰中とでは、外部との熱収支が大きく異なり、宇宙環境で衛星の温度変化は+100°Cから-100°Cにまでなる。かなりの温度差が生じ、搭載機器にとっては大変厳しい環境となる。搭載機器は正常に機能する温度範囲があり、衛星の熱制御系の目的は運用中にこの温度範囲の環境を保つことである。

衛星が運用中に影響を受ける主な外部熱入力以下の3つである。

1. 太陽輻射
2. 地球アルベド
3. 地球の赤外放射

8.1 太陽輻射

単位面積、単位時間あたりの地球周辺での太陽輻射エネルギー S [W/m²]は以下の式で表される。

$$S[W/m^2] = 1353 \times (1 + 0.0340 - 0.0325)$$

よって S は近地点で1399[W/m²]、遠地点で1309[W/m²]となる。

衛星表面への太陽光入射エネルギー Q_s は以下の式で示せる。

$$Q_s = SA\mu[W] \\ = 1353 \times 2.9 \times 1.05 / 2.9 = 1421$$

S :太陽輻射エネルギー[W/m²]

A :衛星表面積 [m²] = 2.9

μ :太陽入射係数 = 実行入射表面積/ $A = 1.05 / 2.9 = 0.36$

8.2 アルベド

アルベドの放射エネルギー Q_a はアルベド係数 a と太陽からの放射エネルギー E_s によって次のように表される。太陽光が大気によって散乱することや、地球表面から反射されることによって生じる。緯度や地形といった地理的要因や季節や雲といった大気要因によっても左右される。よってここではアルベド係数 a は平均値0.30を用いる。

$$a = 0.30 + (0.30, -0.15)$$

このとき衛星の表面 A [m²]に入射するアルベド Q_a は以下の式で表される。

$$Q_a = a \times S \times A \times F [W/m^2] \\ = 0.3 \times 1421 \times 2.9 \times 0.686 = 848$$

F :地球と衛星表面との形態係数(形態係数とは、ある面から放射される拡散放射が別の面に入射する割合を示す。)衛星と地球をそれぞれ球と仮定した場合の形態係数は以下の様になる。

$$F = 0.5[1 - (1 - Re^2 / (Re + H)^2)^{0.5}]$$

Re :地球の半径(6331 km)

H :軌道高度(400 km)

$$\text{よって } F = 0.5[1 - (1 - 6331^2 / (6331 + 400)^2)^{0.5}] = 0.686$$

8.3 地球の赤外放射

地球赤外放射 S_e は雲や地球の表面で反射されるものであり、季節によって変動する。よって衛星の熱設計では、地球全体の平均値234[W/m²]を用いる。

$$S_e = 234 + (+24, -94) [W/m^2]$$

衛星の表面に入射する地球赤外放射 Q_e は次のように計算される

$$Q_e = S_e \times A \times F \\ = 234 \times 2.9 \times 0.686 = 466$$

F :地球と衛星表面との形態係数

8.4 熱設計

宇宙空間は無重力のため対流による熱制御の方法はとれない。よって機器のケースを伝わせる熱伝導、または宇宙機表面をコーティング、断熱材を配置して熱放射/吸収特性を変えるなどの方法がある。

8.4-1 節点解析法

本解析では、衛星を節点に分割したモデルを使用する。宇宙空間も1つの節点として含める。

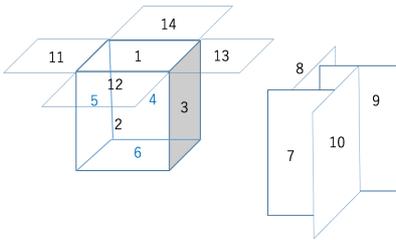


figure43.節点解析法モデル

まず衛星の定常温度分布を求める。それぞれの要素は熱的に均一と仮定している。要素を節点で代表する。全節点が n 個のとき、 i 番目の節点における熱平衡方程式は以下の式で表される。

$$m_i C_{pi} \frac{dT_i}{dt} = Q_i + \sum_{j=1}^n K_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4)$$

m_i : 節点 i の質量 [kg]

C_{pi} : 節点 i の比熱 [J/kg/K]

T_i, T_j : 節点 i, j の温度 [K]

Q_i : 節点 i への熱入力(節点 i への外部熱入力と内部発熱の和) [W]

K_{ij} : 節点 i, j 間の伝導熱伝達係数 [W/K]

R_{ij} : 節点 i, j 間の放射係数 [m²]

σ : ステファン・ボルツマン係数 [W/T⁴/m²]

節点 i, j 間における K_{ij} は次式によって表される。

$$K_{ij} = \frac{A_{ij}}{\frac{1}{h_i} + \frac{d}{\lambda} + \frac{1}{h_j}}$$

A_{ij} : 節点 i, j 間の接触面積 [m²]

h_i, h_j : 節点 i, j の接触伝熱係数 [K/m²/W] (要素の材料や表面状態及び面間圧力によって値が変動するが真空中の構造材、締結部における接触伝熱係数は 50~800 [W/m²/K])

d : 節点 i, j 間の断熱材厚さ [m]

λ : 断熱材の熱伝導率 [W/m/K]

面 A_i, A_j 間の放射係数 R_{ij} は次式によって表される。

$$R_{ij} = \epsilon_i \epsilon_j F_{ij} A_i$$

ϵ_i, ϵ_j : 面 A_i, A_j の放射率

F_{ij} : 面 A_i, A_j 間の放射形態係数

A_i : 面 i から面 j へ放射する面積 [m²]

放射形態係数 F_{ij} は次式によって定義される。

$$F_{ij} = \frac{1}{\pi A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \cos \theta_i \cos \theta_j dA_i dA_j / r^2$$

θ_i : 面 A_i, A_j を結ぶ線分と面 A_i の法線ベクトルのなす角 [rad]

r : 面 A_i, A_j を結ぶ線分の距離 [m]

表 13. 搭載機器配置および正常動作温度範囲

役割	名称	動作温度範囲
ミッション部	MPPC	0~+40
	MPPC・ファイバーハウジング	<100とする(プラスチックの融点)
	A/D変換器(28ch)	-40~+85
通信部	送信受信機	-35~+45
	受信アンテナ	-105~+105
	送信アンテナ	-40~+70
姿勢制御部	磁気トルカ	-30~+60
	リアクションホイール	
	磁気センサ	-30~+60
	ジャイロ	-55~+85
	太陽光センサ	-40~+93
電力部	GPS	-20~+60
	太陽電池セル	
	可変シャント	-40~+125
	コンバーター	-25~+70
	リチウムイオン電池	0~+45

8.5 放熱面材料

衛星の放熱面材料としてよく使われるのは銀蒸着テフロロン OSR(Optical Solar Reflector)である。他にも性能の良い断熱材もあるが、本衛星の運用期間は1年と短く、この放熱面材料は扱いも容易なため今回はこれを用いることにする。

放熱面は熱入力小さい場所を選択して、太陽光パネルを展開した後の側面を採用した。

8.6 断熱面材料

今回は輻射率が大きい機器内部は黒色ペイントをする。さらにMLI(Multi-layer Insulati)を用いて断熱を行う。MLIは金属(アルミ等)を蒸着した樹脂フィルムとスペーサを交互に10~30層程度積層させた断熱材で真空環境において極めて優れた断熱性能を持ち、宇宙機器に搭載されている実績もあることから採用した。

8.7 温度センサ

今回衛星バス部およびミッション部の熱制御を行うにあたって、正常な温度制御を行えているかどうかを判断

するために温度センサを搭載する。今回用いるのはTE 新製品 IH-492 シリーズ温度センサである。



figure43.温度センサ[38]

表 14. 温度センサ諸元

温度動作範囲(°C)	-40~+105
サイズ(mm)	5×20(銅ハウジング)
AWG#24絶縁延長リード線	

8.9 最後に

宇宙線検出器に関して、熱設計が重要になるのは MPPC である。MPPC は半導体素子であるため温度と光検出効率の関係を無視することができない。よって本大学の真空チャンバーの中で本番検出器を小型にしたものを用いて検出器の温度試験、評価を行うことも考えている。

