

こもれび

信州大学工学系研究科電気電子工学専攻

岡本賢太 増田秀和 亀村誠人 若山裕記 郡真吾

篠原正樹 堀聖弘 岡野恵至 東川千夏

1. はじめに

1.1 ミッションの内容・目的

本衛星は、宇宙から信州の森林を観測する小型観測衛星である。メインミッションは信州大学農学部加藤正人教授が研究している森林のリモートセンシングである。本衛星に搭載する光学系の分解能は5[m]を目指し、木曾ヒノキの管理を行う。

さらに、サブミッションとして発光ダイオード(以下LED)を用いた衛星-地上間の可視光線通信を目指す。信州大学工学部半田志郎教授が研究している可視光通信を新たな通信手段として実験する。

1.2 ミッションの意義

木曾ヒノキの管理を行うことにより、現地調査の労力を軽減することができる。

可視光通信を行う人工衛星の前例はない。そこで本衛星では近年注目されているLEDを光源とした可視光通信を行う。LEDは長寿命であり、他の光源(ハロゲンなど)に比べて消費電力が少ない。これは発生電力の限られる小型衛星には最適である。また、民生品を用いることで人工衛星の製作コストを抑えることができる。さらに通信を行う際はLEDが光るので、地上から人工衛星の肉眼観測ができると考えられる。この通信技術が実証できれば、今後の小型衛星の新たな通信手段となり、さらにミッションの多様化にもつながるのではないかと考える。

1.3 背景

現在まで、さまざまな地球観測衛星の打ち上げ・運用が行われてきた。その中でALOSやLANDSATなどの衛星データにより地球の地形、森林、海面などのさまざまな情報を得ることが可能となった。



図1.3.1 : ALOS(JAXA HPより)

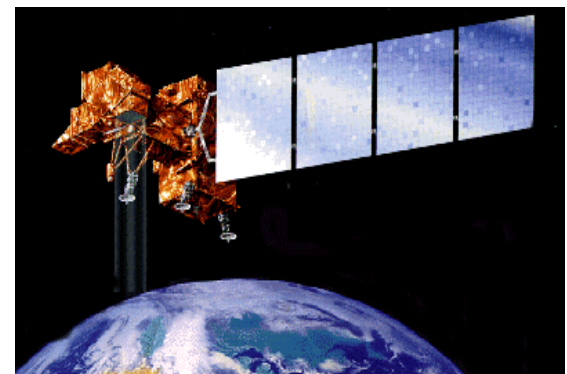


図1.3.2 : LANDSAT(NASA HPより)

地球観測衛星のミッションには陸地観測、海洋観測、災害監視などがある。本衛星のミッションとして森林リモートセンシングを採用した。

森林は光合成によって二酸化炭素を吸収し、酸素を排出している。当然森林の役割はこれだけでなく、木材や紙の原料、薪などの燃料を提供、山崩れなどの災害を防ぎ、きれいな水を涵養する。国内に目を向けると、森林は国土の約7割を占め、森林から生産されるものは非常に多い。そして今、森林は急速な経済発展とグローバル化、ニーズの多様化を受けて、約8割が外材輸入で賄われるようになり、国内の木材生産活動は停滞している。これによって国有林の人員削減や林業停滞によって森林の所有者は自力伐採が困難になっており、森林管理の将来方向が見通せない。これらの問題は私たちが現在住んでいる長野県でも同じ問題である。現在、長野県では松くい虫の被害や八島ヶ原

湿原の乾燥化が進んでいる。これらの問題に対して人工衛星データを用いた解析は行われておらず、調査は人が現地まで足を運ぶ方法や現地に住んでいる人の情報によって調査している。しかし、人の立ち入ることのできる森林区域には限界があるため、これらの方法では正確な森林の情報を知ることができない。そこで人工衛星データを使うことで、現地の人が入ることの難しい森林の情報などを得ることができる。

森林環境が大きく関与している地球環境問題として、地球温暖化問題が挙げられる。樹木の違法伐採・過度の焼畑移動耕作・森林火災などが原因で森林劣化が起こる。これらは大量の二酸化炭素排出の原因でもあり、この内森林火災によるCO₂排出量は年間60～150億トンで、これは地球全体の排出量の約25～50%に相当するという。例えば森林リモートセンシングによる森林の監視を行うことで、火災の発見・対応が早急にできる。森林リモートセンシングの自治体利用例としては、設定区域内の森林資源現状の把握(岩手県)、森林経年変化の調査(熊本県)などがある。

本衛星のミッションに森林ミッションを採用した最大の理由は、私達が在籍する信州大学は長野県の緑豊かな山々に囲まれており、「森林」が身近な存在であるからである。前述した森林問題や、今後発生する問題の解決に本衛星のデータを役立て、森林保全につなげたい。

本衛星のサブミッションとしてLEDを用いた可視光通信を行う。以下に可視光通信に関する背景について述べる。

可視光通信は光通信のなかでも見える光を利用した無線通信である。地上では照明器具や信号機などの光源がLEDに変わりつつある。これらのLEDを人の目には分からない程の速さで高速に点滅させることにより、データを送信することができる。例えばデジタルカメラ、携帯に装備されたカメラのように、可視光を受け取るシステムは実はすでに普及されている。可視光を用いた通信には次のようなさまざまなメリットや特徴がある。

- ・可視光は日常生活上で目に見える光を使用するため人間に安全である。また照明に用いている数ワットという高い電力でそのまま送信することができる。
- ・照明は至る所に設置されているため、照明機器に通信機能を付加するだけでワイヤレス環境が構築できる。

- ・現在のところ電波法などの法的規制がないため非常に広い帯域で高速な通信が可能となる。
- ・病院や宇宙船内では精密機器への影響から電波などの無線通信は使用できないが可視光では影響は無いと考えられる。
- ・可視光では電磁波などの人体への影響は無いので送信電力を上げることが可能である。

可視光と赤外線はどちらも数100[THz]帯という周波数で性質は非常に似ているが、LED等を用いた可視光通信で使われる可視光域は人間の目に見えるため、照明に用いている数ワットという高い電力＝速度でそのままデータを送信することができる。

可視光通信の送信で使用される光源はLEDであり、受信部は通常フォトダイオードなどのデバイスを利用するのが一般的である。だが新しくカメラ等に利用されているイメージセンサを利用して可視光通信を行う技術がある。イメージセンサを図1.3.3に示す。イメージセンサの特徴として

- ・複数の受信チャンネル
 - ・送信機の位置が特定できる
 - ・空間分離により混信や干渉がない
 - ・長距離の通信が可能

等がある。

イメージセンサは大量のフォトダイオード(画素)の集まりである。一つの画素を一つの受信チャンネルと考えれば100万画素のイメージセンサでは100万の受信チャンネルを持っていることになる。また、それぞれの受信チャンネルは画素に対応する位置情報を持っているため受信時に送信場所の位置を特定することができ、そして、送信部も光が1ドット以上に見えていれば受信が可能である。遠く離れば光源の見た目の大きさは小さくなるが、望遠鏡レンズ等を利用すれば遠くの送信機からの情報を読み取ることも可能である。



図1.3.3 : イメージセンサとフォトダイオード (VLCC HP)

2007年9月より灯台サブプロジェクトが立ち上がり、既存のLED灯台を応用した遠距離可視光通信の実現へ向けて活動を開始している。2008年10月、千葉県九十九里浜において、LED灯台を使用している灯台からの発光信号に情報を載せて、長距離通信が可能であることを確認する基礎実験が行われ、この実験においてイメージセンサを活用することで、遠距離通信実験に成功した。

(通信距離2[km]では通信速度1022[bps]、通信距離1[km]では通信速度1200[bps]を記録)。

2010年では3[W]高輝度LEDを使用して千葉県東金市と九十九里浜の間13[km]、通信速度5[kbps]で通信を成功させた実験例もあり、今後はLEDの更なる高出力化や受光素子の性能向上により一層の高速化と長距離通信を目指している。

通信方式として主に4値パルス位置変調(4PPM)をサブキャリア方式(副搬送波)で変調し行う。近年衛星と地上間での光通信としてレーザーを用いられての研究が進められているが、レーザー光が目に入るなどの危険性やレーザーの指向性が狭いため高度な姿勢制御や追尾機能が必要となる。可視光通信で使用する光は日常生活上で目にする光を使用する事により安全であり、光源はLEDのため低コスト・長寿命であり、さらに省エネでもあり有害物が含まれない。また電波のように他の機器への干渉を考慮することや規定の法律に触れることもない。可視光通信が実証できれば電波通信と併用して多くのデータを送ることができると考えられる。半導体による可視光デバイスは日本の技術であり、この可視光通信技術も日本発、世界初の技術である。

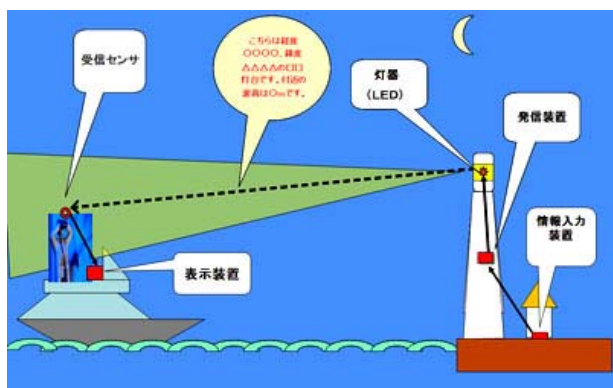


図1.3.4：遠距離可視光通信の例

2. システム概要

2.1 本衛星の概念

本衛星は信州大学農学部、加藤研究室（農学部附属アルプス園フィールド科学教育研究所センター）の森林リモートセンシング実験と工学部半田研究室の可視光通信実験をミッションとした小型衛星で、工学研究科の中島・酒匂研究室が開発を推進する。

2.2 本衛星の概要

衛星の形状は直方体で以下の図である。また衛星の諸元を以下の表に示す。本衛星のシステムブロック図を以下に示す。

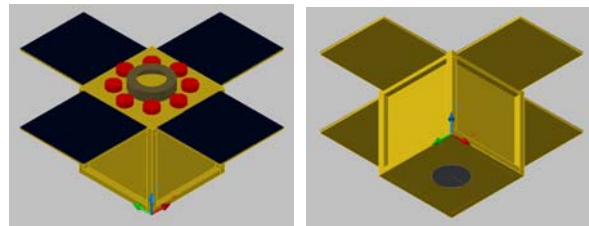


図2.2.1：太陽電池パネル展開前

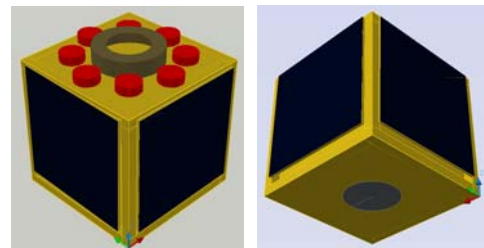


図2.2.2：太陽電池パネル展開後

表2.1.1：衛星の諸元

寸法	460×460×410mm	
質量	約44.6kg（マージン5kg）	
電力	約116W	
姿勢制御	定常時：太陽指向 実験時：地上観測地追尾指向 観測局指向	
通信系	ダウンリンク：Sバンド アップリンク：UHFバンド	
軌道	高度：700km 軌道傾斜角：98.2deg	
ミッション系	光学系 (望遠鏡)	有効口径：152mm 焦点距離：1524mm 分解能：5m
	光学系 (カメラ)	画素数：1100万画素 ピクセルサイズ：9×9μm
	LED	ピーク光度：30000cd 電力：3.8W×8個

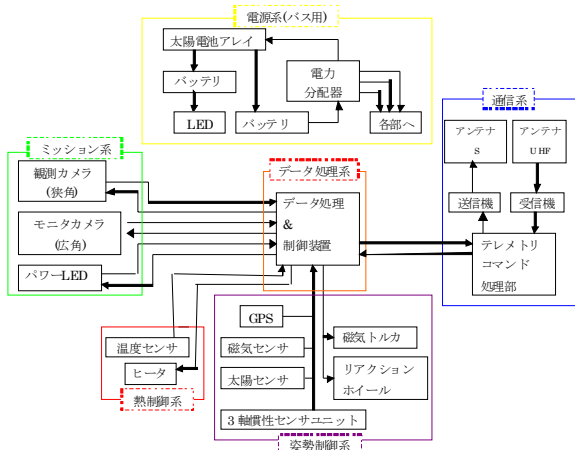


図2.2.3：システムブロック

2.3 運用概念

本衛星の森林リモートセンシングと可視光通信の運用概念を以下の図に示す。

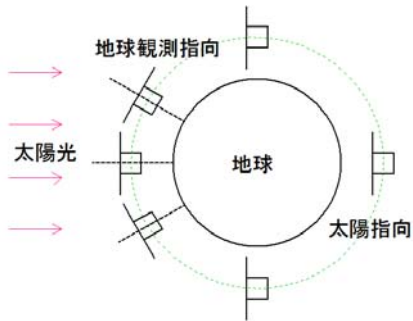


図2.3.1：森林リモートセンシングのイメージ

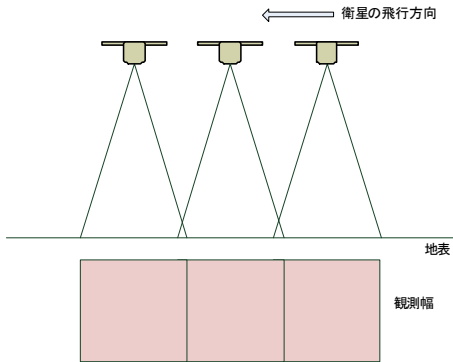


図2.3.2：森林リモートセンシングのイメージ

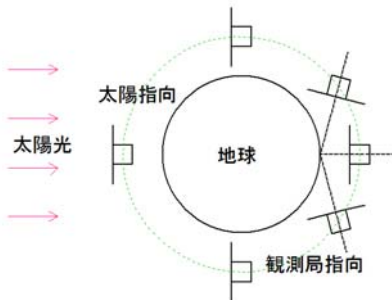
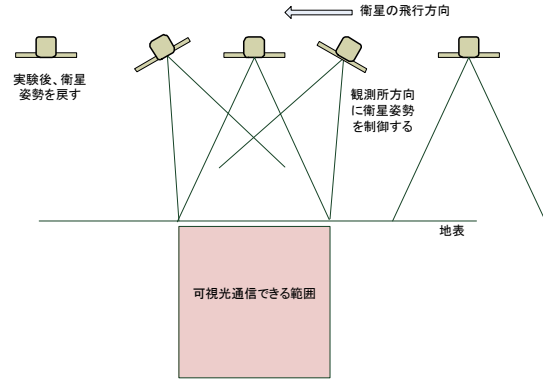


図2.3.3：可視光通信のイメージ



図

2.3.4：可視光通信のイメージ

3. ミッション系

(森林リモートセンシング)

3.1 森林リモートセンシングの具体的目的

本衛星のミッションは長野県の木曽ヒノキの管理を行う木曽ヒノキは現在まで建築材として明治神宮神楽殿や湯島神社本殿など多くの建築物に使われている。また、木曽ヒノキは神棚、杓文字、桶など身近にあるものにも使われている。



