修士学位論文

超小型衛星搭載用マルチスペクトル センサの研究

2014年3月

北海道工業大学大学院 電気電子工学専攻 伊藤 那知

目次

第1章	序論	1
1.1	はじめに	1
1.2	超小型衛星とは	1
1.3	マルチスペクトルとは	3
1.4	NDVI(Normalized Difference Vegetation Index,正規化植生指数)	4
1.5	研究背景	5
1.6	研究目的	6
第2章	超小型衛星搭載用マルチスペクトルセンサの概要	7
2.1	概要	7
2.2	設計コンセプト	8
第3章	光学系	9
3.1	イメージセンサ	9
3.2	レンズ	. 10
3.3	観測波長	. 12
第4章	MDHU(Mission Data Handling Unit)	. 15
4.1	MDHU の概要	. 15
4.2	放射線による半導体への影響	. 15
4.3	MDHU の構成	. 16
4.4	MDHU の動作	. 18
第5章	分光感度特性の評価	. 21
第6章	イメージセンサのパラメータ算出	. 25
6.1	AirMass の決定	. 25
6.2	大気吸収による光の減衰	. 28
6.3	地表からの反射エネルギーの推定	. 29
6.4	イメージセンサへの入射光の推定	. 31
6.5	イメージセンサ出力値の推定	. 32
6.6	イメージセンサパラメータの決定	. 32
第7章	地上での撮影実験と2枚の画像の合成	. 33
第8章	結論	. 36
謝辞		. 37
参考文南	¢	. 38
研究業績		. 39

第1章 序論

1.1 はじめに

現在,超小型衛星は民間企業や大学が開発・運用を行っており,micro satellite に属する 50kg 級の超小型衛星は主に地球観測として利用するため の開発が進んでいる.しかし,nano satellite と呼ばれる 1~10kg の超小型衛 星は主に軌道上での実証試験がミッションとなっている.nano satellite は ISS からの超小型衛星放出ミッションにより打ち上げコストの軽減・宇宙開 発の活発化が期待されているが,利用可能な電力,搭載機器の大きさなど, リソースの制限により実験機としての利用が大部分を占めており,実用化さ れているケースは多くはない.北海道工業大学 佐鳥研究室では,超小型衛星 を農業分野の広域監視に利用することを目的として,植生の活性度の測定や 収穫時期の判定,育成度の判別に利用する NDVI(Normalized Difference Vegetation Index,正規化植生指数)の取得ができ,nano satellite 級の超小型 衛星に搭載可能な小型のマルチスペクトルセンサを開発した.本センサの衛 星バス部想定サイズは 2U であり,人工衛星搭載用マルチスペクトルセンサ では世界最小となる.

1.2 超小型衛星とは

超小型衛星とは、平成 21 年宇宙基本計画では 100kg 以下の衛星と定義され ており、人工衛星のシステム技術や部品・コンポーネントなどの最新技術の軌 道上実証に利用されている [1].現在は、超小型位置天文観測衛星 「Nano-JASMINE」、スプライト観測衛星「雷神」、小型地球観測衛星「雷神 2」、超小型地球観測衛星「QSAT-EOS」、ほどよし超小型衛星など、多くの 50kg 級の衛星で実利用化が行われており、2013 年 11 月には、ウェザーニュ ーズが民間の気象情報会社としては世界で初めての衛星である、超小型観測衛 星「WNISAT-1」を打ち上げた、大型衛星では開発期間が長く、開発費用も工 学となるにもかかわらず、開発開始時の技術が用いられるため、地上用装置と 比較して古い技術となってしまうという欠点がある。小型衛星は開発期間が短 いため、利用者のニーズに合ったシステムを最新の技術で、より安価に、より 早く提供できるという利点がある(図 1.1)[2].

超小型衛星の分類はサリー大学により定義され,1kg以下が pico satellite, 1kg~10kg が nano satellite, 10kg~100kg が micro satellite と分けられる. nano satellite は 1998 年の第 1 回 USSS(University Space Systems Symposium、日米大学宇宙システム会議)で Stanford 大学の Twiggs 教授によって CubeSat project として提唱され,外形と重量が規格化された.このことから, nano satellite は主に CubeSat と呼ばれている.外形が規格化されたことによ り, 放出機構が流用できるため、放出機構の開発と、ロケットインターフェース(ロケットとの電気的・機械的接続方法の策定)の大幅な簡略化が可能となる. CubeSat 放出機構は, ロケットでは P-POD(Poly-PicoSatellite Orbital Deployer)[3]が, ISS(International Space Station, 国際宇宙ステーション)の日本実験棟「きぼう」では J-SSOD(JEM Small Satellite Orbital Deployer, 小型衛星放出機構)[4]が利用されている. 表 1.1 に CubeSat の規格を, 図 1.2 に J-SSOD を示す.