9 電源系

本衛星は高度 400 km 上空を軌道として地球を周回するため、太陽の光が当たっている時間(日照時間)と太陽の光が当たらない時間が存在する。よって衛星が日陰の条件のときには搭載しているバッテリーに蓄えた電力で、機器を運用させる 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すむため、小型衛星では設計の幅が広がる。しかし、本衛星では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、負担の少ない電流で運用できるように BUS 電圧を 25V 設定し、各系で降圧する。

表 15. 本衛星の消費電力

	搭載機器	個数	消費電力[W]
ミッション	MPPC	289	20
	A/D変換器(28ch)	11	2.27
	その他検出器処理部		5
制御	リアクションホイール	3	16.5
	磁気トルカ	3	1
	磁気センサ	1	1
	ジャイロ	3	0.3
	太陽光センサ	3	0.05
	GPS	1	5
通信部	送信受信機	1	10
	受信アンテナ	1	5
	送信アンテナ	1	10
熱制御系	温度センサ	15	0.0001
データ処理系	CPU	10	10
電力系	コンバーター	1	1.25
	リチウムイオン電池	12	0.4596
最大消費電力(合計)			87.8297

さらにシャントを搭載し太陽光パネルで得られた消費しきれない電力を消費する。本衛星では新日本無線の可変シャントレギュレータ NJM431S/NJM432S を用いる。これは電流をシャントレギュレータが常に一定になるように制御する。

表 16. 可変シャントレギュレータ NJM431S/NJM432S[35]

(T _a =25°C)			
項目	略号	定格値	単位
カソード電圧	V _{KA}	37 (*1)	V
連続カソード電流範囲	I _K	-100 ~ 150	mA
基準入力電流範囲	I _{REF}	-0.05 ~ 10	mA
消費電力	P _D	SOT-89: 450(*2)	mW
		1300(*3)	
		SOT-23: 480(*4)	
		650(*5)	
動作温度範囲	T _{opr}	-40 ~ +125	°C
保存温度範囲	T _{stg}	-50 ~ +150	°C

9.1 バッテリー

まずバッテリーを選定する、実際にどれくらいの電力が得られるのだろうか。バッテリー容量のサイジングに当たっては各消費電力に+5[%]のマーゲンをとって計算する。本衛星に搭載するバッテリーはリチウムイオン電池を用いる。これは人工衛星で主に使用されている Ni-Cd 電池、Ni-MH 電池(公称電圧 1.2V、質量エネルギー密度 20 ~ 45Wh/kg)に比べ軽量(衛星の軽量化)であるためである。ちなみにリチウムイオン電池には、必ず安全保護回路(セーフティユニット=SU)が必要である。本衛星では Panasonic 製のリチウムイオン電池 NCA103450 を使用する。



figure44. Panasonic 製のリチウムイオン電池[34]

表16. Panasonic 製のリチウムイオン電池

Rated capacity ⁽¹⁾	Min. 2200mAh
Capacity ⁽²⁾	Min. 2270mAh Typ. 2350mAh
Nominal voltage	3.6V
Charging	CC-CV, Std. 1589mA, 4.20V, 4.0 hrs
Weight (max.)	38.3 g
Temperature	Charge*: 0 to +45°C Discharge: -20 to +60°C Storage: -20 to +50°C
Energy density	Volumetric: 460 Wh/l Gravimetric: 207 Wh/kg

⁽¹⁾ At 20°C ⁽²⁾ At 25°C

9.1-1 バッテリーのサイジング

本衛星のバス電圧を $V_d = 25[V]$ とするとバッテリーの直列数は次のようになる。

$$\text{直列数} = \text{バス電圧} / \text{公称電圧} = 25 / 3.6 = 6.9 < 7 [\text{列}]$$

さらに、このバッテリーでのDODを求める。本衛星の運用期間を1年とすると運用終了まで11315回の食を受けることになる。

$$\text{DOD(放電深度)} = \text{負荷電力} \times \text{放電時間} / \text{バッテリー容量} \times \text{バッテリー平均放電電圧}$$

$$Cr = PeTe / CdN \dots (1)$$

$$N = PeTe / CrCdV_d$$

Cr: バッテリー容量 [Ah]

Pe: 平均食時供給電力[W]

Te: 最大食時間[h]

Cd: 許容バッテリー DOD (60%とする)

N: バッテリーの並列数 [列]

V_d: バッテリー平均放電電圧(バス電圧) 25 [V]

n: バッテリーから負荷への電力伝達効率 (0.9 とする)

$$N = 1.31 < 2$$

よって並列数は2列必要である。

以上より並列2列、直列に7本の電池、冗長性をとって合計10本のリチウムイオン電池を使用する。MPPCにかける電圧70[V]についてはPICO ELEC-TRONICS社のDC-DCコンバータ(series SM)を用いてバス電圧25[V]を昇圧して確保する。

表17. コンバータ(series SM)[36]

Up to 1.25 watt output at 70° C ambient
Encapsulated semiconductors, conservatively rated for maximum reliability
Ultra-miniature size (0.3" Height)
5 input voltage ranges 5, 12, 24, 28 and 48V DC
100 megohm @ 500V DC isolation
Input/output isolation
Single and dual output
No heat sink required
Up to 250V Output

9.2 太陽光電池セル

太陽光が常に当たっている訳ではないため、全体の半分の面が常に発電を行っていると考え簡単に得られる電力を計算する。しかし、衛星の位置は刻一刻と移り変わるため、その時々衛星情報を加味しながら、最悪条件で得られる電力を計算する必要がある。

今回用いる太陽光パネルはトリプルジャンクション GaAs 太陽電池セル(株式会社プラネット)である。これを選定した理由としてはまず人工衛星に搭載された実績があるということ、および真空試験、熱試験も幅広く行っており汎用性が高いと考えた。

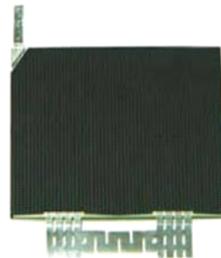


figure45. 太陽光電池セルはトリプルジャンクション GaAs 太陽電池セル(株式会社プラネット)

表18. 太陽光電池セル製品内容

平均効率(BOL)	28%
質量(mg/cm ²)	84
サイズ	39.8mm × 60.4mm
年間生産量(kW)	30
最適動作電圧(mV)	2,350
最適動作電流(mA)	434

本衛星は非安定バス方式をとる($X_e = X_d = 0.9$)

$$P_{sa} = (P_e T_e / X_e + P_m T_m / X_e + P_d T_d / X_d) / T_d$$

P_e: 食時消費電力 78.85[W]

P_m: ミッション時増加電力 0[W]

P_d: 日照時電力 78.85[W]

T_e: 食時間 0.52[h]

T_m: ミッション時間 常時[h]

T_d: 日照時間 1.03[h]

X_e: バッテリー - 負荷の電力伝達効率 0.9

X_d: 太陽電池アレイ - 負荷の電力伝達効率 0.9

よって本衛星の太陽光電池セルで発電する必要がある電力は(EOL 時)、

$$P_{sa} = (78.85 \times 0.52 / 0.9 + 0 + 78.85 \times 1.03 / 0.9) = 135.8 \text{ [W]}$$

ちなみに太陽電池の変換効率は温度と経過年数によって変化する。本衛星の運用期間は1年としている。運用中の温度を70°Cとすると今回使用する太陽電池セルは28°C時の発電力を示しているため、以下に温度の影響を見積もった。

$$\text{温度の影響(etemp)} = 1 + (70 - 28) \times 0.002 = 0.916$$

よって温度の影響および放射線の劣化も考慮した必要アレイ発電量(BOL)を見積もったものを以下に示す。

$$\begin{aligned} P_{BOL} &= P_{sa} / R \cos \theta \times \text{etemp} \\ &= 135.8 / 0.95 \times \cos(\pi/4) \times 0.916 \\ &= 221 \text{ [W]} \end{aligned}$$

R: 放射線の劣化率

θ : 太陽光入射角 45[deg]

全セル面積は以下のようになる。

$$\begin{aligned} \text{全セル面積} &= P_{BOL} / \text{太陽光強度} \times \text{セル効率} \\ &= 221 / 1350 \times 0.28 \\ &= 0.585 \text{ [m}^2\text{]} \end{aligned}$$

P_{sun} : 入射太陽エネルギー (1350[W/m²])