図3.1.1：明治神宮神楽殿（南木曽木材産業HP）

木曽ヒノキの特徴を表に示す。木曽ヒノキは他の檜と比べて生長に約2倍の時間を要する。これは山の傾斜が厳しく、多雨で寒さが厳しい自然環境のためである。

観測対象地域の長野県木曽郡は国有林だけで95000[ha]存在している。これだけの広さから天然木曽ヒノキだけを実際に調査することは困難である。そこで本衛星で木曽ヒノキがどこに何本くらいあるかを観測する。

表3.1.1：木曽ヒノキの特徴

調湿	湿度が高いと吸収し、乾燥すると水分を放出して湿度を調整する
吸収	有害な紫外線を吸収し、人への刺激を低減する
断熱	木材の熱伝導率は鉄の350倍と低く、温かみを感じる
耐火	木材の表面は炭化層になっているので芯まで燃えにくく変形しない
健康	有害物質を発せず、殺菌作用をもちカビ、ダニの発生を抑える
環境	光合成によって二酸化炭素を吸収する
再生	再生可能な地球資源
弾力	外部からの衝撃にも弾力性を持って反発し断裂しにくい

3.2：木曽ヒノキ観測のために

3.2.1：観測・解析方法

木曽ヒノキの数と場所を特定するために、2つの方法を用いる。1つめは植物が持っている反射分光特性を用いて木曽谷から木曽ヒノキを抽出する。2つめは信州大学農学部に加藤教授が行っている局所最大値フィルタ法で木曽ヒノキの数を判別する。

1つめの反射分光特性は植物の光の反射率を測定し、その植物が何であるかを特定するものである。この分光反射特性を利用するには近赤外域が非常に重要である。図3.2.1からもわかるように、可視域での植物の反射率と近赤外域での反射率とを比べると700nmを境に反射率が急激に増加する。可視域と近赤外域の反射率の違いをみることで、木曽谷から木曽ヒノキを抽出する。木曽ヒノキを含めた針葉樹の分光反射率を以下の図に示す。また木曽ヒノキを抽出するために必要な分解能は5[m]である。

2つめの局所最大値フィルタ法は1ピクセル当たりの輝度値を調べ、すべての輝度値の中から樹頂点を探す。局所最大値フィルタ法を用いるためには谷や樹木の影が影響しない、太陽高度が高い夏至前後が好ましい。しかし分解能5[m]の本衛星の画像にこの手法を用いるだけでは木曽ヒノキの数を判別することが難しい。そこで国土地理院が発行する航空写真（解像度40cm）を用いる。航空写真の特徴は解像度が非常に高いことである。一方白黒写真であるため本衛星のミッションの1つである木曽ヒノキの場所を特定することができない。そこで2つの写真を「ERDAS IMAGINE」というソフトを使用し、合成する。これを行うことで衛星写真のメリットである可視域～近赤外

域の波長領域と航空写真のメリットである高分解能を生かすことができる。信州大学農学部を撮影した写真の合成した写真のイメージを図3.2.2、図3.2.3に示す。また以下の木曽ヒノキの抽出のアルゴリズムを図3.2.4に示す。

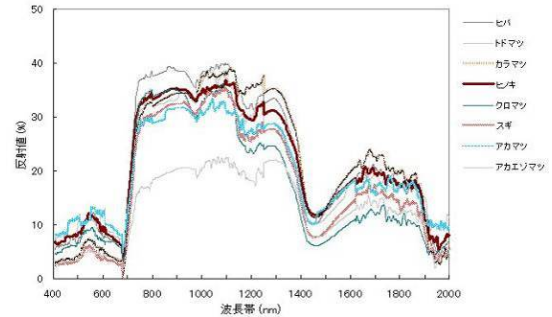


図3.2.1：針葉樹8種の分光反射率



図3.2.2：信州大学農学部を撮影したカラー写真（上）とモノクロ写真（下）

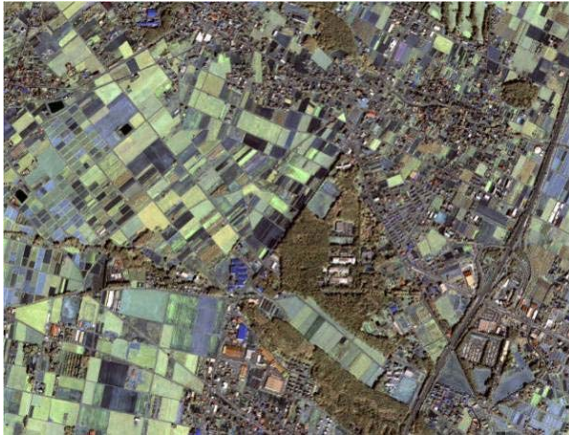


図3.2.3：図3.2.2を合成した写真

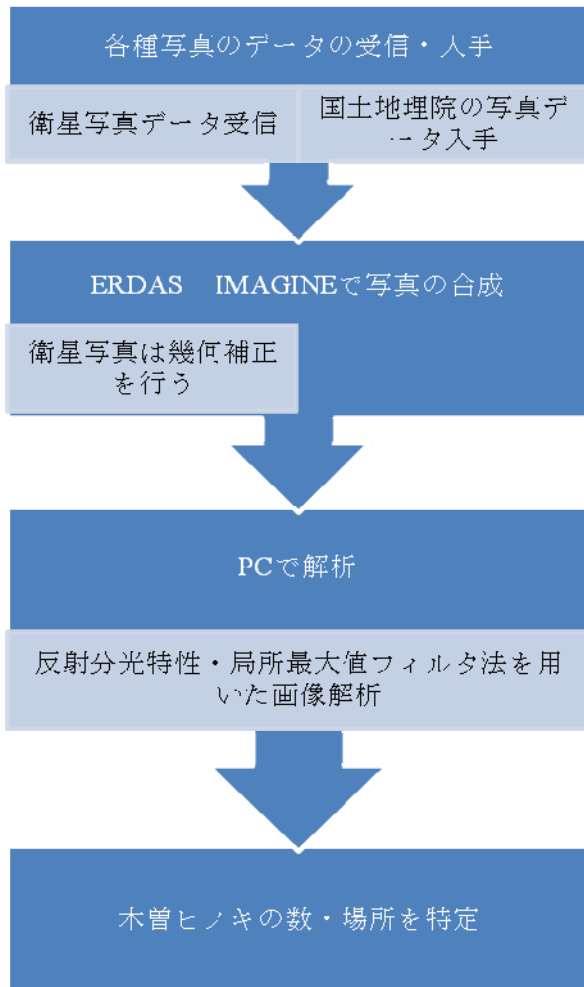


図3.2.4：木曽ヒノキの抽出アルゴリズム

3.2.2：観測波長領域

木曽ヒノキの観測波長領域について考える。まず可視域における太陽光が強く吸収される領域は青色領域（450～520[nm]）と赤色領域（630～690[nm]）である。近赤外域は700～2500[nm]である。健全葉では図3.2.1からもわかるように近赤外域中で700～1300nmも近赤外域で太陽光を強く反射する。この近赤外域中に水の吸収域920～980[nm]が存在している。水の吸収域は観測波長内に含ませたくないで、近赤外域での波長領域

は700～920nmとなる。従って、可視光を含めた最適観測波長領域は450～920nmとなる。

3.3節で詳しく記載するが、本衛星に搭載するカメラは400～840[nm]程度のスペクトルを観測できる。上記に最適波長領域は920nmと記述したが、カメラの仕様である840nmまでの波長域で十分に木曽ヒノキを抽出できる。従って木曽ヒノキの観測波長領域は450～840[nm]とする。

3.3 光学系の検討

3.3.1 ミッション要求

森林リモートセンシングにおける観測要求は地上分解能5[m]である。また観測波長は450～870[nm]で、高度は700[km]である。

3.3.2 カメラの選定

本衛星の観測波長は可視域、近赤外域であるので近赤外域のスペクトルを含んでいるカメラを選定する必要がある。そこでカメラはBITRAN社のBN-51Cを使用する。このカメラは400～840[nm]程度までのスペクトルを観測できる。またこのカメラの仕様を以下の表に示す。

本衛星でのミッション要求分解能は5[m]であるのでピクセル数から観測範囲は20×13.4[km]となる。また分解能dはピクセルサイズx、軌道高度H、レンズの焦点距離fにより以下の式で表される。

$$\frac{d}{H} = \frac{x}{f}$$

上式よりこのカメラを使用するときのレンズの焦点距離は1260[mm]必要となる。

表3.3.1：カメラの仕様

会社	BITRAN
型番	BN-51C
画素数	1100万画素
ピクセル数	4008×2672
受光面積	36.07×24.04mm
ピクセルサイズ	CCD 9×9μm
冷却方法	2段ペルチェ素子 自然冷却
サイズ	123×123×145.5mm
シャッター	0.1秒

3.3.3 広角カメラ

本衛星の観測範囲は20×13.4[km]である。この観測幅では衛星から撮影した場所の詳細を特定することができない可能性がある。そこで撮影し

た場所を特定するためにBN-51Cよりも広角のカメラを搭載する。この広角カメラではBN-51Cと同時に同じ場所を撮影し、どの場所を撮影したかを特定する。この広角カメラにはWebカメラを使用する。観測幅は100[km]で撮影する。この観測幅からミッションで撮影した場所を周りの川や山の起伏などから特定する。広角カメラの仕様を以下の表に示す。

表3.3.2：広角カメラの仕様

会社	BUFFALO
型番	BSW3K03H
映像素子	1/4インチCMOS
有効画素数	30万画像
解像度	最大640×480pix
寸法	W97×H47×D55mm
重量	100g

3.3.4 レンズ口径の明るさ

明るさはF値と呼ばれる指数で表され、レンズの焦点距離 f をレンズの口径の D で割った値である。よってF値は以下の式で与えられる。

$$F = \frac{f}{D}$$

通常の撮影では $F=1\sim 2$ で十分明るいレンズであるが、焦点距離1mを超える望遠鏡などは $F=8\sim 12$ が一般的である。

3.3.5 望遠鏡の口径と回折限界

光学系の口径は分解能 d 、軌道高度 H 、波長 λ 、口径 D とすると以下の式で表される。

$$d = \frac{1.22\lambda}{D} \cdot H$$

回折限界を超えないために必要最低限の口径は、波長観測帯の最大値は870[nm]を波長として計算すると149[mm]となる。またこの時に必要な焦点距離は1260[mm]となる。この条件を満たす望遠鏡の仕様を以下の表に示す。

表3.3.3：光学望遠鏡の仕様

会社	MEADE
型番	LT-6
反射方式	Schmidt-Cassegrain
有効口径	152mm
焦点距離	1524mm
口径比	F10
サイズ	φ17.8×36mm
重さ	5kg

4 ミッション系（可視光通信）

4.1：可視光通信について

信州大学では地上における可視光通信を研究している半田研究室と、宇宙から地上への通信を一体となって実施する。以下に可視光通信について説明する。

可視光通信とは目に見える光（およそ360nm～830nmの波長を持つ電磁波）を使ってデータ通信を行う無線通信である。赤外線や電波に比して、通信状態が見える、配線が不要、漏洩を完全に防止できる、電磁ノイズを出さない／受けないなどの利点がある。また、波長が長くなればなるほど電波は回折するので、障害物があってもそれを回り込んで通信することができるが、受信者からみて送信者がどこから電波を発しているかを知ることが難しい。だが可視光では回折することなくほぼ直進するので障害物があると通信をふさができ、目に見える光であるため受信者からみて送信者を容易に認識することができる。電波にはペースメーカーなどの電子機器を誤作動させる可能性があり、病院、電車、飛行機などの公共空間で使用を制限する他、法的規制が存在する。可視光通信の送信機から発する可視光は、よほど強烈な強い光でないかぎり、人体への影響はないものと思われる。現在のところ可視光通信を行うときの帯域は法的規制がないので、もし可視LEDなどのデバイスを高速に変調できれば、非常に広い帯域で高速な通信を行うことができる。

可視光通信には光強度を特定の周波数で振動させたうえで送信したいデータで変調させるサブキャリア方式を用いて4値パルス位置変調（4PPM）で変調する。図に4値位置パルス変調の方式を示す。受信側は主にフォトダイオードが用いられる。フォトダイオードでは、受光量に比例した電流量が発生し、信号が作られる。

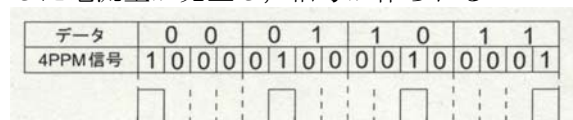


図4.1.1：変調方式

(知的システムデザイン研究室論文より)

4.2：光源としての諸条件

可視光通信に用いる光源としては、変調・復調ができることが必須条件である。この場合、伝送できる情報速度に対応する変調可能な最大動作速度が最も重要な評価項目になる。LD (Laser Diode) は1Gbps以上の高速変調が可能だが光が目直接入った場合の安全性に問題があり、取り扱いに注意を要する。照明用光源として今まで広く使われてきた蛍光灯は、半導体発光素子 (LD, LED) に比べて、放電と蛍光剤による発光という原理から最大変調速度はかなり遅くなる。また自

然光（太陽光）を光源として利用し、液晶シャッターのようなフィルター素子で変調するアイデアも研究されているが、通信に使えるほど高速に動作する適当なシャッターがないので実用化に至っていない。LEDは普通数百Mbps～数十Mbps程度の変調が可能で、照明用としても用いられることから安全性の面でもほぼ問題ない。

また、光源としてもう一つ大事な特性は寿命である。寿命がくれば光による本来の照明機能と通信機能が停止することとなり、交換するための手間と費用がかかる。LEDの寿命は4万～10万時間と言われており、平均的な寿命が1000時間程度の電球や6000時間程度の蛍光灯に比べて交換保守費用を大幅に削減できる。またLEDは省エネルギーであるため低コストに抑えられる。以上のことからLEDは可視光通信に適していると考えられる。

4.3：明るさの定義

軌道上でのLED光を地上で確認するためにはどの程度の光度が必要かを計算するにあたり、光に関する基本的な事項を確認する。

(1) 単位系

光を表す種々の単位系について簡単にまとめる。

- ・ 光束 ϕ (ルーメン) [lm]

放射束に人間の目の光に対する感度を考え合わせたもの。

- ・ 光度 I (カンデラ) [cd] [lm/sr]

点光源から発する光の単位立体角 ω [sr]あたりの光束 [lm]である。立体角 (ステラジアン) とは立体における角度であり、半径 r の球面上の面積 A [m²]を r^2 で割った値と定義される。

- ・ 照度 E (ルクス) [lx] [lm/m²]

光源から離れた一にある面に入射する光の単位面積あたりの光束である。

(2) 照度の等星換算

理科年表より、0等星の照度は 2.5μ lxと定義されている。また、等級はその明るさ (照度) が $\sqrt[3]{100}$ (およそ2.51) 倍になると等級が一つ下がる。よって照度 E [lx]の等級 m は次式のように定義される。

$$m = -\frac{\log(E/2.5 \times 10^{-6})}{\log(\sqrt[3]{100})} \quad (1)$$

4.4：肉眼で確認するために

肉眼で確認できる星は6等星までと言われる。よって観測地点においてLEDは観測時間中6等星以上に見える必要がある。(1)式より6等星になるための必要照度はおよそ 0.1×10^{-9} lxとなる。

観測幅は観測地点から衛星までの距離が700km～1500kmの範囲とし、1500kmから6等星で確認で

きることを目標とする。

4.5：パワーLEDを用いる場合の計算

今回用いるLEDは指向性が高く、光度が大きいことが望まれる。代表として岩崎電気のパワーLED (LAJ8C) 白色6500K, ピーク光度30000cd, 半値角 $\pm 3^\circ$ を用いる場合で計算を行う。