図 1.2 J-SSOD

形状名称	外形	重量
1U	10cm×10cm×10cm	1.33kg
$2\mathrm{U}$	10cm×10cm×20cm	2.66kg
3U	10cm×10cm×30cm	3.99kg

表 1.1 CubeSat の規格

1.3 マルチスペクトルとは

本稿ではスペクトルとは、全て分光スペクトルを指す。光とは電磁波の一 部であり,紫外線(10nm~380nm),可視光線(380nm~750nm),赤外線 (750nm~1mm)の総称である.分光スペクトルは図 1.3(a)のような連続した 波長と、それぞれの波長の強度を2次元配列化したものである、人間の目の 感度に合わせた図 1.2(b)のような赤・緑・青の 3 つの波長域(以下,バンド) の情報をカラー、赤外線や紫外線を含めた3バンド以上の情報をマルチスペ クトル、高波長分解能な情報をハイパースペクトルという。ハイパースペク トルの波長分解能は、Hyperion(アメリカ)、CHRIS(ESA、イギリス)、 HISUI(日本)など,一般的に約 5nm~10nm とされている[5]. 可視光域での 反射光の変化は少ないが近赤外ではまったく異なる反射率を持つ物質も多く 存在するため、ハイパースペクトルによるデータ取得を行うことで、たとえ ば溶液中の金属分子の検出や、食品、鉱物、気体の成分の特定などが1台で 行える.ハイパースペクトルセンサは汎用性が非常に高いといえる.通常は 目に見えない近赤外域の光を可視化することによって、測定対象に含まれて いる物質の特定や、食品の鮮度、植生の活性度など、計測が困難だったもの の簡易化や数値化が可能となる[6]. しかし, ハイパースペクトルデータを取 得するセンサは,高精度な分光光学系,スキャン機構,高速・大容量のデー タ処理が必要となるため、高コストでセンサの外形が大きく、データの扱い が難しい場合がある.解析に要する波長が明確な場合はイメージセンサとバ ンドパスフィルタを組み合わせたユニットを複数使用することで、特定の波 長に特化したマルチスペクトルセンサが利用される.例として、NASAの LCROSS には観測波長 1.2µm~2.4µm, 波長分解能 35nm のスペクトロメー タを搭載し、月の成分分析が行われた. 打ち上げに使用されたセントールロ ケットの最終段を月に衝突させ,噴出物の分光スペクトルを解析した結果, 水のスペクトルと一致したため,月には水が存在することが判明した[7]. Landsat に搭載されている AVNIR-2(4 バンドマルチスペクトルセンサ)は、 山火事の被害調査に利用された. [8]



1.4 NDVI(Normalized Difference Vegetation Index,正規化植生指数)

NDVI とは、植生の分布状況や活性度を示す指標である. 植物の緑葉は青 (400nm~500nm)と赤(620nm~690nm)の波長にクロロフィルによる吸収を 示すとともに、近赤外線(720nm~1200nm)を強く反射する. 植物はクロロフ ィルによる光の吸収で光合成を行い、糖を生成するため、クロロフィルが多 いほど、つまり、青と赤の吸収が多いほど活動が活発であると言える. この ような、植物がもつ分光反射特性を利用して、赤波長(R)と近赤外線(NIR)の 反射強度の差や比を用いた植生指数が種々提案されている. NDVI は、観測 時の照度や大気状態の変化による影響を小さくできることから広く利用され ている. NDVI は式 1.1 によって与えられる[9]. 図 1.4 に植物の反射スペク トルを、図 1.5 に 1 月の日本の NDVI マップを示す.





図 1.5 日本の NDVI マップ(1月)