E_{cell} : 太陽電池セル効率(0.28)

セル1枚の寸法が39.8mm×60.4mmなのでセル総数は次のようになる。

$$\begin{aligned} \text{セル総数} &= \text{全セル面積} / \text{セル面積} \\ &= 0.585 / 0.0398 \times 0.0604 \\ &= 243 \text{ (マージンをとって250とする)} \end{aligned}$$

従って太陽電池アレイの質量は次のようになる。

$$\text{アレイ質量} = 840 \text{ [g/m}^2\text{]} \times 0.643 \text{ [m}^2\text{]} = 540.12 \text{ [g]}$$

セルのパッキング能率を95%とするとアレイ面積は次のようになる。

$$\begin{aligned} \text{アレイ面積} &= \text{全セル面積} / \text{セルパッキング能力} \\ &= 0.585 / 0.95 \\ &= 0.616 \end{aligned}$$

アレイ電圧はバッテリーが充電できるようにバッテリー電圧より高くなければならないよってセル電圧をバッテリー電圧の10% (25×1.1=27.5V)増しに設定した。セル直列数は次のようになる。

$$\begin{aligned} \text{セル直列数} &= \text{アレイ電圧} / \text{セル電圧} \\ &= 27.5 / 2.35 \\ &= 11.7 < 12 \end{aligned}$$

セル総数が250枚より、セル並列数は250/12=20.8<21枚とな

10 通信系

10.1 通信系への要求

- 本衛星から地上局へのミッションデータおよび衛星自身のテレメトリ(時刻、位置、姿勢角、角速度、トルク、加速度、温度、電源電圧)のダウンリンク
- 地上局から本衛星へのコマンド(時刻、姿勢角、運用モード指示)のアップリンク

ミッション系

ミッション系からの要求より1日で取得される宇宙線のデータを1日で衛星から地上にダウンリンクする必要がある。1日のミッションデータ量と可視時間(昭和基地)の計算結果を以下に示す。ダウンリンクでは1日の可視時間の90%で送信完了とするマージンをとる。

2.592 [GB]のデータを送信するのでマージンを取り2.7 [GB]としてビットレートを計算した(以下に示す)。

$$2.7 \times 10^3 / (3312 \times 0.9) = 0.905 \text{ Mbps (マージンをとって1Mbps)}$$

小型衛星では1Mbps以上の購読データレートの伝送系を地上との間に構成することは難しい。理由としては周波数をSバンド以上に上げる必要性や送信電力を大きくする、衛星上のアンテナに指向性を持たせる必要があるなどの対策が必要であるためである。

しかし近年の研究では超小型衛星「ほどよし4号」がX帯348Mbps通信システムの軌道上実証を行うなど、小型衛星でも高速データ通信を行うことが可能となってきた。

表19. ミッションデータ量・可視時間(昭和基地)

	ダウンリンク
データ量[GB/day]	2.7
可視時間(最大)[sec/path]	481
可視時間(平均)[sec/path]	368
可視時間(最小)[sec/path]	117
可視時間[sec/day]	3312
通過回数[回/day]	9
ビットレート[Mbps]	1

昭和基地からの可視時間の計算にあたり設定した仰角は最小角を規定の最小値5[deg]と最大値を85[deg]に設定した。最小値を5[deg]にした理由は、昭和基地の地上局は南極に建設されており、周辺は電波を遮断する建物、物体などが比較的少ないためである。

また、万が一ダウンリンクができない、失敗してしまった状況に備えて衛星内に蓄積できるデータ量はダウンリンクの速度を考慮すると、4GB(1.5日分のデ

ータ量)が妥当であると見積もった。このデータ量1日全体の可視時間の80%でダウンリンクを行うとすると1.5日分の可視時間で完了する。よってこのデータ量にマージンを持たせて4.8GBのミッションデータをメモリーに蓄積出来るようにする。

バス系

バス系からのデータ通信の要求はHKデータのダウンリンクと地上局からのコマンドのアップリンクである。

HKデータのダウンリンクは1日で全てのデータを送信する構成にする。これにマージンを取り1日の可視時間の80%で送信が完了するとする。5.53[MB]のデータを送信するのでマージンを取り、5.6[MB]としてビットレートを求めた結果を以下に示す。

$$5.6/1167 \times 0.8 = 600 \text{ [kbps]}$$

コマンドデータのアップリンクでは1回の通過で受信を行うので、マージンを取り1回の平均の可視時間の80%で受信が完了するとして計算した。アップリンクするデータ量はマージンを取り1回の通信が100[kB]としてビットレートを求めた。

$$100/1167 \times 0.8 = 0.1 \text{ [kbps]}$$

表 20. HD データ量・可視時間(福井工業大学あらわキャンパス)

	アップリンク	ダウンリンク
データ量[GB/day]	0.1	5.6
可視時間(最大)[sec/path]	472	472
可視時間(平均)[sec/path]	389	389
可視時間(最小)[sec/path]	110	110
可視時間[sec/day]	1167	1167
通過回数[回/day]	3	3
ビットレート[kbps]	0.1	600

10.2 通信回線構成

本衛星の通信回線には1対1直接通信を用いる。これは衛星の軌道により通信時間が1回あたり約6分程度で、1日に2箇所の地上局合わせて12回(74分間)の通信を行うことが出来ること、およびこの方式を選択することで近年の地球局の性能向上によって衛星側の負担が少なくなることが利点であると考えた。

さらに搬送波長波数は本衛星のミッションデータ量が他の小型衛星と比べてやや大きいいため混雑しているSバンドではなくXバンド(7~9GHz帯)を用いる。変調方式に関してミッションデータ伝送は情報量が多く、高速データ伝送が求められるため位相シフトキーイング方式を用いる。さらに電力および周波数利用効率の面で

QPSK(Qaudriphase Phase-Shift-Keyed)方式が有利であることからこれを用いる。

10.3 通信機の選定

本衛星に搭載する通信機を以下に述べる。

10.3-1 アンテナ

衛星側は規定のために送信出力を極力抑えなければならぬ。さらに姿勢喪失の際も通信ができるように指向性の強いアンテナは使用しない。したがって、衛星側に搭載するS帯のアンテナは、過去の小型衛星への搭載実績から Surrey Satellite Technology 社製の S-Band Patch Antenna を用いる。



figure46. S-Band Patch Antenna

表 21. S-Band Patch Antenna

Dimensions (mm)	82 x 82 x 20 mm
RF Power Handling	Up to 5W
Mass (g)	< 80
Radiation	Vespel Radome: Minimal degradation of material up to 10
Random vibration	31.3Grms in all axis
Connector	Coaxial SMA Female
Mounting interface	4 x M4 Through Hole
Lifetime	7.5 years LEO Orbit (< 800km)
Temperature	-105° C to +105 ° C operating
Frequency Range	2.0 to 2.5GHz, centre frequency fixed at design

衛星側に搭載する X 帯のアンテナは、Antenna Development Corporation 社製の Medium 11 dB Gain X-band Antennas を用いる。



figure47. Medium 11 dB Gain X-band Antennas [31]

表 22. Medium 11 dB Gain X-band Antennas の製品内容

Dimensions (mm)	2.7" X 2.5" X 0.315" nominal
RF Power Handling	up to 10 Watts CW (estimated)
Mass (g)	< 53 grams
Radiation	Vespel Radome: Minimal degradation of material up to 10
Connector	SMA Female
HPBW	50 degrees full width
Temperature	-40 C to +70 C
Gain	11 dB nominal

地上局のアンテナを指向性が強く利得の高いパラボラアンテナを用いるためアンテナ利得を補うこ

とが出来る。パラボラアンテナの利得[G]は次式より求まる。

$$[G] = 10\log\{(\pi D/\lambda)^2 \eta\}$$

D: 開口面直径[m]

η : 開口面効率[%](60%とする)

λ : 使用する電波の波長[m]

10.3-2X-band 送信機・S-band 受信機

S 帯の送信機には CLYDE SPACE 社製の CUBESAT X-BAND TX を搭載する。この送信機は X バンド(8GHz) に対応しており、近年キューブサットや小型衛星が企業や大学で活発に開発が行われてきたことから需要の声がかかり開発が行われたもので、小型、低電力消費が利点である。放射線環境、耐久試験も行われており衛星に搭載された実績もある (ex. TRL 9, since GOMX-3, ESA/Gomspace (October 2015))。さらに S-Band 受信機 OPTC27-SRX-XX はこの送信機とセットでデザインされているため採用した。