図4.5.1：パワーLED白色 (岩崎電気HPより)

まず、LED一つあたり明るさが何等級であるか求める。ピーク光度30000 cdはLEDの最高照度を点光源として単位立体角あたりの光束に換算したものであるため、これを鉛直距離700kmの地点から $\pm 3^\circ$ で照射した場合の地上照射面積 S [km²]を求め、そのとき照射される光束 ϕ [lm]を計算すると次式のようになる。

$$S = \{700 \times \tan(3)\}^2 \pi$$

$$= 36.7^2 \pi \text{ [km}^2\text{]}$$

$$\phi = I \cdot \omega$$

$$= 30000 \times \frac{36.7^2 \pi}{700^2}$$

$$= 259.2 \text{ [lm]}$$

観測地点における照度 E [lx]は

$$E = \frac{\phi}{S}$$

$$= \frac{259.2}{36.7^2 \pi \times 10^6}$$

$$= 6.09 \times 10^{-8} \text{ [lx]}$$

よってこのときの観測地点からの等級は

$$m = -\frac{\log(E/2.5 \times 10^{-6})}{\log(\sqrt[3]{100})}$$

$$= -\frac{\log(2.09 \times 10^{-8}/2.5 \times 10^{-6})}{\log(\sqrt[3]{100})}$$

$$= 4.03 \text{ 等星}$$

となる。次に観測地点から1500kmの場合を考える。この時観測地点から衛星を見た角 (LED光の入射角) はおよそ 65° である。よって、地上への照射面積 S 入射角の余弦に反比例して広がる。これを考慮し距離1500km時も同様に計算を行うと、等級は6.6等星となる。

ゆえに、距離1500km地点ではLED一つでは肉眼

では確認できない。本衛星にはLEDが8個搭載可能であるため、LED8個分24万cdで実視等級を見積もると

衛星－地上間距離700km：0.73等星
衛星－地上間距離1500km：4.33等星
となる。

4.6：LEDの耐放射線性について

LEDの耐放射線性については、事前にコバルト60を用いた放射線照射試験を行うことを想定している。その結果LEDの機能および寿命への影響が顕著である場合はLED発光面以外を鉛等で覆うことで外部への暴露を抑えLEDを放射線から防護を行う。尚、今回のミッションでLEDの軌道上での耐放射線性についても同時に調べられると考えているため、これもミッション目的の一部とし、軌道上でのLEDの寿命・電流値の変化をモニタする。

4.7：ミッション要求

可視光通信では送信機（発光素子）と受信機との距離が長いとその分通信速度や通信量が低下してしまう。また、間に光をふさぐ障害物があると通信が途絶えてしまう。ミッションでは発光素子を搭載した衛星と地上の受信機との間には700kmとの距離があるため、画像などの容量が大きいものを送らず衛星側からの信号を地上でうけとる。具体例として長野県歌である「信濃の国」を可視光通信で做起来地上で音として流す。通信時に雲などによる光をさえぎる障害物がない晴天のときにしか通信はできないと考えられる。また、パワーLEDを用いて発光させ地上からも望遠鏡または肉眼で確認できることにより宇宙との関係を身近に感じてもらいたいと期待する。

4.8：可視光通信の時間の算出

可視光通信を宇宙で行った例がないので地上で可視光通信を行った実験例を用いて考える。地上での最大通信距離は千葉県東金市と九十九里浜の間13kmで通信を成功させた例があり、このときの通信速度は5kbpsである。宇宙と地上間の可視光通信の例はなく、地上から望遠鏡を用いて観測し通信を行うため地上での通信成功例を参考にし考慮する。本衛星から送られる県下「信濃の国」は約400[kbyte]ならば圧縮しすべて送るのに

$$400 \div 5 = 80 \text{ sec}$$

約1分半必要になる。

本衛星では地上のある地点から観測したとき衛星が垂直に高度700kmを通過したときから前後の高度1500kmの間（elevation 22°）まで肉眼で見えるようにLEDを搭載している。

目で見える間の時間を算出する。図を参考にするとある地点から観測したときに衛星が高度

700km~1500kmを通過する角度範囲は22.7/2° となる。衛星が1週するのに99分かかるため目で見える時間は

$$99 \times 11.35 \div 360 = 3.12$$

約3分前後合わせて6分となる。

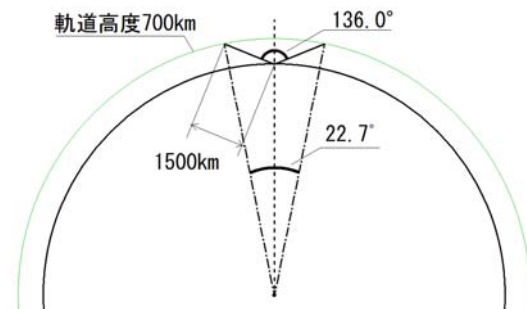


図4.8.1：elevation 22° の軌道

4.9：大気による減光の検討

人工衛星に搭載するLEDの光は宇宙空間から地球大気を通過して望遠鏡に届く。それが地球大気中を通り抜ける際、空気中の分子や微小粒子による散乱や吸収を受けるため、LEDの光は減光する(大気減光)。そして大気中の通過距離が長いほど、減光量は大きくなる。光の大気中の光路の長さを大気量(airmass)と呼び、人工衛星の天頂からの角度(天頂角)を z とすると、この大気量 $F(z)$ は以下の関数(airmass関数)で表される。

$$F(z) = \begin{cases} \sec(z) & (z < 60^\circ) \\ \sec(z) - 0.0018167(\sec(z) - 1) & \\ -0.002875(\sec(z) - 1)^2 & (z \geq 60^\circ) \\ -0.0008083(\sec(z) - 1)^3 & \end{cases}$$

(大気圏外で定める)LEDの等級を m_0 、大気減光を受けた等級を m とすると、大気減光の割合は、

$$m - m_0 = \Delta m = aF(z)$$

と表される。ここで a は減光係数を表し、この値は地域、季節、時刻などで変化する値であるが、今回は最悪値として0.5として検討した。人工衛星の移動によって天頂角 z が変化し、それによって人工衛星を地上から見た明るさも変化する。上式に基づいて計算した結果を図4.9.1に示す。

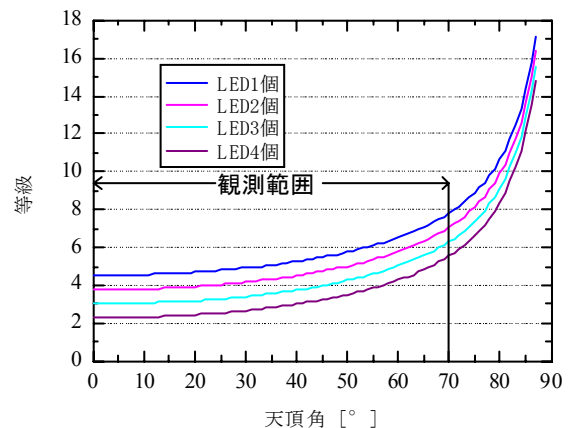


図4.9.1：大気減光を考慮したLEDの等級変化

図4.9.1より,天頂角 z が 70° 以降ではLEDの等級は急激に上昇するため,地上からの観測は難しくなる.そこで,観測は天頂角 z が 70° までの範囲で行うものとする.後述する地上観測機は最高15等星の光を観測可能なので天頂角 z が 70° の時,LEDを1個点灯(約8等級)させるだけでも,その光を十分観測できるといえる.天頂角($0^\circ \leq z \leq 70^\circ$)の範囲でLEDを8個,4個,2個,1個と照射条件を変えて通信実験を行う.

4.10: 背景光の影響検討

人工衛星-地上間で可視光通信は,日没後に行うが,その時影響するノイズとして考えられる光源は月光である.月は満月で約-12.6等級の明るさであり,地上から見て人工衛星が月と重なる時は背景光レベルが大きくなり通信でない.よって,可視光通信は地上の観測機の望遠鏡の視野に月が入らない時(新月の時などが望ましい)に行うものとする.また,地上の人工光の影響が少なく,なるべく標高の高い山頂などで受信を行う.さらに,背景光ノイズを低減させる方法として,図4.10.1のように地上光学系の先にフード,内部にバッフルを装備させることで,ノイズとなる光を遮断する.これにより最大のノイズである満月の等級を8等級程度まで減光し,衛星に搭載されたLEDの光を受光することで,可視光通信を行う.

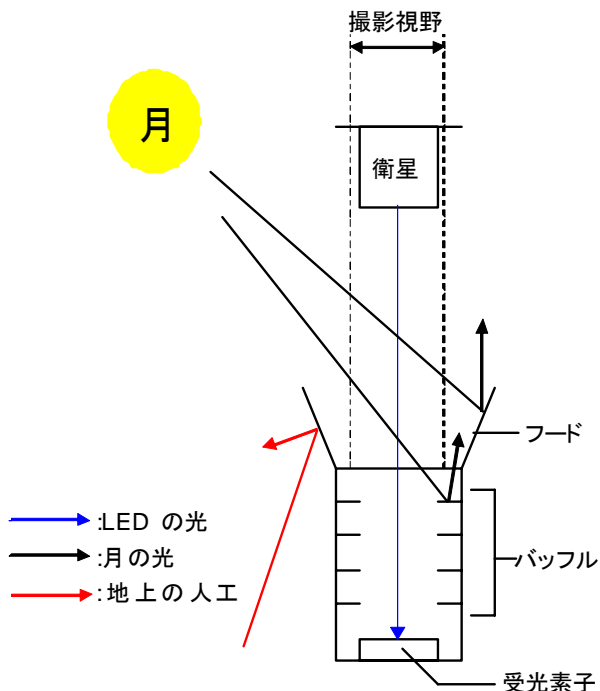


図4.10.1: 可視光通信イメージ

4.11: 通信変調方式の検討

可視光通信の変調は,3.5[MHz]の周波数(サブキャリア)にFM変調で5[kbps]の音声信号を重畳して,通信を行う.3.5[MHz]という自然光及び人工光の

周波数帯域を避けた周波数帯域を用いることで容易に送信信号のみを復調することが可能となり,結果的に背景光の影響を除去することができる.図4.11.1に受講方式のブロック線図を示す.

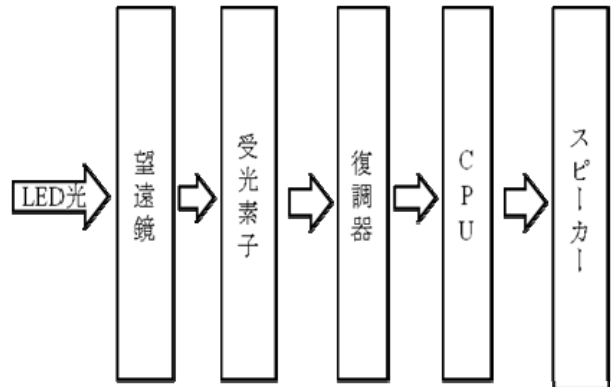


図4.11.1: 受光方式のブロック線図

4.12: 光学系の損失等の検討

図4.12.1に可視光通信に用いる地上の観測システムの一例を,表4.12.1に望遠鏡の諸元をそれぞれ示します.



図4.12.1: 地上観測システム(JAXAデブリ観測装置)^{[1],[2]}

表4.12.1：望遠鏡の諸元^[1]

鏡筒	名称	ビクセン SC355L
	対物鏡	シュミットカセグレン
	口径	355mm
	焦点距離	3910mm(F11)
		2463mm(F6.9) レデューサー1個使用時
CCD カメラ	名称	N.I.L. ICC-130M
	素子	SONY ICX085AL
	画素サイズ	6.7 μ m \times 6.7 μ m
	画素数	130万 (1280 \times 1024)
	受光面積	8.6mm \times 6.9mm
	A/D変換	12bit/18MHz
	最大撮像数	10枚/秒
	冷却法	ペルチェ冷却
視野	7.6' \times 6.1'	
	12.0' \times 9.6'	レデューサー1個使用時

衛星は地上から6等級で見えるため、本装置を用いて可視光通信を行う場合、容易に観測が可能である。また、本光学系による光の損失もほぼないものといえる。

CCDカメラは光軸調節のために搭載しており、地上で衛星の位置をモニタリングします。受光素子は、(株)アウトスタンディングテクノロジーの低静電容量反射集光型受光器(LEC-RP:Low Electrostatic Capacity Reflection Photodetector)を用いる。この受光素子の受光面はパラボラアンテナのような形状をしており、光を中心の1点に集め受光できるので、非常に高い感度を有する。受講面のイメージを図4.12.2に示す。

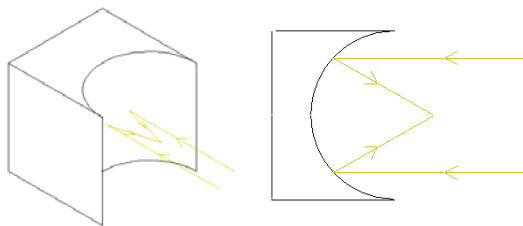


図4.12.2：受光素子のイメージ図

5. 軌道設計

5.1 設計要求

本ミッション成功のための設計要求は以下のようになる。

1. 鮮明かつきめ細かな画像が撮影できる(分解能5[m]).
2. 定期的と同じ場所の撮影ができる。
3. 1周あたり十分な発電量及び通信時間が確保できる。
4. 可視光通信が可能な夜間に観測地点上空を通

過する。

これらの要求を満たすような軌道の検討を行う。

5.2 軌道の検討

一般に低軌道(LEO)とは高度400~900[km]の軌道をいい、静止軌道とは高度36000[km]の軌道のことをいう。表5.2.1に低軌道衛星(LEO)と静止軌道衛星(GEO)の特徴を示す。

表5.2.1：低軌道衛星と静止軌道衛星の特徴

	低軌道 衛星	静止軌道 衛星
地球観測	地球全体	地球全体の1/5
分解能	高	低
太陽同期	可	不可

まず、静止軌道について検討する。静止軌道衛星はいつも同じ地点の上空を飛行している。つまり1地点だけを見ることのできる軌道である。よって、長野県の上空を飛行させ、常に同じ場所の観測を行うことが可能である。しかし、同時に本衛星は鮮明かつきめ細かな画像を撮影するという要求を満たさなければならない。これには光学系の分解能と人工衛星の軌道高度が大きく関係する。分解能は以下の式で表される。ここで、 d ：分解能[m]、 λ ：光の波長[m]、 D ：光学系の口径[m]、 H ：軌道高度[m]である。

$$d = \frac{1.22\lambda}{D} \cdot H$$

この式から、分解能 d と軌道高度 H は比例の関係にあることが分かる。ここで、高度700[km]、分解能5[m]の地球観測衛星について考えてみる。光の波長 λ を可視域の 0.5×10^{-6} [m]とすると、光学系の口径 D は約8.5[cm]となり、50[cm]角内に収めることは可能である。しかし高度36000[km]で分解能5[m]を実現しようとする上式より、光学系の口径 D は4[m]となり50[cm]角内に収めることは不可能である。

次に、低軌道について検討する。低軌道衛星は地球を周回する(高度700[km]なら周期は約99[min])ため、静止軌道のように常に同じ地点を見続けることはできない。そこで、準回帰軌道をとることで数日のスパンはあるが同じ地点の上空を通過・観測することができる。さらに太陽同期軌道をとれば、観測地点での日照時間を一定にすることができる。

以上から，本衛星の軌道は低軌道(400～900[km])の太陽同期・準回帰軌道とする．さらに，簡単のため本衛星は円軌道を描くものとする．

5.3 軌道要素

前項で軌道の設計要求を満たすため，本衛星の軌道を低軌道の太陽同期・準回帰軌道と設定した．本項では軌道を決定する軌道要素を決める．

まず，軌道高度の検討を行う．現段階では独自にロケットを調達できないので，打ち上げの際は大型衛星の相乗りを考えており，投入軌道高度は700[km]だと考えられる．よって，本衛星の軌道高度を700[km]と想定する．

太陽同期軌道について，地球は太陽の周りを1日に平均0.9856[deg]動き，それと衛星の昇交点赤経が重力ポテンシャルの J_2 項によって一日に受ける摂動量が等しいので，次の関係式が成り立つ．

$$0.9856 = -2.0592 \times 10^{14} \frac{\cos i}{a^{\frac{7}{2}}(1-e^2)^2}$$

整理すると，

$$\frac{\cos i}{a^{\frac{7}{2}}(1-e^2)^2} \approx -4.79 \times 10^{-15}$$

となる．ここで a ：軌道長半径[km]， e ：離心率， i ：軌道傾斜角[deg]とする．さらに N 日後に衛星が n 周回して元の地点の上空に戻ってくる準回帰軌道の条件式は，

$$\frac{N}{n} = \omega_e \frac{a^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{\mu_e}} - \frac{3}{2} J_2 \frac{R_e}{a^2(1-e^2)^2} \cos i$$

である．ここで， ω_e ：地球角速度(0.7292×10^{-4} [rad/s])， μ_e ：地心重力定数(3.986×10^5 [km³/s²])， J_2 ：帯状調和係数関数(1082.629×10^{-6})， R_e ：地球の赤道半径(6378.140[km])とする．また，今回のミッションでは2週間(14日)で同じ位置に戻ってくるような，太陽同期・準回帰軌道をとらせることにする．

軌道高度700[km]，回帰日数 $N=14$ [日]より周回回数 n は204[回]となる．また，円軌道なので離心率は0であるから，以上の式より軌道長半径 a は7078.14[km]，軌道傾斜角 i は98.20[deg]となる．

これらの計算結果を元に軌道要素を表5.3.1のように設定し，STK(Satellite Tool Kit)を用いて軌道の計算を行った．昇降点赤経 Ω の値の決定に関しては，長野県木曾郡上空付近を午前10:30頃通過するように設定した．図5.3.1に長野県の上空周辺の14

日間の軌道計算結果の図を示す．図5.3.2に決定した軌道を示す．

表5.3.1：設定軌道要素

軌道要素	設定値
離心率 e	0
軌道半径 a [km]	7078.14
高度 H [km]	700
軌道傾斜角 i [deg]	98.20
昇降点赤経 Ω [deg]	330
周期 T [min]	98.8
昇交点地方時	午前10:00頃



図5.3.1：軌道計算結果

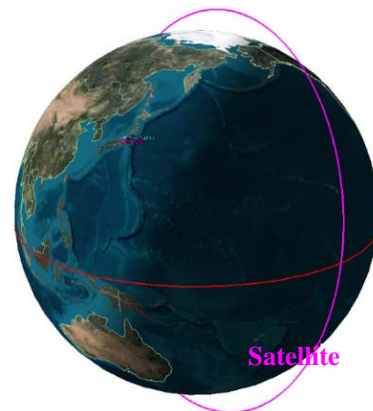


図5.3.2：本衛星の軌道

計算結果から，可視光線通信をする時間帯(夜間)に観測地点上空(長野県)を通過することを確認した．以上より本軌道は設計要求を満たす．

6 構体系

6.1 構体系への要求

基本要求

本衛星の主構造を形成し，打ち上げから運用終了まで搭載機器を安全に保持すること．

環境に対する要求

地上，打ち上げ時，軌道上での機械的・熱的条件を満足すること．

ロケットインタフェースからの要求

衛星の全容積・総重量・機械的条件を満足すること。

剛性要求

本衛星はH-IIAロケットのピギーバック形態として打ち上げられるため、H-IIAロケットの剛性要求を満足する必要がある。

6.2 構造様式と構成

本衛星の本体形状は、460×460×410[mm]の直方体とし、太陽電池パドルには4枚の展開式パネル用いる。

図6.2.1及び図6.2.2に衛星構体外観を示す。

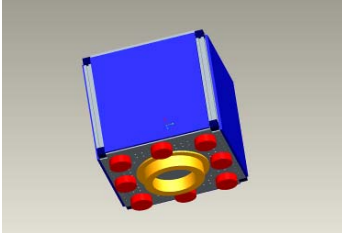


図6.2.1 衛星構体外観 (1)

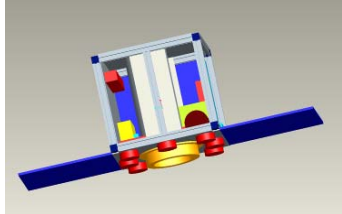


図6.2.2 衛星構体外観 (2)

図のように、衛星本体の形状はアルミフレームを用いて構成されている。また、各側面に厚さ3～4[mm]のアルミパネルを構造材として用いることで衛星本体の剛性を向上させている。

6.3 構体材料

表6.3.1にアルミフレーム(A6N01S-T5)、アルミパネル(A5052)の機械的性質を示す。また、太陽電池パネルには比剛性が高いハニカム構造を用いる。Alハニカムパネルのスキン材(A12024-T3)とコア材(A13/16-5052-.003)の機械的性質を表6.3.2に示す。

表6.3.1 構体材料諸元

Al合金			
材質	単位	A6N01S-T5	A5052
密度	Kg/m ³	2700	2680
縦弾性係数	GPa	70	69.6
剪断弾性係数	GPa	27	26
ポアソン比	-	0.33	0.33
引張耐力	MPa	270	158.6
圧縮耐力	MPa	225	151.7

表6.3.2 Alハニカムパネル諸元

Al合金		
材質	単位	A12024-T3
密度	Kg/m ³	2770

縦弾性係数	GPa	72.4
剪断弾性係数	GPa	27.6
ポアソン比	-	0.33
引張耐力	MPa	324.1
圧縮耐力	MPa	268.9
ハニカムコア	A13/16-5052-.003	
密度	Kg/m ³	129
縦弾性係数	GPa	3.3515
剪断弾性係数	GPa	0.7178

6.4 内部機器配置

本衛星の可視光通信用のLED取り付け面の図を図6.4.1に示す。内部機器の配置図を図6.4.2及び6.4.3に示す。ここで、内部機器の配置にあたって、衛星全体の重心が衛星本体の中心とほぼ一致するようにした。

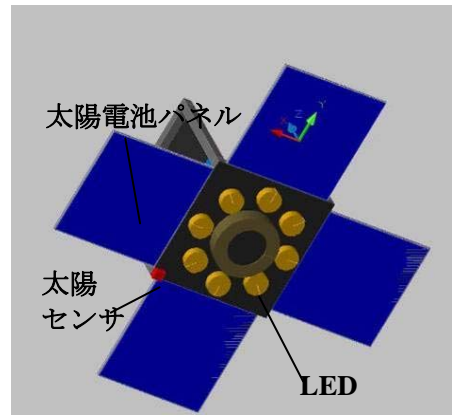


図6.4.1 LED取り付け面

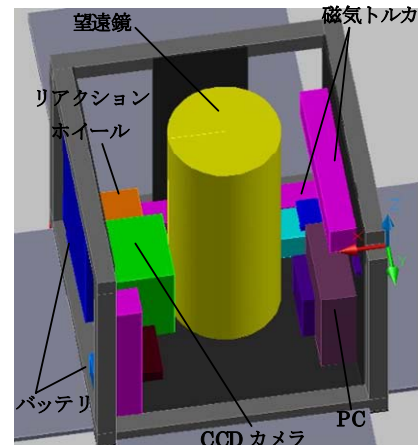


図6.4.2 内部機器配置(1)

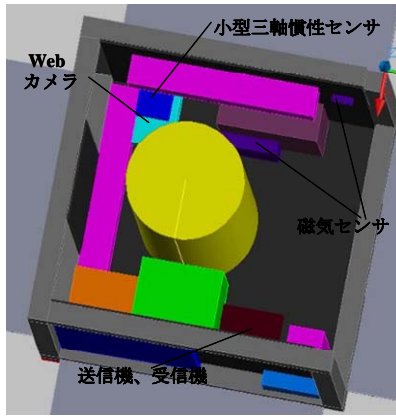


図6.4.3 内部機器配置(2)

6.5 構造解析

6.5.1 ロケットとのインタフェース条件

H-II Aロケット打ち上げ時の衛星への剛性要求と準静的加速度荷重条件を表6.5.1.1に示す。また本衛星の剛性要求を表6.5.1.2に示す。

表6.5.1.1 H-II Aロケットの準静的加速度

イベント		機軸方向	機軸と直交方向
リフトオフ	圧縮評定	3.2	1.8
	引張評定	0.1	1.8
MECO (第1段エンジン停止)	直前	4.0	0.5
	直後	1.0	1.0

(単位：G)

表6.5.1.2 H-II Aロケットのペイロードへの剛性要求

方向	最低時の固有振動数
機軸方向	30Hz以上
機軸と直交方向	10Hz以上

6.5.2 構造数学モデル

CADソフトPro-Engineerを用いて構造モデルを作成し、有限要素解析ソフトANSYSを用いて構造解析を行った。作成した構造数学モデルの節点数72719個、要素数は23956個となった。図6.5.2.1に作成した構造数学モデルを示す。

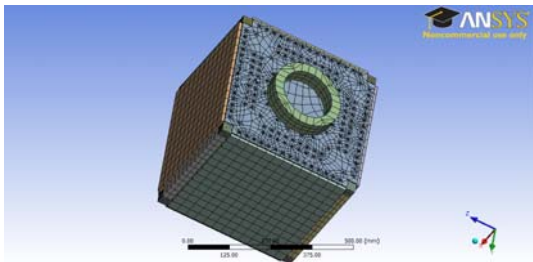


図6.5.2.1 構造数学モデル

6.5.3 静荷重解析

表6.5.1.1より、機軸方向には最大で4G、機軸と

直交方向には最大で1.8Gの荷重がかかる。この値に安全係数1.5を掛けた値を設計荷重とし、機軸方向に6G、機軸と直交方向に2.7Gの荷重が同時にかかるとして解析を行った。応力分布図を図6.5.3.1に示す。

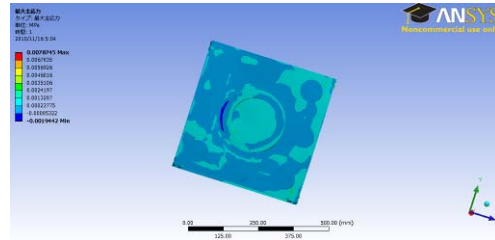


図6.5.3.1 応力分布図

解析の結果、最大応力は衛星分離部が接続してある面に発生し、その値は $\sigma=0.0078[\text{MPa}]$ となった。衛星分離面のアルミパネル(A5052)の圧縮耐力は $\sigma_{cy}=151.7[\text{MPa}]$ であるから、安全余裕MSを計算すると

$$MS = \frac{\sigma_{cy}}{\sigma} - 1 = 19447(>0)$$

となり、本衛星は十分強度を持っているといえる。

6.5.4 固有振動解析

打ち上げ時を想定して、衛星分離部を固定した場合の固有振動解析を行った。解析の結果、1次モード固有振動数が92[Hz]となり、本衛星は表6.5.1.2に示す剛性要求を満たしている。

ただし、今回の解析モデルにはネジ等を考慮していないので、実際には固有振動数が低いことが考えられる。よって、実際に振動試験を行い、固有振動数を確認し、値が低い場合には対処が必要である。

6.6 質量特性

本衛星の質量中心・慣性モーメントについて計算した結果を表6.6.1及び6.6.2に示す。(ただし、座標は衛星固定座標系を用いた。)また、総重量は44.6[kg](マージン5kg含む最大質量)とする。

表6.6.1 慣性モーメント

	$I_x[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$	$I_y[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$	$I_z[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$
展開前	2.4602	1.8975	1.8362
展開後	2.7598	1.8975	2.0552

表6.6.2 質量中心

	x [mm]	y [mm]	z [mm]
展開前	223.42	228.49	221.01
展開後	223.42	228.49	248.54

7. 姿勢制御系

7.1 姿勢制御方式

本衛星は軌道高度700km から分解能5mを目指す森林リモートセンシングミッションと、LEDを用いた可視光通信実験ミッションを行うため、それぞれのミッション要求に応じた姿勢精度要求を満たす必要がある。また、本衛星では定常運用モードの負担軽減と、軽量化を行うため簡単な機器構成で姿勢制御を行うことを目標とする。

定常モードにおける衛星の姿勢制御は磁気トルカと衛星のみで太陽指向を維持し、リアクションホイールは可視光通信時に観測地点のポインティング制御を行うために使用する。

7.2 姿勢精度要求と安定度要求の見積り

「こもれば」の姿勢系は、姿勢検出方法として太陽センサと磁気センサを採用し、アクチュエータとしては磁気トルカ及びリアクションホイールを採用した。磁気トルカは、定常時に太陽電池パネル面を太陽光に向ける3軸太陽指向制御を目的としている。磁気トルカの要求精度としては5度程度の粗い姿勢制御を行う。太陽センサとホイールは観測・実験時の高精度の姿勢制御を目的としている。さらに精度の良いスターセンサを搭載することも検討したが、「こもれば」においては高分解能用の光学系を搭載するため、容積・搭載位置の点で制約をうける。よって最終的に姿勢センサは磁気センサと太陽センサのみの構成とし、姿勢精度要求を「1.0度」以内としてミッションの実現性を検討致す。

7.2.1 森林観測ミッション時の運用

森林観測ミッションでは木曾ヒノキの生息地域を撮影することを目的としている。図7.2.1の地図に示した青く囲われた地域内の、緑色で示された95000 ha=950 km²の地域が木曾ヒノキの生息地域である。森林観測ミッションでは青く囲われた60km×70kmの観測地点上空を通過する際に一定間隔で地上の撮影を行う。この際撮影画像が連続するように撮影を行ない、衛星の姿勢のズレを考慮しても走査方向に対しては撮影漏れが無いよう十分な枚数撮影を行う。これを繰り返し、観測地域全域を網羅するよう撮影を行う。

衛星の姿勢精度に関して、撮影時間内に衛星が受ける外乱による姿勢の変動は要求精度1.0度に対して微小であるためこれを考慮せず、衛星姿勢が最大1度指向方向からズレ固定された状態で軌道を移動する場合を想定した。



図7.2.1
森林観測範囲

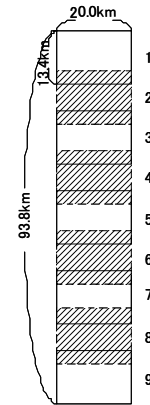


図7.2.2
連続撮影のイメージ

まず、撮影した画像が連続したものであるために、図7.2.2のように撮影画像が走査方向に1/4重なるように撮影を行う。この場合の撮影間隔は約1.5秒となる。次に、一度に走査方向70kmの範囲をもれなく撮影するための撮影枚数を検討する。本衛星の光学系を用いて撮影を行う場合、一回の撮影で20 km×13.4 km=268km²の範囲を撮影する可能である。これと画像の重なり・衛星の姿勢角の誤差を考慮した。