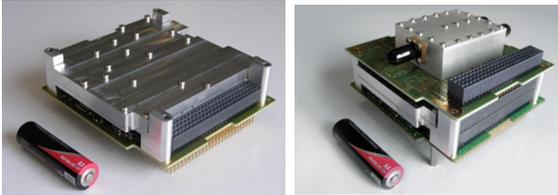


figure48. 左)EWC 27 HDR-TM X Band Transmitter/ 右) OPTC27-SRX-XX 搭載 [29]

表 23. EWC 27 HDR-TM X Band Transmitter の製品内容

Useful data rate (Mbps)	3 to 50. Inflight configurable(Up to 100, in o Fixed data rate)
Frequency range (MHz)	8025-8450, 1MHz step configurable
Harmonic rejection (dB)	>50 (tbc)
Convolutive data coding	Puncturing rate 1/2, constraint length 7, polynomial generators 171 and 133
Modulation	Filtered OQPSK
RF output power (dBm)	Flexible 30 - 33, with 1dB step
Advanced features	High-efficiency power amplifier
For 1W RF output power (W)	
For 2W RF output power (W)	
Operating temperature (°C)	-35/+45
Operating Life Time in Orbit (years)	
Dimensions	90x96x26 mm
Mass	0.225 kg

表 24. OPTC27-SRX-XX の製品内容

Useful data rate (Mbps)	3
Frequency range (MHz)	2025-2110MHz for Telecommand
Modulation	PCM/PM/SP-L(8-256 kbps)

10.4 地上局の選定

本衛星が用いる地上局を二箇所設定した。ミッションデータを昭和基地にダウンリンクし、HKデータのダウンリンク、およびそれに対するコマンドデータの送信は全て福井工業大学あらわキャンパスの10m パラボラアンテナを用いて行うことにする。

使用する昭和基地について、オーロラ観測衛星「あけぼの」などのミッションデータ量が多い衛星のダウンリンクに使用されている実績がある。これは極地上空を多く通過する軌道で運用を行う場合、高緯度に地上局を設置することで1日あたりのダウンリンク数を多く確保することが出来るという利点がある。本衛星も同様にミッションデータが多く、極域を通過する円軌道で運用を行うためこの方法を採用した。さらに昭和基地を地上局とする衛星は少ないため都合がよい。

表 26.昭和基地内容

	昭和基地
アンテナ直径 [m]	11
アンテナ利得 [dB]	45.31
ビーム幅 [deg]	3



figure49. 昭和基地多目的衛星アンテナ[27]

福井工業大学の地上局について、この地上局では L、S、X 帯の3つの周波数帯で同時受信が可能であり、BPSK、QPSK など基本的な変調方式に対応している。信号を分岐しているので、複数の衛星計画に参加可能という特徴がある。信号の受信は仰角2度以上で可能、仰角5度以上でAuto Track 機能によるより正確な追尾が可能、X帯では最大仰角15度となっている。

表 27. 福井工業大学の地上局内容

項目	性能
アンテナ直径	10.26 m
鏡面精度	0.51 mm
周波数帯	L帯 : 1.67 - 1.7 GHz (パラボラ 1次焦点)
	S帯 : 2.2 - 2.3 GHz (パラボラ 1次焦点)
	X帯 : 8.0 - 8.5 GHz (カセグレン焦点)
偏波	L/S帯 : RH、LHの切り替え方式
	X帯 : RHのみ
ビーム幅	L/S帯 : ±0.8度
	X帯 : ±0.25度
システムG/T (受信感度)	L帯 : 16.8 dB/K
	S帯 : 22.0 dB/K
	X帯 : 34.4 dB/K
受信機、対応可能な変調方式	L/S帯 : 1.67-1.72, 2.2-2.3 GHz受信機、 BPSK/QPSK/PM/FM 対応
	X帯 : 720MHz F, BPSK/QPSK 対応
アンテナ駆動速度	方位角 : 14度/秒
	仰角 : 6度/秒
アンテナ制御	パソコンより制御。 2 line elementsの登録による自動制御。

10.5 回線設計

1. 送信 EIRP

等価等方放射電力(EIRP) P_E [dBW]は次式より与えられる。

$$P_E \text{ dBW} = P_{TX} - L_{FTX} + G_{ATX} - L_{APTX} \dots (1)$$

P_{TX} : 送信機の出力電力[dBW]

L_{FTX} : 送信機と送信アンテナを接続する給電系の損失[dB]

G_{ATX} : 送信アンテナの最大放射方向の絶対利得[dBi]

L_{APTX} : 送信アンテナのポインティング損失[dB]

2. 受信 G/T

受信 G/T [dB/K]は次式で与えられる。

$$G/T \text{ [dB/K]} = GARX - LFRX - LAPRX - TS \dots (2)$$

$GARX$: 受信アンテナの最大放射方向の絶対利得[dBi]

$LFRX$: 受信アンテナと受信機を接続する給電系の損失[dB]

$LAPRX$: 受信アンテナのポインティング損失[dB]

T_s : システム雑音温度[dBK]

ただし、システム雑音温度 T_s [dBK]は次式で与えられる。

$$T_s \text{ dBK} = 10 \log \{ (TA/L + TF(1 - 1/L) + TE) \} \dots (3)$$

$L = 10^{LFRX/10}$ (給電損失の真数)

TA : アンテナ雑音温度[K]

TF : 給電線雑音温度[K] (通常、予測温度上限の313[K](40°C)を用いる)

TE : 受信機雑音温度[K]

3. 電力分配損失

今回は中継回線を使用しないため考慮しない。

4. 自由空間損失(free space loss)

自由空間損失 L_d [dB]は次式で与えられる。

$$L_d \text{ dB} = 10 \log (4 \pi d / \lambda)^2 = 32.45 + 20 \log(f) + 20 \log(d) \dots (4)$$

d : 送受信アンテナの距離[km]

λ : 波長[km]

f : 搬送波周波数[MHz]

5. 偏波損失(Lp : polarization coupling loss)

偏波には直線偏波、円偏波、楕円偏波の3種類がある。このうち到来信号波と受信偏波の組み合わせで偏波損失 LP [dB]を設定する。

1. 円-直線(または、直線-円)の場合

$$LP \text{ [dB]} = 3.0 \dots (5)$$

2. 直線-直線の場合

$$LP \text{ [dB]} = 10 \log(1/\cos^2 \theta) \dots (6)$$

θ : 受信アンテナの編波方向と到来信号波の編波方向のずれ角

3. 楕円-楕円の場合

$$LP \text{ [dB]} = 10 \log((R1+1)(R2+1)(R1R2+1)^2 \cos^2 \theta + (R1+R2)^2 \sin^2 \theta) \dots (7)$$

$R1$: 受信アンテナの楕円偏波率

$R2$: 到来信号波の楕円偏波率

θ : 受信アンテナの偏波の長軸と到来信号波の偏波の長軸とのずれ角

$R1$ と $R2$ は楕円の長軸と短軸の比である。

本衛星では直線-円偏波で偏波損失の計算を行う。

6. 降雨損失

降雨損失 LRA [dB]は搬送波周波数が高くなればなるほど、その影響が顕著になり X バンドで 1~2[dB]、Ku バンドで 6~9[dB]、Ka バンドで 20~30[dB]に達する場合もある。降雨損失 LRA [dB]は次式で与えられる。

$$LRA = \gamma R (hRA - hAN / \sin e) \dots (7)$$

γR : 特性減衰[dB/km]

hRA : 雨雲の高度[km]

hAN : アンテナの高度[km]

e : 地上局の仰角[deg]

7. 大気吸収損失

大気吸収損失 LA [dB]は次式で与えられる。

$$LA \text{ dB} = \gamma_0 r_0 + \gamma_w r_w \dots (8)$$

γ_0 , γ_w : 酸素および水蒸気の吸収係数[dB/km] (γ_0 は 0.006, γ_w は 0.007 である。)

r_0 , r_w : 酸素および水蒸気の等価通路法長[km]