図7.2.3(a)は目標観測地域に対する姿勢のズレによる撮影地域の誤差を示したものである。軌道高度700kmで衛星の姿勢角が、ロール・ピッチ角それぞれ1度ずれた場合、目標地域から最大12.2km外れた場所を撮影することになる。よって、走査方向70kmを漏れ無く撮影するためには前後に12.2kmの余裕をとる必要がある。つまり図7.2.3のように1パスあたり、1.5秒間隔で9回連続撮影を行うことで、走査方向に対して漏れなく撮影が可能となる。次に、衛星ロール誤差を考慮したミッション運用について示す。ロール軸が1度ずれた場合、目標観測地点から12.2 km横方向へずれることになる(図7.2.3(a))。本衛星は7日の回帰軌道をとるため、1ヶ月中に4回から5回の撮影機会がある。図7.2.3 (b)は3回撮影を行った際の観測地域と撮影地域の例を示したものである。観測地域幅はおよそ60kmであるため、理想的には撮影境界のオーバーラップを含めても4回の撮影で全域を網羅することが可能だが、実際には予測地域から外れることが予想されるので、以降は残った地域を狙い撮影を行う。これを繰り返しすべての地域を網羅する。すべての地域を撮影するのに、天候を考慮して3ヶ月(撮影回数およそ10回程度)でこれを達成することを目標とする。よって年4回(季節ごと)に撮影することが可能である。

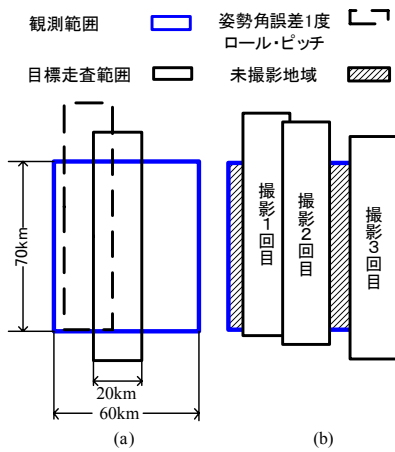


図7.2.3：観測範囲と撮影範囲の関係

7.2.2 可視光通信ミッションの姿勢精度検討

LEDを用いた可視光通信実験時の衛星の姿勢運用検討を行なう。通信実験時は図7.2.4に示すように観測地点に衛星本体を指向させる制御を行う。LEDの半値角は3.0degなので衛星が天頂を通過するとき（地上照射面積が最小となる）地上観測点を中心として半径36.7kmの地域が観測可能地域となる。図7.2.5は地上観測地点から姿勢制御誤差により1度のズレがあった場合の地上での照射地域の誤差を示したものである。衛星が1度ずれると、地上観測地の中心からは12.2kmずれるが地上観測点は半値角3.0degの広がり内に収まる。よって姿勢角誤差1度の許容地上観測面積は半径24.5kmの範囲となる。これは十分な余裕をもった範囲である。

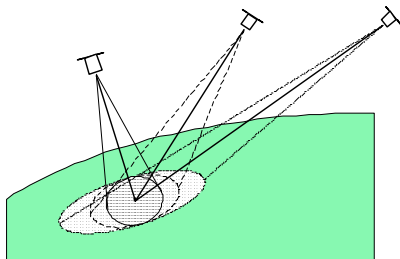


図7.2.4：可視光通信時の姿勢制御

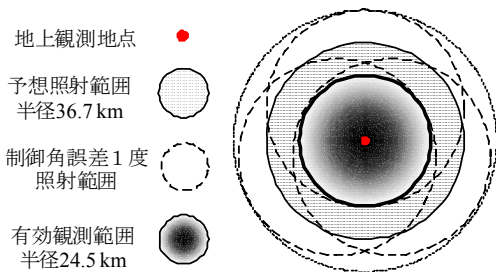


図7.2.5：姿勢角誤差を考慮したLED照射範囲以上により、本衛星に搭載する姿勢検出機器として太陽センサと磁気センサ、アクチュエータとして磁気トルカとホイールをもちい、要求精度1.0度でミッションが遂行可能であると判断する。

7.3 センサの選定

本衛星には太陽センサ、磁気センサ、小型三軸慣性センサ、GPSR搭載する。安定方式、ミッション要求に従って各種センサの選定を行う。

7.3.1 太陽センサ

本衛星は太陽指向であるため、初期捕捉時や姿勢が大きく乱れた時などに太陽の方向を素早く捕捉する必要があるため比較的視野の広いセンサを選ぶ。姿勢精度要求が1.0degであるためそれも踏まえて考慮する。今回太陽センサにはSATELLITE SERVICES社のFine Sun Sensorを使用する。表7.3.1に太陽センサの諸元を示す。

表7.3.1：太陽センサ諸元

視野[deg]	140
精度[deg]	0.1
寸法[mm]	34×32×21
重量[g]	35
温度範囲[°C]	-25°C～+50°C



図7.3.1：太陽センサ

7.3.2 磁気センサ

本衛星の定常モードにおける姿勢制御は磁気トルカがメインとなる。よって適正な出力を得るために地球磁気の測定が必要となる。地磁気センサは三軸分搭載する。本衛星ではSATELLITE SERVICES社の磁気センサを用いる。表7.3.2にその諸元を示す。

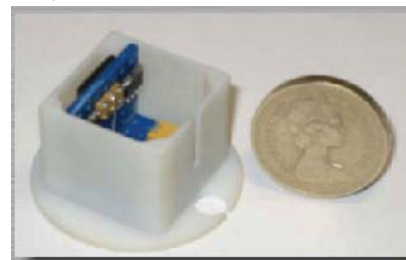


図7.3.2：磁気センサ

表7.3.2：磁気センサ諸元

動作範囲[T]	+50,000～-50,000
感度[nT]	10
センサ寸法[mm]	10×10×10
測定器寸法[mm]	90×90×20
センサ重量[g]	15
測定機器重量[g]	150
消費電力[W]	0.2
供給電圧[V DC]	5.0
温度範囲[°C]	-50°C～80°C

7.3.3 小型三軸慣性センサ

本衛星は多摩川精機(株)の小型三軸慣性センサを用いることで衛星の姿勢変化情報を取得し、ミッション時における姿勢精度を向上させる。本センサはMEMSジャイロを用いており、50mm角内に三軸のジャイロ・加速度計を搭載しておりと小型・軽量であることが特徴である。表7.3.3に小型三軸慣性センサの諸元を示す。



Model AU7428N1

図7.3.3：小型三軸慣性センサ

表7.3.3：小型三軸慣性センサ諸元

ジャイロ	レンジ[deg/s]	200
	オフセット[deg/s]	0.2
	スケールファクター誤差[%FS]	0.5
	ノイズ[deg/s]	0.5
加速度計	レンジ[m/s ²]	39.2
	オフセット[m/s ²]	0.098
	スケールファクター誤差[%FS]	0.5
	ノイズ[m/s ²]	0.049
方位角ドリフト[deg/s]		0.02
姿勢角誤差[deg]		0.2
動作温度範囲[°C]		-40~+80
動作電圧[V]		5 or 12
消費電力[W]		2.0

7.3.4 GPSR

ミッションにおいて衛星が軌道上のどの地点にいるか、LEDミッションにおいては地上観測地点と衛星間距離も重要である。よって衛星にはGPSを搭載する。位置誤差10m程度は許容範囲とし、小型のものを選択する。よって今回衛星にはSSTL社のSGR-05を使用する。表7.3.4に諸元を示す。



図7.3.4：GPS

表7.3.4：GPS諸元

時刻精度[μs]	1
位置精度[m]	10
初期捕捉時間[s]	60 (warm start) 540 (cold start)
寸法[mm]	70×45×10
重量[g]	0.02
動作電圧[V]	5
消費電力[W]	0.5~0.8
動作温度範囲[°C]	±0~+50

7.4 外乱トルク

姿勢制御系のサイジングにあたり、本衛星に働くと予想される以下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

計算に用いる慣性モーメントを以下にまとめる。

表7.4.1：慣性モーメント

	I_x [kgm ²]	I_y [kgm ²]	I_z [kgm ²]
太陽パドル展開前	2.4602	1.898	1.836
太陽パドル展開後	2.7599	1.898	2.055

【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。

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

μ ：地球重力定数 (3.9×10^5 [km³/s²])

R ：軌道半径 (地球半径 R_E +高度 h [km]=7078km)

θ ：Z軸の地心方向ベクトルからのずれ角 (太陽指向を維持する場合最大45deg)

I_z, I_y ：慣性モーメント (I_z 2.055[kgm²], I_y 1.898[kgm²])

$$\begin{aligned} T_g &= \frac{3 \times 3.9 \times 10^5}{7078^3} \times 0.157 \times \cos \frac{\pi}{2} \\ &= 3.66 \times 10^{-7} \text{ [Nm]} \end{aligned}$$

となる。

【太陽輻射圧】

太陽輻射圧トルク T_{SP} [N・m] は以下の式で示される。

$$T_{SP} = P_S A_S L_S (1+q) \cos i$$

P_S : 太陽輻射圧定数 (4.617×10^{-6} N・m)

A_S : 表面面積

L_S : 圧力中心と質量中心距離

i : 太陽光入射角 (0deg)

q : 反射係数 ($q=0.6$)

$$T_{SP} = 4.617 \times 10^{-6} \times 0.743 \times 0.225 \times (1+0.6) \cos 0 \\ \cong 1.23 \times 10^{-6} \text{ [Nm]}$$

【地球磁場トルク】

地球磁場トルク T_m は以下の式で示される。

$$T_m = 10^{-7} DB$$

$$B = 2M/r^3$$

D : 衛星の残留磁気ダイポール (2000) [pole・cm]

B : 地球磁場

M : 8×10^{25} [emu]

r : 地球中心と衛星間距離 [cm]

$$T_m = 10^{-7} \times 200 \times 2 \times 8 \times 10^{25} / (7078 \times 10^5)^3 \\ = 9.02 \times 10^{-6} \text{ [Nm]}$$

【空力トルク】

空力トルク T_a は以下の式で表される。

$$T_a = \sum F_i l_i$$

F_i : 各暴露表面面積にかかる力

l_i : 重心から各面中心までのモーメント腕長

空力中心と衛星重心との距離 l_i を 0.225m とし以下のように求める。

$$T_a = F_a l_a \\ = \frac{1}{2} \rho C_d A V^2$$

ρ : 高度 700km での空気密度 ($=5.0 \times 10^{-14}$ [kg/m³])

C_d : 抵抗係数 ($=2.2$)

A : 空気抵抗となる表面面積 (0.109 [m²])

V : 衛星速度 ($=7.503 \times 10^3$ [m/sec])

$$T_a = \frac{5.0 \times 10^{-14} \times 2.2 \times 0.109 \times (7.503 \times 10^3)^2 \times 0.22}{2} \\ = 7.37 \times 10^{-8}$$

表 7.4.2 に各外乱トルクの見積り結果をまとめる。

表 7.4.2 : 外乱トルク見積り結果

重力傾斜トルク T_g	3.66×10^{-7}
太陽輻射圧 T_{SP}	1.23×10^{-6}
地球磁場トルク T_m	9.02×10^{-6}
空力トルク T_a	7.37×10^{-8}
合計の最大トルク T_{max}	1.07×10^{-6}

(単位は [N・m])

7.5 アクチュエータのサイジング

7.5.1 磁気トルカのサイジング

地球磁場を B とする時、トルク T をつくるのに必要な磁気ダイポール D は

$$D = \frac{T}{B(10^{-7})}$$

で与えられる。 B は 0.4gauss と見積られる。外乱トルク $T_{max} = 1.07 \times 10^{-5}$ [N・m] を用いて計算すれば、

$$D = \frac{1.07 \times 10^{-5}}{0.4 \times 10^{-7}} \\ = 267.5 \text{ pole} \cdot \text{cm} \\ = 2.60 \text{ [Am}^2\text{]}$$

となる。これ以上の磁気モーメントを発生させるものを選定する。今回本衛星に搭載する磁気トルカは VECTRONIC AEROSPACE 社の Magnet Torquer (MTR-5) を使用し、衛星 3 軸方向に配置する。表 7.5.1 に諸元を示す。



図 7.5.1 : 磁気トルカ

表 7.5.1 : 磁気トルカ諸元

発生磁気モーメント [Am ²]	5~100
寸法 [mm]	282×43×51
重量 [g]	750
供給電圧 [V]	9~14
消費電力 [W]	0.5~6
動作温度範囲 [°C]	-35~75

7.5.2 リアクションホイールのサイジング

本衛星においてリアクションホイールは可視光通信実験のミッション時に観測地点を追尾するために衛星構体ピッチ軸回りに衛星姿勢を回転させるための姿勢制御機器としている。今回衛星には SSTL 社の Microwheel 10SP-M を搭載する。表 7.5.2 にその諸元を示す。

表 7.5.2 : リアクションホイール諸元

寸法 [mm]	100×100×90	
重量 [g]	960	
慣性モーメント [kgm ²]	0.8×10^{-3}	
回転数 [rpm]	5000	
角運動量 [Nms]	1.52	
トルク [mNm]	10	
供給電圧 [V]	5~28	
消費電力 [W]	Orpm	0.65
	Max acceleration	11.5
動作温度範囲 [°C]	-20~+50	



図7.5.2：リアクションホイール

7.6 衛星運用シーケンス

7.6.1 初期姿勢補足について

本衛星は大型衛星の相乗り衛星として打ち上げることを想定しており、その軌道高度に合わせる（700km付近）ことを想定しているため、軌道の変更は行わない。初期姿勢捕捉は衛星分離後、太陽補足までのシーケンスを示し、機能ブロック図を用いて初期の角速度を制御するロジックを説明する。

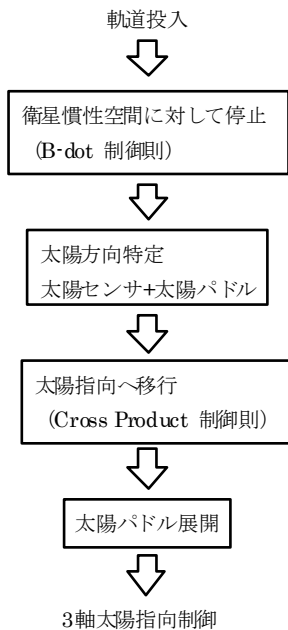


図7.6.1：「こもれび」の初期姿勢捕捉シーケンス

衛星分離後に衛星がもつ回転エネルギーを消散させ、衛星を慣性空間に対して停止させるため、B-dot 制御則を用いる。これは磁気センサによる情報を元に計算を行ない、磁気トルカによって必要な磁気モーメントを発生させ衛星の動きを止める。その後衛星を太陽指向とするために、太陽指向面に搭載された太陽センサ情報と、打ち上げ時には側面に固定されている計4枚太陽パネルの発電量から太陽方向を特定し、そこから目標である太陽指向姿勢に制御する。姿勢変更に必要なトルクはCross Product則により求める。最後にパネルを展開し3軸太陽補足モードに移行する。

7.6.2 定常姿勢制御について

定常姿勢制御は3軸太陽指向制御である。図7.6.2に3軸太陽指向制御の機能ブロック図を示す。

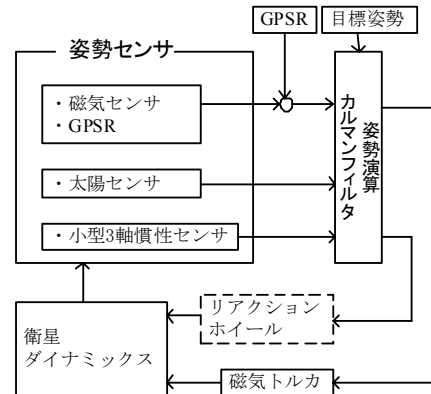


図7.6.2：3軸太陽指向制御の機能ブロック図

定常姿勢制御では、GPSの軌道情報と磁気センサ情報を国際磁場モデルに取り込んだものと、太陽センサ情報から姿勢決定を行なう。これらの情報とカルマンフィルタを用いて誤差推定を行いながら太陽指向に制御する。

GPSを用いるにあたり、定常姿勢が太陽指向であるために衛星構体に固定された1台のGPSアンテナでGPS衛星から電波を受けられる期間は限定されるという問題がある。これについては、GPSアンテナは太陽指向面に取り付けることで、軌道上において約3分の1の期間は地球の影に入らないためGPS衛星からの電波を受信でき、定常姿勢制御を行う事が可能と考えている。軌道上において食の期間はLEDを用いた可視光通信ミッションを行なうが、この場合太陽センサは使えず磁気センサもGPS情報が取得できない場合姿勢決定を行えない。そこで可視光ミッションを行う場合には小型3軸慣性センサを用い、食に入る直前までの姿勢からの変化分を求め必要な姿勢制御を行うものとする。

8 熱制御系

8.1 衛星搭載機器の温度要求

衛星に搭載される機器には、それらが正常に作動する温度範囲(許容温度範囲)がある。高温・低温の最悪ケースを設定し、その時の衛星の温度を許容温度範囲内におさめる熱設計を行わなければならない。

8.2 外部熱入力

衛星が打ち上げられてから軌道上に到達するまで、あるいは軌道上では、次のような外部熱入力が考えられる。

- 1) 太陽放射
- 2) 地球赤外放射
- 3) アルベド(太陽光の地球からの反射)
- 4) 打ち上げ時のフェアリングからの赤外放射
- 5) ロケットエンジン、アポジモータ、2次推進系

などの噴射時の熱入力

上記の内、1)~3)が軌道上における衛星の温度にとって支配的であるため4), 5)は無視し、1), 2), 3)を衛星の外部熱入力として解析する。

8.2.1 太陽放射

地球周辺での太陽放射エネルギー E_s は単位面積、単位体積あたり、次のように表される。

$$E_s = 1353 \times (1 + 0.034, -0.0325) [\text{W/m}^2]$$

近地点では1399[W/m²]、遠地点では1309[W/m²]となる。衛星への入射エネルギー Q_s は次のようになる。

$$Q_s = E_s A F_s [\text{W}]$$

ここで、 A は入射面積[m²]、 F_s は太陽光に関する形態係数である。

8.2.2 地球赤外放射

地球からの熱放射(等価黒体温度254[K])の年平均は次のように示され、波長は赤外域である。

$$E_e = 234 + (+24, -94) [\text{W/m}^2]$$

衛星への入射エネルギー Q_e は次のように計算される。

$$Q_e = E_e A F_e [\text{W}]$$

ここで、 A は入射面積[m²]、 F_e は地球赤外放射に関する地球と衛星表面との形態係数である。

8.2.3 アルベド

アルベドは緯度、地形、季節および雲の状態などによって変動し、季節変動よりも緯度に大きく依存する。衛星への入射エネルギー Q_a は以下の式で表される。

$$Q_a = a E_s A F_a [\text{W}]$$

ここで、 a はアルベド係数であり以下の式で表される。 F_a はアルベドに関する地球と衛星表面との形態係数である。

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

8.3 解析

8.3.1 熱数学モデル

今回熱解析には解析ソフト「Thermal Desktop」を用いた。図8.3.1はProEを用いて作成した構体モデルであり、図8.3.2は要素番号を対応させた要素分解図である。

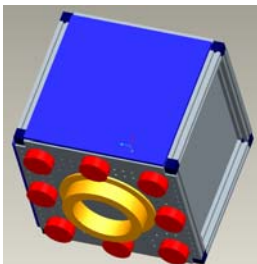


図8.3.1：ユニバーサル構体

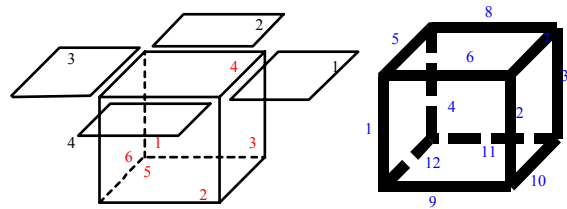


図8.3.2：要素分解図

本熱解析は最悪環境を与えての熱的成立性を示すものであり、機器の要素は与えず衛星構体のパネルの温度から機器が許容温度範囲内に収まるかを判定する。表8.3.1に解析に用いた熱数学モデルを示す。

本衛星は50cm級の衛星であり、ある程度構体全体が均一の温度になることが予想される。本衛星に用いるユニバーサル構体は構造をなす12本のアルミフレームと、アルミのプレートで構成されている。今回アルミフレームとプレート間の熱コンダクタンスを0.6W/Kとし、構体と太陽パネルの熱コンダクタンスは0.3W/Kと設定した。

8.4 熱設計

「こもれび」の熱制御手法について述べる。構体全体がより均一な温度になるよう、輻射率が大きい機器内部は黒色ペイントとする。構体表面はLED搭載面以外をMLIで覆う。これにより急激な温度変化と熱放射による温度低下を防ぐ。LED搭載面はMLIで覆うことができない。また、可視光通信ミッション時はLEDの発熱量が大きいいためLEDの発熱は取り付けるプレートに流す。表面はアロジウム処理とした。太陽パネルは太陽電池セルの熱光学特性が $\alpha=0.90$ 、 $\varepsilon=0.82$ と外部熱環境により温度変化が大きくなる事が予想される。軌道上熱解析を行った結果、高温側に危険であったため太陽パネル裏面は放射率を上げるためMLIの表面層に用いられるポリイミドフィルムを貼る事とした。

8.5 熱環境定義

機器の許容温度条件を本衛星が満たしていることを確認するために、高温と低温の最悪温度環境条件を想定し、軌道上熱解析を行う。

8.5.1 許容温度範囲について

現段階では、搭載機器単体のモデル化は行わず、機器の搭載面にすべての発熱が入力されると仮定して機器の熱的インタフェース温度を解析する。その結果機器の動作温度範囲内に収まることを確認する。

表8.3.1：ノード表

要素番号	熱容量 [J/K]	機器発熱 [W]	熱光学特性（衛星外部//衛星内部） （太陽面 地球面）				目標温度範囲 [°C]
			太陽光吸収率 α_s		半球放射率 ϵ_H		
			BOL	EOL	BOL	EOL	動作
FRAME 1	322.9		0.34	0.40	0.65	0.80	
FRAME 2	322.9		0.34	0.40	0.65	0.80	
FRAME 3	322.9		0.34	0.40	0.65	0.80	
FRAME 4	322.9		0.34	0.40	0.65	0.80	
FRAME 5	347.1		0.34	0.40	0.65	0.80	
FRAME 6	347.1		0.34	0.40	0.65	0.80	
FRAME 7	347.1		0.34	0.40	0.65	0.80	
FRAME 8	347.1		0.34	0.40	0.65	0.80	
FRAME 9	347.1		0.34	0.40	0.65	0.80	
FRAME 10	347.1		0.34	0.40	0.65	0.80	
FRAME 11	347.1		0.34	0.40	0.65	0.80	
FRAME 12	347.1		0.34	0.40	0.65	0.80	
PLATE 1	1277	3.12	0.34//0.65	0.40//0.65	0.65//0.82	0.80//0.82	-20~50
PLATE 2	1277	2.175	0.34//0.65	0.40//0.65	0.65//0.82	0.80//0.82	-20~50
PLATE 3	1277	17.50	0.34//0.65	0.40//0.65	0.65//0.82	0.80//0.82	-20~50
PLATE 4	1680	31.20	0.17//0.65	0.17//0.65	0.05//0.82	0.05//0.82	-20~50
PLATE 5	2250	40.80	0.34//0.65	0.40//0.65	0.65//0.82	0.80//0.82	-20~50
PLATE 6	1277	60.00	0.34//0.65	0.40//0.65	0.65//0.82	0.80//0.82	-20~50
SPANEL 1	957		0.90 0.34	0.90 0.40	0.82 0.65	0.82 0.80	-160~100
SPANEL 2	957		0.90 0.34	0.90 0.40	0.82 0.65	0.82 0.80	-160~100
SPANEL 3	957		0.90 0.34	0.90 0.40	0.82 0.65	0.82 0.80	-160~100
SPANEL 4	957		0.90 0.34	0.90 0.40	0.82 0.65	0.82 0.80	-160~100

8.5.2 搭載機器発熱

搭載機器の発熱については、高温ケースでは機器の消費電力値を用いる。また、ミッションモードとして可視光通信ミッションと森林観測ミッションは同時に行われられないため、機器の消費電力の大きい冷却CCDカメラを用いる森林観測ミッション時を想定し、CCDカメラは最大使用時間を2分と想定する。低温ケースにおいては機器の消費電力の80%とし、ミッション機器とリアクションホイールの発熱はゼロとする。これを衛星運用上の最悪温度解析に用いる。

8.5.3 軌道上熱解析パターン

表8.5.1に解析に用いた熱的環境を示す。

表8.5.1：軌道上解析パターン

解析モード		低温ケース	高温ケース
軌道	軌道高度	700 km	700 km
	昇交点赤経	330 deg	330 deg
	軌道傾斜角	98.2 deg	98.2 deg
宇宙環境	太陽光強度 [W/m ²]	1309	1394
	アルベド	0.15	0.60
	地球赤外 [W/m ²]	140	258
熱光学特性		BOL	EOL
機器発熱		消費電力の 80%	最大消費 電力

8.6 解析結果

解析した温度結果と要求温度範囲に対して最低何°Cのマーヅンがあるかを表8.6.1に示した。結果として高温側では最低でも8.76°Cのマーヅンとなり、低温側では最低6.84°Cのマーヅンとなった。よって本衛星は熱制御により熱的に成立する。図8.6.1と図8.6.2は軌道上熱解析結果のグラフである。

表8.6.1：解析結果

要素番号	最高 温度 [°C]	高温 余裕 [°C]	最低 温度 [°C]	低温 余裕 [°C]
PLATE 1	30.22	19.78	-0.01	19.99
PLATE 2	30.21	19.79	-1.05	18.95
PLATE 3	31.90	18.1	1.67	21.67
PLATE 4	41.24	8.76	-4.39	15.61
PLATE 5	32.52	17.48	-2.26	17.74
PLATE 6	24.66	25.34	-13.16	6.84
SPANEL 1	84.83	15.17	-42.02	147.98
SPANEL 2	82.52	17.48	-41.81	148.19
SPANEL 3	86.85	13.15	-42.71	147.29
SPANEL 4	88.77	11.23	-43.25	146.75

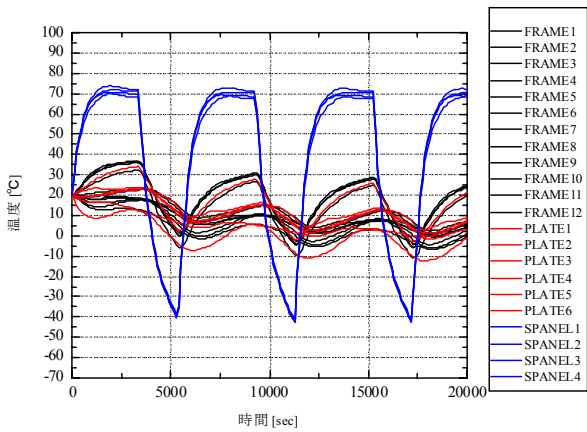


図8.6.1：低温ケース

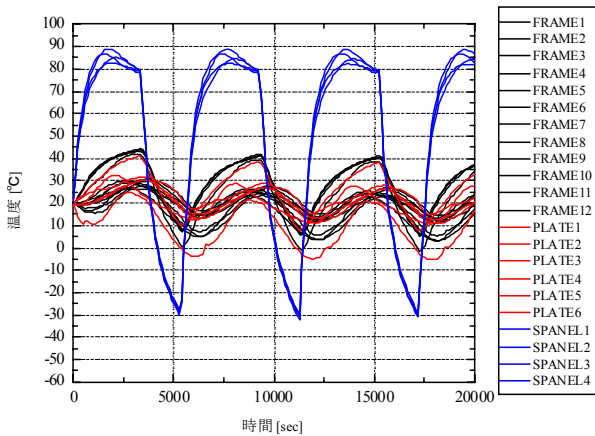


図8.6.2：高温ケース

9 電源系

9.1 電源系の概要

本衛星は、周期98.8[*min*]、軌道傾斜角98.22[*deg*]の太陽同期軌道である。図9.1.1に本衛星と軌道との関係を示す。

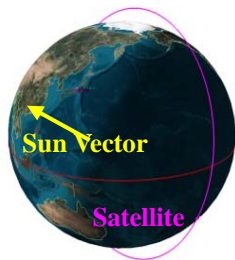


図9.1.1：本衛星の軌道

この軌道において、一周98.8[*min*]の内、日照時間は平均68.2[*min*]、食時間は平均30.6[*min*]である。この日照時間と本衛星の姿勢が太陽指向であることから、電力の発電方式は太陽電池による発電を採用する。また、本衛星のバッテリー・太陽電池に関して、バス用のものと可視光線通信用(以下、LED用)のものとを分離する。分離した理由は以下の2点である。

- ①可視光通信ミッションで使用するLEDは、バッテリーに充電した電力を最大限に使用して点灯させる試験パターンも存在する。
- ②電源系を共通にし、①の試験を実行した際に生じる、バスへ供給する電力への影響を最低限(また

はゼロ)に抑える。

食時のバスへの電力供給にはリチウムイオン二次電池で対応し、可視光線通信を行うためのLEDへの電力供給は軽量・低容積のニッケル・水素二次電池で行う。本節ではこの2パターンについての設計内容をそれぞれ記述する。

表9.1.1に本衛星の運用別の電力分配表を示す。

9.2 バッテリーの選定-バス用-

本衛星に搭載するバッテリーはTOSHIBA製のリチウムイオン二次電池SCiBを使用する。3000回の充放電で許容バッテリーDODは約80[%]というデータからこのバッテリーはを選定した。表9.2.1にバッテリーの諸元を示す。

表9.2.1：バッテリーの諸元

製品名	SCiB
メーカー	TOSHIBA
公称電圧[V]	2.4
公称容量[Ah]	4.2
質量[g]	150
寸法[mm]	62(幅)×95(高さ)×13(厚み)