衛星を見込む迎角 EI [deg] と酸素、水蒸気の分布高度 (それぞれ 4[km], 2[km]) により次式から算出する。

$$r_0 = 4 / (\sin EI) \dots (9)$$

$$r_w = 2 / (\sin EI) \dots (10)$$

通信に使用できる仰角は、地球局側の送信規定から仰角 EI [deg]を昭和基地、福井工業大学共に 5[deg]として計算を行った。

8. 受信C/NO

受信 C/NO [dBHz]は次式で与えられる。

$$C/N_0 = PE - LPS - L_d - LF - LA - LRA - LV + G/T + 228.6 \dots (11)$$

PE : 受信局の EIRP[dBW]

LPS : 電力分配損失[dB]

L_d : 自由空間損失[dB]

LF : 偏波損失[dB]

LA : 大気吸収損失[dB]

LRA : 降雨損失[dB]

LV : 各種損失[dB]

G/T : システム雑音温度に対する受信アンテナ利得比 [dB/K]

9. 要求 Eb/N0

要求 C_b/N₀ はコマンドやテレメトリデータとして広く使われている PCM(Plus Code Modulation)データの要求データ品質から認定した。今回は NRZ-M を用いる。要求データ品質としては、ビット誤り率 (BER: Bit Error Rate)が基準となり、コマンドデータに対しては 1×10^{-6} を、テレメトリデータに対しては 1×10^{-5} が一般的に用いられている。以下に理論的なビット誤り率と要求 Eb/N₀ の関係を示す。

表 28. ビット誤り率と S/N との関係

	NRZ-L	NRZ-M
BER : 1×10^{-6}	Eb/N ₀ : + 10.5 dB	Eb/N ₀ : + 10.8 dB
BER : 1×10^{-5}	Eb/N ₀ : + 9.6 dB	Eb/N ₀ : + 9.9 dB

10. ハードウェア劣化量

復調系ハードウェアの劣化量や、伝送特性に伴う波形歪みによる劣化量というものが存在する。一般的に 2.0~2.5dB の復調損失をハードウェア劣化量として今回は用いた。

11. 要求 C/N0

要求 C/N₀[dBHz]は次式で与えられる。

$$C/N_0 = L_m + (E_b/N_0)_{req} - G_c + L + BR \dots (12)$$

L_m : 変調損失[dB]

(E_b/N₀)_{req} : 所要の BER を得るための最小 E₀/N₀[dB]

G_c : 符号化利得[dB]

L : ハードウェア損失[dB]

BR : ビットレート[dBHz]

10.5-1 回線 マージン

回線が成立する条件として回線マージンを設定する。回線マージンは取りうる最悪のケースにおいて 1[dB]以上確保する必要がある。さらに他のシステムの干渉劣化に対するマージンも考慮した上で、今回はアップリンクで 10[dB]以上、ダウンリンクで 10[dB]以上取れば良いとする。回線マージン M[dB]は次式により与えられる。
 $M \text{ dB} = C/N_{0rec} - C/N_{0req} \dots (13)$

C/N_{0rec} : 受信 C/N₀[dB]

C/N_{0req} : 要求 C/N₀[dB]

コマンドデータのアップリンクのマージン M_{up} dB は次の通りである。

$$M_{up} \text{ [dB]} = 168.92 - 51.05 = 117.87 \text{ [dB]} > 10$$

よって回線マージンは 10[dB]以上確保できることが確認できた。

次に福井工業大学での HK データのダウンリンクの回線マージンを以下に示す。

$$M_{HKdown} \text{ [dB]} = 89.80 - 46.55 = 43.25 \text{ dB} > 10 \text{ dB}$$

よって回線マージンは 10[dB]以上確保できることが確認できた。

次に昭和基地でのミッションデータのダウンリンクの回線マージンを以下に示す。

$$M_{midown} \text{ [dB]} = 110.9 - 46.55 = 64.36 \text{ dB} > 10 \text{ dB}$$

よって回線マージンは 10[dB]以上確保できることが確認できた。

今回、本衛星は高度 400km という低高度軌道を採用しているために自由空間損失 dB がかなり小さくなったことから回線マージンに十分な余裕ができていていると考えられる。

10.5-2 電力束密度(PFD)

電力束密度 PFD(Power Flux Density)とは、地表面に放射される単位面積当たりの電波の強度を意味する。衛星から送出される電波が地上の無線システムに影響を与えないように、電波の強度は規定された値以下に抑えなければならない。この許容値として、地表面での電力束密度の最大値が国際電気通信条約附属無線通信規則で規定されている。また、最大電力密度の制限は周波数帯及び地球局仰角(EL)をパラメータにして規定されている。以下に X バンドの電力束密度制限を示す。

$$0 \text{ deg} \leq EL \leq 5 \text{ deg} \Rightarrow PFD \leq -150 \text{ [dBW/m}^2] \dots (14)$$

$$5 \text{ deg} \leq EL \leq 25 \text{ deg} \Rightarrow PFD \leq -150 + 0.5(\delta - 5) \text{ [dBW/m}^2] \dots (15)$$

$$25 \text{ deg} \leq EL \leq 90 \text{ deg} \Rightarrow PFD \leq -140 \text{ [dBW/m}^2] \dots (16)$$

本衛星では福井工業大学基地と昭和基地を地上局として使用することを想定している。仰角 EL はどちらも 5[deg] であることから、この不等式に当てはまるかどうかを制限値である最大 PFD を求め確認した(以下に計算結果を示す)。

8kHz 帯域幅での電力の最大値 P_{8kHz} の算出

$$P_{8kHz} \text{ [W]} = P/f_x \times 8 \text{ Hz [W]} \dots (17)$$

P:送信電力[W]

fx:送信ビットレート[bps]

電束密度(PFD)の算出

$$PFD \text{ 8kHz [dBW/m}^2\text{/8kHz]} = 10\log(P8\text{kHz} \times g\text{TX}) / (4\pi d^2 \times 10^6) \dots (18s)$$

P8kHz: 8kHz 帯域での電力の最大値 [W]

gTX: 送信アンテナ利得(給電損失を含む)でGTXの真数

GTX: 送信アンテナ利得(給電損失を含む) [dB]

d: 衛星と地上との距離 [km]

以上より福井工業大学 PFD = -134 <-150、昭和基地 PFD = -134 <-150 より規定のパラメータ内に収まること
がわかった。

表 29. 回線計算表

項目	単位	アップリンク	ダウンリンク(福井工業大学)	ダウンリンク(昭)
周波数	GHz	2.25		0.72
送信EIRP	dBW	-0.98		-11.05
送信機出力	dBW	-3.98		10.00
給電損失	dB	0.00		10.00
送信アンテナ利得	dB	3.00		11.00
ポインティング損失	dB	0.00		0.05
電力分配損失	dB	0.00		0.00
自由空間損失	dB	88.42		88.42
備置損失	dB	0.00		3.00
大気吸収損失	dB	0.28		0.43
降雨損失	dB	0.00		1.50
各種損失	dB	考慮しない	考慮しない	考慮しない
受信G/T	dB/K	-30.00		34.40
アンテナポインティング損失	dB	0.00		0.00
受信アンテナ利得	dBi	-15.00		50.00
システム雑音温度	dBK	28.39		16.00
受信C/No	dBHz	168.92		89.80
変調方式		BPSK	QPSK	QPSK
要求Eb/No	dB	10.8		9.90
ハードウェア劣化量	dB	2.25		2.25
符号化利得	dB	5.20		5.20
ビットレート	dBHz	43.20		39.60
変調損失	dB	0.00		0.00
要求C/No	dBHz	51.05		46.55
電束密度(PFD)	dBW/m ² /8kHz			-134.00
回線マージン	dB	117.87		43.25

11 データ処理系(C&DH(Command & Data Handling) 系)

11.1 C&DH 系への要求

本衛星において C&DH 系では以下の機能が要求される。

1. コマンド信号の入力、解釈、分配
2. 自立化コマンド機能(衛星のテレメトリデータを監視し、異常が発生した場合には自動的に安全な状態に移行させる)
3. HK データの収集、多重化、記録、出力
4. ミッションデータ記録、再生機能
5. データ圧縮機能