9.3 バッテリーのサイジング-バス用-

本衛星のバス電圧は10[V]とし、上記のバッテリーを5個直列に接続することで12 [V]の電圧を達成することができる。さらに、並列数に関しては次式によって見積もることができる。

$$C_r = \frac{P_e T_e}{C_d N V_d n}$$

ここで、 C_r ：バッテリー容量[Ah]、 P_e ：平均食時供給電力[W]、 T_e ：最大食時間[h]、 C_d ：許容バッテリーDOD、 N ：バッテリーの並列数、 V_d ：バッテリー平均放電電圧(バス電圧)、 n ：バッテリーから負荷への電力伝達効率である。本衛星の運用期間を仮に2年とした場合の許容バッテリーDODを40[%]と見積もった。さらに軌道解析により1年間で最も長い食時間 T_e は0.53[h]であり、バッテリーから負荷への電力伝達効率を90[%]と見積もると、並列数 N は上式より

$$N = \frac{P_e T_e}{C_d V_d n C_r}$$

であるから、

$$N = \frac{55.4 \times 0.53}{0.4 \times 10 \times 0.9 \times 4.2} = 1.95$$

となり、並列数は2列必要である。以上より並列数が2列、直列に5本の電池、つまり、合計10本のリチウムイオン二次電池を使用する。

9.4 太陽電池セルの選定-バス用-

人工衛星に用いられている太陽電池としては、主に、変換効率の高い単結晶シリコン太陽電池や、それよりもさらに変換効率が高く放射線に対する劣化は少ないが、重い・脆い・コストが高いという欠点も持つ、GaAs 太陽電池がある。最近では受光セルを多層にしてその組み合わせで受光帯域を広げ変換効率を向上させる、多接合型の太陽電池セルが開発されている。小型衛星は表面積が小さいが、制御上の負担を軽くするため、できるだけ展開パドルを使わずに必要な電力を得たい。以上のことより、本衛星では非常に効率が高い Spectrolab社のGaInP₂/GaAs/Ge 多接合型セルであるNext Triple Junction(XTJ) Solar Cells を使用する。表9.4.1にその諸元を示す。

表9.4.1：太陽電池セルの諸元

製品名	Next Triple Junction Solar Cells
メーカー	Spectrolab社
セル構造	GaInP ₂ /GaAs/Ge
初期効率	0.299
電圧[V]	2.333
電流[mA]	17.32
動作電圧劣化率	0.88
動作電流劣化率	0.95
温度変化量[μA/cm ² /°C]	8.8
温度変化量[mV/°C]	-6.5
単位面積当たりの質量 [mg/cm ²]	84

9.5 太陽電池のサイジング-バス用-

表9.3に示した太陽電池セルを用いて、以下太陽電池のサイジングを行う。太陽電池アレイで発電する機器の要求電力 P_{sa} は以下の式で与えられる。

$$P_{sa} = \frac{\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_{m1} T_{m1}}{X_e} + \frac{P_{m2} T_{m2}}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d}}{T_d}$$

ここで、 P_e ：食時消費電力[W]、 P_d ：日照時電力[W]、 P_{m1} 、 P_{m2} ：ミッション時増加電力[W]、 T_e ：食時間[h]、 T_d ：日照時間[h]、 T_{m1} 、 T_{m2} ：ミッション時間[h]、 X_e ：バッテリーから負荷までの電力伝達効率、 X_d ：太陽電池アレイから負荷までの電力伝達効率である。本衛星が食に入ったときの電源安定化方式は安定化バスなので $X_e = 0.75$ 、 $X_d = 0.90$ とする。また P_e 、 P_d 、 P_{m1} 、 P_{m2} 、 T_e 、

T_d 、 T_{m1} 、 T_{m2} の値はそれぞれ55.4[W]、55.4[W]、13.5[W]、81.44[W]、0.53[h]、1.12[h]、0.30[h]、0.03[h] であるので、これらの値を上式に代入すると、太陽電池の発電電力 P_{sa} は116[W]となった。次に、アレイ電圧はバッテリーを充電できるようにするためにバス電圧より高くする必要がある。アレイ電圧をバス電圧の1.2倍とすると、

$$V_{array} = V_{bus} \times 1.2 = 12 \text{ [V]}$$

アレイのサイジングにおいて、太陽電池の寿命末期(EOL)でも機器の要求電力とバッテリーの充電用の電力を発電できるようなサイジングを行う必要がある。公称容量4.2[Ah]のバッテリーを使用した場合、全電力量 P_{EOL} は次式で与えられる。

$$P_{EOL} = P_{sa} + \frac{4.2 \times 12}{T_d} = 161 \text{ [W]}$$

となる。

次に、運用初期での太陽電池アレイの発電効率 P_{BOL} を求める。表9.3より、10年後の効率劣化率は0.836であり、太陽光入射角は常に太陽電池が太陽の方向を向いているので0[deg]、運用時の太陽電池のアレイ温度は60[°C]であるから、温度の影響は次のように求まる。

$$\frac{(2.333 - 0.0065 \times 22)(17.32 + 0.0088 \times 22)}{2.333 \times 17.32} = 0.95$$

よって寿命初期のアレイ発電量 P_{BOL} は、

$$P_{BOL} = \frac{120.3}{0.836 \times \cos 0^\circ \times 0.95} = 207 \text{ [W]}$$

である。 P_{BOL} [W]をするのに必要な太陽光セルの面積 A は、

$$A = \frac{P_{BOL}}{\text{太陽光強度} \times \eta} = \frac{207}{1350 \times 0.299} \approx 0.513 \text{ [m}^2\text{]}$$

となる。ここで、太陽光強度は1350[w/m²]、 η ：セル効率である。セル1枚の寸法を3cm×3cmとすると、セルの総枚数は、

$$\frac{0.513}{3 \times 10^{-2} \times 3 \times 10^{-2}} \approx 570.2 \text{ [枚]}$$

となり、セルは571枚以上必要であることがわかる。次にセルの直列数 N と並列数 P について考える。ハーネスによる損失 $V_{harness}$ を1[V]とすると、

$$N = \frac{V_{array} + V_{harness}}{2.333} = 5.57$$

$$P = \frac{\text{セルの総枚数}}{N} = 102.3$$

以上より、セルの直列数 N は6枚、並列数 P は103列となる。よって、バスに供給する電源として、総枚数618枚の太陽電池セルを使う。

9.6 バッテリーの選定-LED用-

ニッケル・水素蓄電池は容量が大きく、メモリ効果が小さい。また、安全性が高く、充放電を繰り返す回数は最高で1週間に1回であることから可視光線通信用バッテリーには三洋電機のニッケル・水素蓄電池、enloopを使用する。表9.6.1にその諸元を示す。

また、前述した方法と同様にして以下、LED用のバッテリー及び太陽電池のサイジングを行う。

表9.6.1：enloopの製品仕様

製品名	HR-4UTGA
メーカー	三洋電機
公称電圧[V]	1.2
公称容量[Ah]	0.75
寸法[mm]	φ 10.5×44.5(高さ)
質量[g]	13

9.7 バッテリーのサイジング-LED用-

本衛星に搭載するLEDの印加電圧は4[V]、消費電力は1個あたり4[W]である。表9.6.1より、enloopの公称電圧は1.2[V]であるから、4本直列につなげば電圧4.8[V]達成することができる。また、仮に運用期間を2年として許容バッテリーDODを80[%]とすると、必要な並列数は4列である。よって計16本のenloopを使用する。

9.8 太陽電池のサイジング-LED用-

太陽電池セルは表9.4.1に示したのと同じSpectrolab社のNext Triple Junction Solar Cellsを使用する。LEDにおけるミッションは夜間に実施するので、このときに必要な電力をバッテリーに充電しておけばよい。計算の結果、太陽電池セルの必要枚数は直列に3枚、並列数は22列となった。よって、可視光線通信用の電源として、総枚数66枚の太陽電池セルを使う。

9.9 電源安定化

本衛星の日照時の電源安定化方式は、発生電力が1[KW]以下の衛星に用いられるパーシャル・シャント方式とする。

一方、食時の電圧安定化方式は安定化バスとする。この電源安定化方式は、電力制御素子により各機器に常に安定した電圧を印加することができる。さらに、太陽電池及びバッテリーのセルが一部故障した場合でも均等に放電できるという利点がある。本衛星では電力制御素子としてRohm Semiconductor社のBD8303MUVを用いる。その諸元を表9.9.1に示す。

表9.9.1：電力制御素子の諸元

製造元	Rohm Semiconductor
型番	BD8303MUV
入力電圧[V]	2.7~14
出力電圧[V]	1.8~12
動作温度範囲[°C]	-25~85
寸法[mm]	3.0×3.0×1.0

10 C&DH系

10.1 データ量

本衛星のミッションでは12.1[M pixel]のカメラを使用しカラー静止画のため14[bit]とあたえると

$$12.1 * 10^6 * 14 = 16.94 * 10^7 \text{ [bit]}$$

となり21.2[Mbyte]となる。

10.2 HKデータ

HKデータを表にしめす。衛星の状態を知るために、データも取得・蓄積しダ

ウンリンクを行う。サンプリング周期を30[sec]とすると、98.8[min/orbit]で198回

記録し1周回で22.56[kbyte/orbit]蓄積される。

10.3 総データ

ダウンリンクに用いる総データはHKデータ、GPSデータと画像で

$$8522.56[\text{kbyte}] + 10714[\text{kbyte}] + 21.2 \times 9 \text{ [Mbyte]} \\ = 201.536[\text{Mbyte}]$$

となり、これを画像ができるだけきれいな状態で地上に送りたいため可逆圧縮（元のデータに完全に戻る）方式をもちいて圧縮率1/2程度にする。そのため総データは100.76[Mbyte]あればよいと考えられる。

(記録装置)

本衛星では記録装置としてフラッシュメモリを使用する。

ミッションでは長野県上空を通過した際に6枚撮影する。そのため2年間衛星を運用した場合313枚の写真をフラッシュメモリに書き換えることになる。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)と比較すると、十分である可能である。

外部フラッシュメモリはUSB2.0フラッシュメモリ 1 Gbyteのものを使用する。

容量が小さいHKデータとGPSデータにはCPUを用いる。このCPUの諸元を以下の表に示す。

表9.1.1：運用別電力分配表

系	機器	個数	電力 [W]	定常	ミッション (森林観測)	ミッション (可視光通信)
ミッション	冷却CCDカメラ	1	60	off	on	off
	CMOSカメラ	1	2.5	off	on	off
	パワーLED	8	3.8	off	off	on
姿勢制御	太陽センサ	1	0	on	on	on
	磁気センサ	1	0.175	on	on	on
	小型三軸慣性センサ	1	2	on	on	on
	GPS	1	0.8	on	on	on
	磁気トルカ	3	6	on	on	on
	リアクションホイール	1	0.65 11.5(Max)	off	on	on
電源	電力制御機	1	0.62	on	on	on
C&DH	ボックスコンピュータ	1	26.4	on	on	on
通信	送信機	1	2	on	on	on
	受信機	1	0.4	on	on	on
合計要求電力[W]				50.4	124 (Max)	92.3 (Max)
10%余剰込み[W]				55.4	136	102
時間(森林観測ミッション時)[min]				78.8	20 (撮影 2[min])	0
時間(可視光通信ミッション時)[min]				78.8	0	20 (LED点灯 5[min])
合計要求電力量(森林観測ミッション時)[Wh]				72.8	24.8	0
合計要求電力量(可視光通信ミッション時)[Wh]				72.8	0	25.4

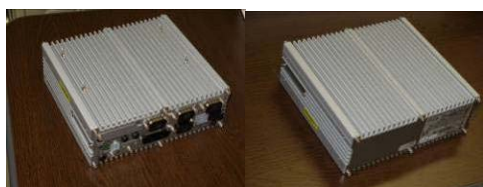


図10.3.1：CPUの外観

表10.3.1：CPUの諸元

項目	諸元
型式	IPC-BX800-DC456
動作周波数	800MHz
縦	166mm
幅	152mm
高さ	56mm
質量	約1.6Kg
消費電力 通常時	12V 2.2A/24V 1.1A(Max)
ヒータON時	12V 5.6A/24V 2.8A(Max)

11 通信

11.1 はじめに

本衛星では主に通信必要なものとしてHK(ハウスキーピング), GPSデータ, ミッションで撮影した静止画像を地上に送らなくてはならない. そして, 地上から衛星を制御するために命令信号(コマンド)を地球局から送信し, 衛星はそれを受信する. 本衛星は軌道傾斜角98.2[deg]の太陽同期・準回帰軌道を周回しているため, 衛星と地球局の通信可能な時間が制限されている. また, 電波を送信し(受信し), 信号から電波に(電波から信号に)変調(復調)する機器が必要である

11.2 地上局の選定

ミッションとして長野県上空を通るため信州大学に地上局を設置する. コマンド用送信機としてUHFを使用. テレメロリ受信機としてSバンド受信機を設置する.

受信用アンテナの諸元を表に概観を図にしめす.

表10.3.2：衛星のHKとして必要な項目

	項目	byte
1	太陽電池表面温度× 6	12
2	外面温度×2	4
3	断熱材温度×6	12
4	リチウムイオン電池 温度×2	4
5	ジャイロ3軸温度	6
6	地磁気センサ温度	2
7	送信機温度	2
8	受信機温度	2
9	カメラ温度×4	8
10	磁気トルカ3軸温度	6
11	RW温度	2
12	内壁の温度×3面	6
13	側板の温度×6面	12
14	ジャイロ3軸	6
15	地磁気3軸	6
16	太陽電池発電電流× 6	12
17	リチウムイオン電池 電圧	2
18	バス電圧	2
	合計	106



図11.2.1：アンテナの外観(Via Sat HP)

表11.2.1：アンテナの諸元

メーカー	ViaSat
周波数	1435~2300[MHz]
利得	31.0[dB]@2300[MHz]
直径	2.4[m]

11.3 通信可能時間の算出

ダウンリンクデータとして9枚の圧縮された画像を送るのに95.4Mbyteを要する。また今回ではS-Bandを用いてミッションデータを送る際に

9.6kbpsの通信速度でダウンリンクを行う。一日に通信をおこなえる時間は平均603秒であり

$$763.2 \times 10^6 \div 9.6 \times 10^3 \div 603 = 131.8$$

となり、約132回もの通信回数が必要になる。1日に通信回数は6回であるため全データを送るのに3週間程度必要になるが、森林観測は夏の3ヶ月程度の撮影のため1年を通して地上に撮影データをおくる。また撮影する場合は朝もしくは昼と明るいときに行われるので通信は主に夜となる。

11.4 通信系搭載機器構成

(送受信機)

Sバンドでのダウンリンク送信機の諸元を表に示す。



図11.4.1：送信機の概要
(SPRITE-SAT搭載のSバンド送信機)

表11.4.1：送信機の諸元

メーカー	アドニクス
送信周波数	2250~2300[MHz]の1波
出力	0.1[W]
伝送レート	1200/9600[bps]
消費電力	2[W]
質量	0.2[kg]
寸法	90×50×35[mm]

(受信機)

UHFアンテナで送るアップリンクでのコマンドを受信する受信機の諸元を表に示す。

表11.4.2：受信機の諸元

周波数	401MHz
方式	PCM(Biφ)-FSK
ビットレート	1200bps
消費電力	0.4W
質量	0.4kg
寸法	100×70×30 mm

(アンテナ)

ダウンリンクに使用するアンテナは既存する円形のパッチアンテナを使用する。アップリンクに

はモノポールアンテナを使用する。長さは波長の1/4の長さ18cmにする。パッチアンテナは、利得：半球面で-6dB以上、偏波：右旋円偏波である。



図11.4.2：パッチアンテナの外観 (SPRITE-SAT搭載のSバンドアンテナ)