本衛星は太陽極大期と極小期の 2 回に分けて運用を行うことを最終ミッションとしている。よって本衛星の設計は今回限りではなく、次の世代の宇宙線観測衛星の制作も見越して設計を行う必要があると考えた。よって今

回搭載する CPU として小型で消費電力が少ないという点と小型衛星を対象に設計されているという点からシマフジ電機の SEMC5701B を使用することにした。また、CF のコネクタもあるため記憶容量の増設も可能である、よって大量のデータを記録する本衛星の仕様に適していると考えられる。



figure50. CPU(シマフジ電機 SEMC5701B)製品内容

表 30. CPU(シマフジ電機 SEMC5701B)製品内容

CPU	MHz	VR5701A/200, 500, 300
フラッシュメモ	MB	16
DRAM	MB	DDR SDRAN 64
入出力/I/F		Space Wire, RTC, CF(TrueIDE), XGA(1024×768), USB1.1 LAN(100BASE), Audio (Stereo) 入出力 RS232C, JTAG I/F (ディバグ用)
電源	V	5
消費電力	W	10
サイズ	mm ³	52×52×55

11.2 本衛星のテレメトリ

表 31. HK データ量

	テレメトリの種類	データ数(byte)
GPS	GPS(位置情報・時刻)	2
姿勢制御系	太陽センサ	2
	磁気センサ	2
	磁気トルカ 3 軸	6
	RH 角速度×3	6
	姿勢角	2
	姿勢レート	2
電源系	バッテリー電力	2
	バッテリー温度	2
	太陽光電圧	2
	太陽光電池表面温度×4	8
通信系	送受信機の温度	4
	制御装置温度	2
熱制御系	宇宙線検出器温度×2	4
	断熱材温度×6	12
	内壁の温度×3 面	6
合計		64

11.3 メモリー(データレコーダー)

今回の衛星で必要なメモリー容量は 4.8GB のミッションデータを蓄積出来るメモリーが必要である。これに HK データも蓄積することを考えればさらに 5.0GB のデータ容量を持ったメモリーが必要になると考えられる。しかし SEMC5701B には 16Mbyte のフラッシュメモリーしかないため 8G の CF を搭載することで記憶容量を増やす。今回採用したのは宇宙用耐放射線(H-core 及び TTMR を用いた)のある ATI 社の 8GB の NAND フラッシュメモリーである。

表 32. NAND CF

トータルドーズ	krad	>100(Si)
SEL	MeV/mg/cm2	>58.7
SEU		全てのシングルビットエラーを訂正
SEFI		SEFI又はブロックエラー無し
電源	V	3.3

11.4 放射線対策

トータルドーズ効果(TID)

トータルドーズ効果とは入射した全放射線の累積による恒久的な損傷である。対策としては比重の大きい物質(放射線シールド)で宇宙放射線を遮蔽することによって搭載機器に与える劣化影響を軽減できる。今回は仕様する機器の周りにアルミ板を搭載し、放射線を遮断する対策をとる。

シングルイベント現象

シングルイベント現象とは1個の高エネルギーの陽子や重イオン粒子の入射により発生する電子部品の動作不良のことである。南大西洋異常(SAA)などで起こることが多く、重粒子などエネルギーの大きな放射線の影響を受けるため遮蔽は殆ど不可能である。耐性のある機器を選択する必要がある。

12 姿勢・軌道制御系

12.1 外乱トルク

外乱トルク姿勢制御系のサイジングを行うにあたり、本衛星の運用に影響を与えると予想される以下の4つの外乱トルクについて評価を行う。

- ・重力傾斜トルク
- ・太陽輻射圧トルク
- ・地球磁場トルク
- ・空力トルク

12.1-1 重力傾斜トルク

重力傾斜トルク T_g [N・m]の最大値は以下の式で示される。

$$T_g = (3\mu/R^3)|I_z - I_y|\theta \quad \dots(1)$$

μ : 地球重力定数(3.99×10^4 [km³/s²])

R: 軌道半径(地球半径RE+高度h[km] = 6771 km)

θ : Z 軸の地心方向ベクトルからのずれ角 (90deg = 1.5708rad) 検出器を地球方向に向けるため

Iz, Iy: 慣性モーメント(Iz 1.3001 [kgm²], Iy 1.066[kgm²])
 よって今回最大の重力傾斜トルクは $T_g = 3 \times 3.99 \times 10^4 / 6771^3 \times |1.3001 - 1.066| \times 1.5708 = 1.41 \times 10^7$ [Nm] となる。

12.1-2 太陽輻射圧トルク

太陽輻射圧トルクの最大値は次式で表される。

$$T_s = P_s A_s L_s (1 + q) \cos(i) \quad \dots(2)$$

PS: 太陽輻射圧定数(4.617×10^6 [N/m²])

AS: 太陽光が当たる表面面積 (1[m²])

LS: 太陽輻射による圧力中心と質量中心距離 (0.2 [m])

i: 太陽光入射角(45 deg)

q: 反射係数(q=0.6)

$$TSP = 4.617 \times 10^{-6} \times 1 \times 0.2 \times (1 + 0.6) \cos(45) \approx 1.045 \times 10^6$$
 [Nm]

12.1-3 地球磁場トルク

地球磁気トルクの最大値は次の式で表される。

$$T = 10^{-7} D(2M/r^3)$$

D: 衛星の残留磁気ダイポールモーメント 2000(pole・cm)

B: 地球磁場

M: 磁気モーメント (8×10^{25} [emu])

r: 地球中心と衛星間距離(6771×10^5 cm)

$$T = 10^{-7} \times 2000 \times (2 \times 8 \times 10^{25} / (6771 \times 10^5)^3) = 1.031 \times 10^4$$

12.1-4 空力トルク

空力トルクは以下のように表される。

$$T_a = F_a \cdot L_a \quad \dots(4)$$

$$F = 1/2 \rho C_d A V^2 \quad \dots(5)$$

La: 重心から面の中心までのモーメント腕長 (= 1×10^{-2} [m]と仮定する)

ρ : 高度400kmでの大気密度 (= 0.50×10^{-11} [kg/m³])

A: 空気抵抗となる最大表面積 (= 1[m²])

V: 衛星速度 (= 7.00×10^3 [m/s])

Cd: 抗力係数 (= 2.2)

$$F = 1/2 \times 0.5 \times 10^{-11} \times 2.2 \times 1 \times (7 \times 10^3)^2 = 2.695 \times 10^{-10}$$

よって空力トルクは $T_a = 2.718 \times 10^{-14} \times 1 \times 10^2 = 2.718 \times 10^6$ [Nm] となる。

計算した4つの最大外乱トルクとこれらの最大外乱トルクが全て同じ方向にかかったとき、合計の最大外乱トルクは次のようになる。外乱トルクの中で地磁気トルクの寄与が一番大きい。

表33. 外乱トルク

重力傾斜トルク[Nm]	1.41×10^{-7}
空力トルク[Nm]	2.718×10^{-6}
太陽輻射トルク[Nm]	1.045×10^{-6}
地磁気トルク[Nm]	1.031×10^{-4}
外乱トルクの合計[Nm]	1.07×10^{-4}

12.2 姿勢安定方式

衛星の姿勢安定方式は3つに分類される。

1. 重力傾斜安定方式(衛星が受ける外乱トルクの中で重力傾斜トルクがもっとも大きいことが必要)

である。重力傾斜方式は完全に受動方式なので搭載する機器や電力の節約にはなるが姿勢精度が低いことが欠点。))

2. スピン安定方式(スピンから生まれるジャイロ効果により安定性と指向精度が容易に得られる、信頼度も高い。しかし、ミッション搭載機器も回転するため機能面で自由度がないことが欠点となる。
3. 3軸安定方式(現在の衛星で最もよく用いられており、姿勢運動は安定し精度は良い。しかし搭載機器構成が複雑なため、制御をするのが難しいという欠点がある。)

本衛星は地球に到来する一次宇宙線を観測する必要がある。衛星に搭載された宇宙線検出器は常に地球指向である方が地球に入射する一次宇宙線の水平分解能を増加することが出来る。よって重力傾斜安定方式で運用させることを考えた、しかし重力傾斜トルクよりも地磁気トルクの影響が大きい。今回のミッションの内容を考慮したところ通信を1周期の中で2回行うなど頻りに姿勢制御の精度を求められる。さらに搭載機器の電力供給を考えると、三軸制御を行っても十分な電力供給が出来るということが分かった。よって本衛星では三軸制御のゼロ・モーメントム方式を採用する。この姿勢方式は衛星の3軸(縦・横・高さ)それぞれに衛星の姿勢誤差を計測するセンサやジャイロを設置し、姿勢の乱れに応じて、リアクションホイールを回転させその反作用で姿勢の乱れを吸収することで姿勢を安定させる方式である(アンローディングに磁気トルカ使用)。

12.3 センサの選定

そして姿勢制御を行うためにも衛星がどの方向を向いているのかという姿勢情報が必要である。この情報を与えてくれるのが姿勢決定センサと呼ばれる機器である。姿勢決定センサには何か対象を計測するもの、自分自身の運動を計測するもの、位置を計測するものの3種類に分かれる。小型衛星に搭載が容易な姿勢計測法は以下の4つが実績もあり適当であると考えられる。

- 磁気センサ → 地球磁場方向の大きさの計測
- 太陽センサ → 衛星からみた太陽方向の計測
- ジャイロ → 衛星の機体座標系からみた角速度成分の計測
- GPS → 衛星の位置決定

12.3-1 磁気センサ

本衛星で用いる磁気センサを以下に示す。本衛星ではJAXA 様小型実証衛星(SDS-4)に搭載実績のある[明星電気株式会社]の磁気センサを用いる。

磁気センサは地球の磁場ベクトルの3成分を計測し、既存の理論値に計測した磁場を照会することで、衛星の姿勢を決定する。磁気センサは衛星に搭載されている様々な電子機器が作動している間は磁気が発生するため、その影響が誤差につながる。これを解消するためにあらかじめ、電子機器のノイズを除去するローパスフィルタや抵抗の値を変えると手順を踏む必要がある。電子機器由来の磁気ノイズは検出器開発にあわせて、評価し対策を講じる。

磁気センサ製品内容

- リングコア型フラックスゲート方式により、安定・高精度な計測特性
- 単一電源による動作
- アナログ電圧出力
- 小型、軽量、省電力
- 磁場の3成分強度を計測し、アナログ電圧信号で出力する。



Figure52. 磁気センサ[明星電気株式会社]

表 34. 衛星搭載磁気センサ[明星電気株式会社]製品情報

計測範囲	± 64000nT
アライメント精度	± 1deg
計測出力	0-5V
電源電圧	10~34V
消費電力	1W 以下
寸法	100mm × 50mm × 40mm
質量	220g 以下
使用温度範囲	-30°C ~ +60°C

12.3-2 太陽センサ

打ち上げ後に太陽の方向から衛星の姿勢を決定できるように、太陽センサによって太陽の方向を素早く捕捉する必要がある。今回本衛星に搭載するのはAEROASTRO 社の Coarse Sun Sensor である。太陽センサに対する要求としては視野が広くより多くの機会太陽を捉えることが出来るもの、小型であることが望ましいという点である。



figure53.太陽センサ AEROASTRO 社

表 35. 太陽センサ AEROASTRO 社

視野	deg	120
精度	deg	±5
サイズ	mm	φ12.7~9
質量	kg	0.06
耐性温度	°C	-40~+93
電圧	V	12
電力	W	0.05

12.3-3 ジャイロ

本衛星の姿勢を検出するため 3 軸ジャイロを用いる。また小型衛星に搭載できる機器の数は限られているため姿勢検出には冗長系をあまり確保できない。よって、少しでも信頼性が高く、小型かつ軽量、精度の良い物を採用したい。今回はジャイロには SYSTRON DONNER 社の QRS116 を 3 個搭載する。



figure54. ジャイロ(QRS116) [32]

表 36. ジャイロ(QRS116)

計測範囲	deg/sec	±100
分解能	deg/sec	0.004
サイズ	mm	φ37.85×16.38
質量	g	60
消費電力	W	0.1
耐性温度	°C	-55~+85

12.3-4GPS

本衛星のミッションでは EathCARE とのデータマッチングの際にデータを取得した時の衛星の位置を正確に計測する事が重要であるため GPS を搭載する。今回は小型で軽量のもの、小型衛星搭載の実績があり、放射性対戦があるスペー スリンク社の IGPS-2 を採用した、製品内容を以下に示す。



figure55. 小型衛星用GPS 受信機 IGPS-2[33]

表 37. 小型衛星用GPS 受信機 IGPS-2

初期補足時間	12min
ランダム誤差	±3m
計算時間	20msec
計測間隔	1sec
時刻標準	UTC に同期した 1sec パルス
放射線耐性	20KRAD 以上
重量	2.5kg
消費電力	5W
振動環境	23Grms
耐性温度	-20~60°C
サイズ	120mm×110mm×80mm

12.4 アクチュエータ選定

そして、姿勢決定を行った後には衛星が望ましい向きに検出器を向けることが出来るように能動的に姿勢制御を行う必要がある。本衛星では姿勢制御にリアクションホイールと磁気トルカを用いる。これらに対する性能要求として外乱トルク(最大値)よりも大きいトルクを出すことができればよい。

12.4-1 リアクションホイール

観測高度である高度 400km において、外乱トルクが全て同じ方向に作用するケースを想定した場合 1 周 (93=5580sec) で蓄積される最大角運動量 H_s は以下のようになる。

$$H = 5580 \times 1.07 \times 10^{-4} = 0.597$$

よって最大角運動量は $H=0.597$ [Nms] となる。

最大角運動量の値よりも大きな角運動量を有するものを選定する。

今回は VECTRONIC Aerospace の RW-VRW1 で 1[Nm] 角運動量容量をもったリアクションホイールを搭載する。

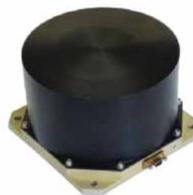


figure56.リアクションホイール

表 38. リアクションホイールの緒言

	単位	値
寸法	mm	115 × 115 × 77
質量	kg	1.8
慣性モーメント	kgm	2.0×10^{-3}
回転数	rpm	5000
角運動量	Nms	1.0
定格トルク	mNm	± 25
消費電力	W	1.0(0rpm) 3.0(4000rpm)
温度範囲	°C	-20~+70

リアクションホイールの回転数には限界がある。限界に達する前にリアクションホイールに溜まった角運動量を外部に排出しなければならない、これをアンロ

ーディングという。今回アンローディングをするための機器として磁気トルカを使用する。

12.4-2 磁気トルカ

磁気トルカはコイルに電流を流し電磁石をつくり、地球磁場との作用で磁気モーメントを発生させる。このトルクを発生させることによって衛星を向けたい方向に制御する。3次元空間で任意の方向に衛星を向けようとすると3本の磁気トルカが必要である。

磁気トルカの長所

- 小型衛星搭載実績あり、信頼性が高い
- 燃料機構不要、太陽電池からの電力で動作可能
- 低コストで小型化が可能

磁気トルカの短所

- クイックな動きが出来ない
- 地球磁気を利用しているため、地球近傍でしか使えない(本衛星は地球近傍を周回するため問題ではない)

本衛星は高度 400km を運用軌道としており、この高度における地球磁場の大きさは $5.15 \times 10^{-5} [T]$ である。1周 (5880sec) する間にリアクションホイールに蓄積されるトルクが $0.597 [Nm]$ より、アンローディングするために必要な発生磁気モーメントは

$$H = 5880 D1 \times B$$

$$D1 = 0.597 / (5.15 \times 10^{-5}) \times 5880 = 1.97$$

D1: 磁気トルカダイポールモーメント $[Am^2]$

よって今回は以下の磁気トルカが、他の磁気トルカと比べ性能が良く、消費電力に差がないこと、十分に D1 を満たしていることから採用した。



figure57. 磁気トルカ[明星電気株式会社]

表 39. 磁気トルカ[明星電気株式会社]

発生磁気モーメント	Am^2	12
駆動電圧	V	15
消費電力	W	1 以下
サイズ	mm^3	$250 \times 56 \times 29$
質量	g	500 以下
耐性温度	$^{\circ}C$	-30 ~ +60