11.5 通信方式の概要

11.5.1 ダウンリンク

ダウンリンクの周波数帯には東北大学の衛星SPRITE-SATにおいて前例のあるS帯を用いる。また、変調方式にはBPSKを用いる。一旦周波数帯でBPSK変調を行った後、S帯局発信号と混合して所要の出力周波数を得る方式を用いている。

11.5.2 アップリンク

アップリンクの周波数帯には千葉工業大学と東北大学で実績のあるUHF帯を用いる。また変調方式としてPCM-FSKを用いる。

11.5.3 通信路

ダウンリンクは本衛星のミッションデータをCPUで処理後、送信機に送り、パッチアンテナを介し、Ku帯を用いて地上局に送信する。また、H.Kデータについてもこの通信路と同様とする。

アップリンクは地上からのコマンドをUHF帯を用いて衛星のUHFアンテナに送信し、受信機を介しCPUでコマンドを実行する。アップリンク、ダウンリンクの通信路ブロック図を以下に示す。

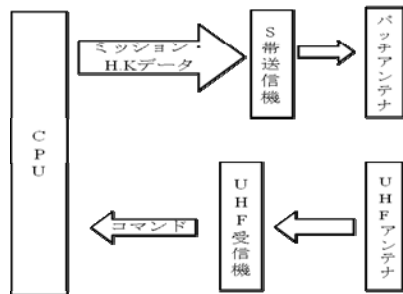


図11.5.1：通信路ブロック図

11.6 回線設計

11.6.1 送信EIRP

等価等方放射電力 P_x [dBW]は以下の式で表され

る。

$$P_E = P_{TX} - L_{FTX} + G_{ATX} - L_{APT_X}$$

(P_{TX} ：送信機の出力電力, L_{FTX} ：送信機と送信アンテナを接続する給電系の損失, G_{ATX} ：送信アンテナの最大放射方向の絶対利得 (等方性アンテナに対する利得), L_{APT_X} ：送信アンテナのポインティング (指向誤差) 損失)

11.6.2 受信G/T

受信G/Tは以下の式で表される。

$$G/T = G_{ARX} - L_{FRX} - L_{APRX} - T_S$$

(G_{ARX} ：受信アンテナの最大放射方向の絶対利得, L_{FRX} ：受信アンテナと受信機を接続する給電系の損失, L_{APRX} ：受信アンテナのポインティング損失, T_S ：システム雑音温度)

システム雑音温度 T_S [dBK]は以下の式で表される。

$$T_S = 10 \log \{ T_A / L + T_F (1 - 1/L) + T_E \}$$

$$L = 10^{(L_{FRX}/10)}$$

(T_A ：アンテナ雑音温度[K], T_F ：給電線雑音温度[K], T_E ：受信機雑音温度[K])

また受信機雑音温度が与えられず、雑音指数NF[dB]が与えられた時には受信機雑音温度 T_E を以下の式から算出する。

$$T_E = (f - 1) T_0$$

$$f = 10^{(NF/10)} \quad (\text{雑音指数の真数}) \quad T_0 : 290[\text{K}]$$

11.6.3 自由空間損失

自由空間損失 L_d は以下の式で表される。

$$L_d = 10 \log \left[\frac{4\pi d}{\lambda} \right]^2 = 32.45 + 20 \log(f) + 20 \log(d)$$

(d ：送受信アンテナ間の距離[km], λ ：波長[km], f ：搬送波周波数[MHz])

11.6.4 偏波損失

偏波損失 L_p は到来信号波と受信偏波の組み合わせで設定する。

$$L_p = 10 \log \left[\frac{(R_1^2 + 1)(R_2^2 + 1)}{(R_1 R_2 + 1)^2 (\cos \theta)^2 + (R_1 + R_2)^2 (\sin \theta)^2} \right]$$

(R_1 ：受信アンテナの楕円偏波率, R_2 ：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)

このときパッチアンテナとパラボラアンテナの楕円偏波率を1とし、アップリンクとダウンリンクの到来信号波の楕円偏波率を1とし、 θ を0[deg]とする。以上から偏波損失 L_p [dB]は0[dB]となる。

11.6.5 降雨損失

降雨損失 L_{RA} [dB]は以下の式で表される。

$$k = \alpha R^\beta$$

(k : 降雨減衰係数, R : 降雨強度[mm/h], α , β は周波数, 偏波, 仰角, 雨滴粒径分布で異なる係数)

最悪の状態で100[mm/h]の降水量とすると, Sバンドの周波数の降雨減衰係数が0.01[dB/km]となり, 観測域全体(30km)で雨が降っていると降雨損失は0.3[dB]となる。

11.6.6 大気吸収損失

大気吸収損失 L_A [dB]は以下の式で表される。

$$L_A[\text{dB}] = \gamma_o r_o + \gamma_w r_w$$

(γ_o , r_o : 酸素および水蒸気の吸収係数, γ_w , r_w : 酸素および水蒸気の等価通路長) 衛星を見込む仰角を El [deg]と酸素, 水蒸気の分布高度(4km, 2km)から次式から求める。

$$r_o = \frac{4}{\sin El}$$

$$r_w = \frac{2}{\sin El}$$

またSバンド周波数帯での水蒸気の吸収係数は0.007[dB/km], 酸素吸収係数は0.006[dB/km]である。従って衛星を見込む角を30[deg]として上式に代入すると大気吸収損失は0.076[dB]となる。

6.6.7 天空雑音

晴天時の天空雑音 T_{SKY} [K]は大部分が大気ガスによる吸収に起因し, 以下の式で与えられる。

$$T_{SKY} = T_m \left(1 - 10^{-\frac{L_A(El)}{10}} \right)$$

(L_A : 大気吸収損失, El : 衛星を見込む仰角)

また T_m は $T_m = 1.12T_G - 50$ [K] (T_G : 地表での温度)で表される。

降雨時の天空雑音 T_{RAIN} [K]は降雨による吸収減衰に起因し, 大気ガスの場合と同様に以下の式で与えられる。

$$T_{RAIN} = T_m \left(1 - 10^{-\frac{L_{RA}(El)}{10}} \right)$$

(L_{RA} : 降雨損失)

また T_m は $T_m = (273 + T_G)/2$ [K]で与えられる。

天空雑音はシステム雑音のアンテナ雑音温度 T_A [K]に加えられ, 晴天/受信時の受信 G/T として求まる。一般的に地上局の受信 G/T は晴天時の性能を規定しているので, 降雨時の性能低下量はシステム雑音温度の変化量で評価でき, 以下の式で求まる。

$$10 \log \left[\frac{T'_S}{T_S} \right] [\text{dB}]$$

(T_S : 晴天時の天空雑音を考慮したシステム雑音温度, T'_S : 降雨時の天空雑音を考慮したシステム雑音温度)

11.6.8 受信 C/N_0

受信 C/N_0 は以下の式で表される。

$$C/N_0 = P_E - L_{PS} - L_d - L_F - L_A - L_{RA} - L_V + (G/T) + 228.6$$

(P_E : 送信局のEIRP, L_{PS} : 電力分配損失, L_d : 自由空間損失, L_F : 偏波損失, L_A : 大気吸収損失, L_{RA} : 降雨損失, L_V : 各種損失, G/T : システム雑音温度に対する受信アンテナ利得比)

11.6.9 要求 E_b/N_0

要求 E_b/N_0 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データの要求データ品質から設定する。PCMコードにはNRZ-Mを使用する。要求データ品質としてはビット誤り率が基準になり, コマンドデータに対しては 1×10^{-6} がテレメトリデータに対しては 1×10^{-5} が用いられている。ビット誤り率と要求 E_b/N_0 関係を以下の表に示す。

表11.6.1: ビット誤り率と E_b/N_0 との関係

	NRZ-M
BER: 1×10^{-6}	E_b/N_0 : +10.8[dB]
BER: 1×10^{-5}	E_b/N_0 : +9.9[dB]

11.6.10 ハードウェア劣化量

回線計算は理論値に基づき実施するが, 復調系ハードウェアの劣化量や伝送特性に伴う波形の歪みによる劣化量が存在する。この劣化量は送信側/受信側特性の相性に依存する, 一般的に2.0~2.5[dB]の復調損失をハードウェア劣化量として用いる。

11.6.11 符号化利得

符号化として畳み込み符号化を用いる。符号化利得は, BER 1×10^{-5} の評価ポイントで, 軟判定ビタビ復号が+5.2[dB]である。

11.6.12 要求 C/N_0

要求 C/N_0 は以下の式で求める。

$$C/N_0 = L_m + (E_b/N_0)_{req} + (-G_c) + L_d + BR$$

(L_m : 変調損失, $(E_b/N_0)_{req}$: 所要のBERを得るための最小 E_b/N_0 , G_c : 符号化利得, L_d : ハードウェア)

ア損失，BR：ビットレート)

なお、測距回線については、地上局の距離および距離変化率計測系がもつ計測精度保証範囲の S/N_0 （距離計測）もしくは C/N_0 （距離変化率計測）を要求 C/N_0 とする。

11.6.13 電力束密度

電力束密度PFD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。衛星から放射される電波が地上の無線システムに干渉を与えないように、電波の強度を規定値以下に抑えなければならない。本衛星で使用するSバンドのPFD制限は

$0[\text{deg}] \leq E_l \leq 5[\text{deg}]$ 、 $25[\text{deg}] \leq E_l \leq 90[\text{deg}]$ のときを以下に示す。

$0[\text{deg}] \leq E_l \leq 5[\text{deg}]$ の時

$$PFD \leq -154[\text{dBW}/\text{m}^2]$$

$25[\text{deg}] \leq E_l \leq 90[\text{deg}]$ の時

$$PFD \leq -144[\text{dBW}/\text{m}^2]$$

12 開発スケジュール

本衛星は図12.1.1の開発スケジュールに示すように、約3年で完成させる。基本設計において構

造モデル、熱モデル（構造モデルを改修）の製作試験を実施する。また、一部機器はBBMを試作する。

詳細設計では全ての機器を製作または購入し、システムEMを組み立て、各種試験を実施する。

これら成果に基づきフライトモデルを製作試験するが、EM機器の改修を基本とした“EFM方式”を採用して、経費節減、スケジュール短縮を計る。

謝辞

解析書の作成にあたり多大なる協力をしてくださいました宇宙航空研究開発機構 研究開発本部 宇宙実証研究共同センター 特任担当役の橋本英一先生（信州大学非常勤講師）、信州大学農学部アルプス園フィールド科学教育研究センターセンサー長の加藤正人教授、信州大学工学部電気電子工学科の半田志郎教授に深く感謝の意を申し上げます。また助言をしてくださいました信州大学大学院工学研究科電気電子工学専攻の中島厚教授、酒匂信匡准教授に厚く御礼申し上げます。

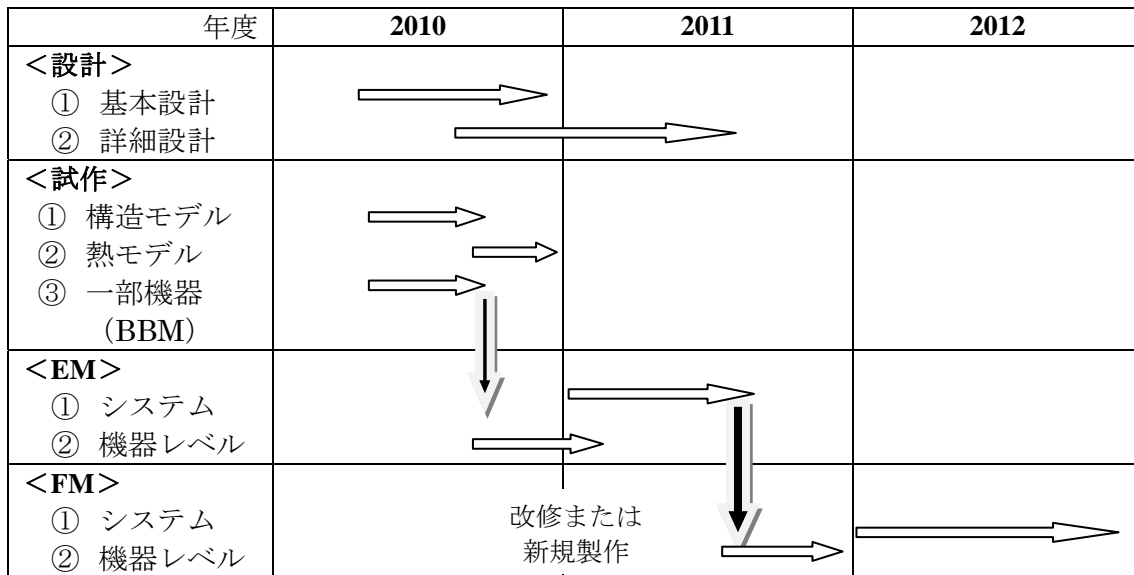


図12.1.1：開発スケジュール

表11.6.2：回線設計表

項目	単位	アップリンク	ダウンリンク
周波数	MHz	401	2285
波長	m	0.75	0.13
送信EIRP	dBW	17	-6
送信機出力	dBW	-4.0	-10
給電損失	dB	0	0
送信アンテナ利得	dB	20	4
ポインティング損失	dB	1	0
自由空間損失	dB	154	169
通信最大距離	km	3000	3000
偏波損失	dB	0	0
大気吸収損失	dB	0.076	0.076
降雨損失	dB	0.3	0.3
各種損失	dB	0	0
受信G/T	dB/K	-23.8	2.30
アンテナポインティング損失	dB	0	1
受信アンテナ利得	dB _i	4	30
給電損失	dB	0	0
システム雑音温度	dBK	27.8	26.8
アンテナ雑音温度	K	330	29
受信機雑音温度	K	289	170
給電線雑音温度	K	313	313
雑音指数	dB	3	2
天空雑音温度増加分	dB	2.11	2.87
受信C/N ₀	dBHz	67.4	55.4
変調方式		PCM	BPSK
要求Eb/N ₀	dB	10.8	9.9
ハードウェア劣化量	dB	2.5	2.5
符号化利得	dBHz	5.2	5.2
ビットレート	bps	1200	9600
ビットレート	dBHz	30.8	39.8
変調損失	dB	3	3
要求C/N ₀	dBHz	41.9	50
回線マージン	dB	25.5	5.4

表11.6.3：PFD適合性

項目	単位		
衛星仰角	deg	0	90
地表面距離	km	3000	700
送信EIRP	dBW	-6	-6
電力含有量	dB	-10	-10
伝播損失	dB・m ²	-150	-137
PFD	dBW/4kHz/m ²	-166	-153
PFD制限値	dBW/4kHz/m ²	-154	-144
マージン	dB	12	9.5

参考文献

- [1]<http://www.ot-c.co.jp/topics/100201.html>
- [2]http://www.vlcc.net/modules/pico3/index.php?content_id=7
- [3]http://www.ard.jaxa.jp/res/adtrg/debris/a01_01_01.htm
- [4]http://www.iwasaki.co.jp/product/light_source_info/led-lamp/power-led.html
- [5]<http://www.ujrc.co.jp/products/antenna/ku-band-antenna.html>
- [6]茂原正道・鳥山房夫：衛星設計入門，2002
- [7]溝口早苗：高輝度/パワーLEDの活用テクニック，2008
- [8]中川正雄：可視光通信の世界，2006
- [9]<http://www.meade.com/lt6/LT6index.html>
- [10]<http://nagiso.co.jp/ki>
- [11]<http://iwasaki.co.jp/>
- [12]加藤正人：森林リモートセンシング 第3版，2010