13 地上システムとの関連

地上で観測されている宇宙線のデータ(日本に限らず、世界宇宙線観測網があるため)と連携をとりたいと考えている。

14 衛星の運用・データ取得手順

以上に記載

15. 具体的な実現方法

製作する範囲、費用

製作する範囲: 宇宙線検出器(読み出し部を含める)

費用: 開発、試験、材料費含め1億円

16. 開発・製造・打ち上げスケジュール

ール

本衛星の開発スケジュールを以下に示す。まず本衛星は概念設計を 2016 年度内に終える予定である。具体的にはプロジェクト、資金・設備的問題の解決の見通しをつける。

2017 年は本衛星のミッション部である宇宙線検出器を作製、性能を評価し、衛星本体・搭載機器作製にも取り組む。

2018 年には衛星全体の振動、熱、真空での動作など様々な環境試験を行い、さらに長期運用試験を行う。これから3年間で打ち上げに至るまでの準備を整える。



figure58. 宇宙線雲衛星開発計画

謝辞

この小型人工衛星設計解析書を作成するにあたってご指導頂いた神戸大学の青木茂樹教授、伊藤教授、蛭名教授、博士課程後期 2 年水谷深志さん、宇宙線・素粒子研究室の皆様、名古屋大学院の河原さん、神戸大学宇宙研究会アカツキの大島さん、ロゴをデザインして下さった吉本晏都子さん本当にありがとうございました。沢山の方々の協力のおかげで、何もかもが手探りの状態ながらここまでやってくることが出来ました。まだまだ至らないところはありますが、これからもどうぞよろしく願い致します。

参考文献

- [1] T. K. Gaisser., "Cosmic Rays at the Knee", arXiv: 0608553, (2006)
- [2] SVENSMARK: COSMOCLIMATOLOG-Y February 2007 • Vol. 48 p.1.19 A&G(Astronomy&Geophysics)
- [3] 中低高度軌道における宇宙放射線環境/無人宇宙実験システム研究開発機構/金井 宏、濱 一守、伊地智 幸一、秋山 雅胤
- [4] 太陽活動が地球気候に及ぼす影響-銀河宇宙線によるエアロゾル生成-/増田公明/Earozoru Kenkyu, 27(3),264-268(2012)
- [5] Cosmic ray decreases affect atmospheric aerosols and clouds/ Henrik Svensmark,1 Torsten Bondo,1 and Jacob Svensmark1/ GEOPHYSICAL RESEARCH LETTERS, VOL.36,L15101,doi:10.1029/2009GL038429, 2009
- [6] <http://solarscience.msfc.nasa.gov/predict.shtml/> phase of cycle 24 we now give 99% weight to the amplitude from curve-fitting technique of Hathaway, Wilson, and Reichmann Solar Physics 151, 177 (1994)
- [7] J. Almeida et al., Nature 502, 359 (2013)..
- [8] JISCARD / 国立研究開発法人 量子科学技術研究開発機構 放射線医学総合研究所 航路線量計算システム <http://www.jiscard.jp/information/01.shtml>
- [9] 宇宙放射線/西村純ら/共立出版
- [10] IPCC第5次報告書 第1作業部会 政策決定者向け要約 日本語訳,p.12
- [11] 宇宙線と雲核生成及び地球環境との 関連性についての研究 /名古屋大学大学院 理学研究科 素粒子宇宙物理学専攻 太陽地 環境研究所 宇宙線研究室/ 修士1年/伊澤雄貴
- [12] Cosmic ray decreases affect atmospheric aerosols and clouds / Henrik Svensmark,1 Torsten Bondo,1 and Jacob Svensmark/ GEOPHYSICAL RESEARCH LETTERS, VOL. 36, L15101, doi:10.1029/2009GL038429, 2009
- [13] ANISOTROPY IN COSMIC-RAY ARRIVAL DIRECTIONS IN THE SOUTHERN HEMISPHERE BASED ON SIX YEARS OF DATA FROM THE ICECUBE DETECTOR /IceCube Collaboration/Draft version June 3, 2016/Preprint typeset using LATEX style emulateapj v. 05/12/14
- [14] http://www.eorc.jaxa.jp/EARTHCARE/index_j.html
- [15] 大面積 MPPC array を用いた放射線検出器の最前線/早稲田大学理工学術院総合研究所・先進理工学研究科片岡淳
- [16] 光ファイバーを用いた放射線検出技術 /2005/11/14/WIRED JAPAN Co.Ltd
- [17] MPPC による大型プラスチックシンチレータの光量測定/小須田創/平成25年1月30日
- [18] Si/APD、MPCC/浜松フォトニクス https://www.hamamatsu.com/resources/pdf/ssd/03_handbook.pdf
- [19] 浜松フォトニクス/ Cat. No. KAPD0004J04 Mar. 2016
- [20] 人工衛星をつくる-設計から打ち上げまで-/宮崎康行 /平成23年11月30日/オーム社
- [21] 株式会社クラレ <http://www.kuraray.co.jp/products/plastic/psf.html>
- [22] 荷電粒子の物質中でのエネルギー損失と飛程/東京工業大学 理学部 物理学科 柴田研究室 岡村 勇介/平成21年2月27
- [23] 【R&D of MPPC】 the basic performance of MPPC, and the plastic packages / S.Gomi, T.Nakaya, M.Yokoyama, M.Taguchi, (Kyoto University) T.Nakadaira, K.Yoshimura, (KEK) for KEK-DTP photon sensor group/ Dec.7.2006 Hamamatsu
- [24] Solar Neutron Spectrometer (SNS) for Solar Flare Science/ Group E/ Hiroaki Kawahara, Sosuke Noda,Yuki Hayashi, Yasunori Babazaki, Tam Dao/2015 Nagoya University
- [26] Refer:ISS 軌道上 CALET テレメトリデータ模擬 早大先進理工 早大理工研 A 早大重点領域 B 神奈川大工C, JAXAD, 東大宇宙線研 E 下村健太, 鳥居祥二 A, 浅岡陽一 A, 小澤俊介 B, 笠原克昌 A, 神尾泰樹, 仁井田多絵, Holger Motz A, 力石和樹, 田村忠久 C, 上野史郎 D, 清水雄輝 D, 富田洋 D, 赤池陽水 E, 他 CALET チーム JPS2014 年次大会@東海大学
- [27] 大学共同利用機関法人 情報・システム研究機構 国立極地研究所 南極観測のホームページ <http://www.nipr.ac.jp/jare/now/20160217-18.html>
- [28] 衛星設計入門-衛星設計コンテスト実行委員会監修/茂原正道・鳥山芳夫 共編/2002年6月13日/ 培風館
- [29] Syrlinks-SPACE,DEFENSE&SECURITY <http://www.syrlinks.com/en/products/cubesats/hdr-x-band-transmitter.html> CCSDS COMMUNICATION PRODUCTS X & S Band for Cube & NanoSatellites SSC14-P4-10 ESA: D.Evans, CNES: J.-L.Issler, TU-Graz: O.Koudelka, Syrlinks: G.Guillois
- [30] 荷電粒子位置測定用検出器の開発 / 大阪大学大学院 理学研究科物理学専攻 山中卓研究室 前期博士課程2年/渡邊 誠/ 2015年2月/大阪大学理学研究科物理学専攻 修士論文
- [31] Antenna Development Corporation 151 S. Walnut St., Suite B-6, Las Cruces, NM 88001/ <http://www.antdevco.com>
- [32] SYSTRON DONNER 社 HP / <http://www.systron.com/inertial-sensors/single-axis-gyroscope/qrs116>
- [33] スペースリンク社 HP/ <http://members.jcom.home.ne.jp/socrate/products3.html>
- [34] Panasonic HP / https://industrial.panasonic.com/jp/products/batteries/secondary-batteries/lithium-ion#quicktabs-line_up_page_tab=1
- [35] 新日本無線株式会社 / <http://www.njr.co.jp/products/semicon/products/NJM431S.html>
- [36] PICO Electronics, Inc. / <http://www.picoelectronics.com/node/13270>
- [37] 国際宇宙ステーション「きぼう」船外プラットフォーム搭載 宇宙環境計測ミッション装置(SEDA-AP)/ 五家建夫・東京都市大学
- [38] <http://www.te.com/jpn-ja/about-te/news-center/ih492series.html>