1.5 研究背景

内閣府宇宙開発戦略本部により,平成25年1月に決定された宇宙基本計画 では、ISS からの超小型衛星の放出と、衛星の小型化や民生品の利用等による コストの低減が推進されている[10].また、大学や企業による実利用を目指し た衛星は、主に50kg級の小型衛星として開発されている.このように、小型 衛星の開発が活発に行われている.小型衛星は、雷神のスプライト観測、ほど よし衛星のマルチスペクトル観測など、地球観測が主なミッションとなってい る.宇宙から地球を観測することで広範囲を定期的に観測できるという利点が ある.しかし、回帰日数(何日間隔で同じ地域の上空を通過するかという日数) が十数日あるため、観測データの更新に時間を要するという欠点がある、ALOS の場合は高度 700km、太陽同期準回帰軌道で回帰日数が46日である.この欠 点を補うには、同一仕様の衛星を複数打ち上げて衛星が通過する頻度を上げる 必要がある.このためには、開発期間が短く製造費用が比較的安価な小型衛星 が有効である.また、複数の衛星を使用することで、多点を同時に観測できる というメリットも発生する.超小型衛星は開発期間が短いため、観測対象に合 わせて仕様を変更して打ち上げることも可能である.しかし、解像度、感度、 波長精度など,性能は大型衛星には及ばないため,用途に応じて使い分ける必要がある.現在の超小型衛星は,50kg級小型衛星を開発するための技術蓄積 という位置付けであり,小型衛星では更なる高性能化,高信頼化が図られてい る.しかし,高信頼化のためには放射線試験が必須であり,半導体はロット単 位で購入,管理する必要がある.放射線がなければ異なる素子を選定し,再度, 放射線試験を行わなければならない.また,高性能化のためには搭載機器の大 型化,大電力化が必要となり,それに比例して衛星も大型化が必要となる.こ のように開発期間の長期化,高コスト化が進むと小型衛星の利点が損なわれて しまう.そのため.超小型衛星の実用化を目指して,超小型衛星搭載用マルチ スペクトルセンサを開発した.大型衛星ほどの解像度は必要ないが,広範囲を すぐに見たいという場合に有利であると考えられる.マルチスペクトルセンサ を搭載した衛星は世界でもインドのJugnuのみである[11].本センサは2Uサ イズ衛星への搭載を想定しているため,衛星搭載用のマルチスペクトルセンサ では世界最小となる.表 1.2 に地球観測をミッションとした CubeSat の例を 示す.

衛星名称	組織名	国	大きさ	ミッション
I	IIT Kamana		911	マイクロイメー
Jugnu	III Kanpur	1 ~ r	30	ジングシステム
DDICM	市市十 学		20 am 3	130 万画素カメ
PRISM	米 尔八子		20cm ^s	ラでの画像取得
XI-V	東京大学	日本	1U	QVGA 画像取得
Cute1.7 +	事与工業 十学		901 5 10	携帯電話用カメ
APDII	宋 示二未八子	Ц <i>Ф</i>	20x15x10cm	ラでの画像取得
SwissCube	ローザンヌエ	7 / 7	111	CMOS センサで
	科大学	~ ~ ~	10	の大気発光観測

表 1.2 に地球観測をミッションとした CubeSat の例

1.6 研究目的

本研究は、超小型衛星に搭載するための、小型で省電力なマルチスペクト ルセンサを開発することを目的とする。本研究では開発コストの軽減と開発 期間の短縮化のため、民生部品のみを使用する.衛星バスとのインターフェ ース、およびマルチスペクトルセンサ内部機器制御用マイコンには宇宙での 動作実績のあるものを使用し、放射線に耐える可能性を高めた.本研究で製 作したマルチスペクトルセンサは、製造コスト削減のため、放射線試験は行 わないことを前提としている.本センサは NDVI が正しく測定できることを 目的とした.

第2章 超小型衛星搭載用マルチスペクトルセンサの概要

2.1 概要

本センサは2つのイメージセンサと MDHU(Mission Data Handling Unit, ミッションデータ処理装置)で1つのセンサ機器として動作する. RGB イメ ージセンサとモノクロイメージセンサを使用し、バンドパスフィルタを取り 付けて4バンドのワイド VGA 画像を取得する. 観測波長は NDVI の算出の ための R バンドと NIR バンドが必要であり、さらに、地図との比較のため には RGB 画像を使用したほうが容易であると考えられるため, RGB+NIR の4バンドを取得するセンサとした.レンズは北海道が1フレームに収まる 観測範囲となるように選定した.撮影した画像データは約 20 秒間をかけて MDHU 内部にある SD カードへ記録する. 2U サイズの超小型衛星への搭載 を想定し、軌道1周で1回の撮影とし、消費電力をおさえることを前提とし て設計した.ダウンリンク時は不要な機器を停止し,消費電力を低減させる. RGB イメージセンサとモノクロイメージセンサで撮影した画像データは、ダ ウンリンク後に地上で特徴点を用いて合成し、マルチスペクトル画像を生成 する. 表2に超小型衛星搭載用マルチスペクトルセンサの仕様を, 図2.1に システムブロック図を、図 2.2 に製作したマルチスペクトルセンサの試作モ デルを示す.

項目	仕様
想定衛星サイズ	1U
想定軌道高度	600km
観測波長	B(446nm) G(532nm) R(646nm) NIR(750nm)
解像度	752pixel×480pixel
観測範囲	423km×270km
地表分解能	562m×562m
レンズFナンバー	F2.4
消費電力	3W
外形	8cm×8cm×5cm(熱構造系を除く)

表 2.1 超小型衛星搭載用マルチスペクトルセンサの仕様

^{2.1} システムブロック図



(表) (裏)図 2.2 製作したマルチスペクトルセンサ試作モデル

2.2 設計コンセプト

本センサの設計コンセプトは「地上での放射線試験は行わないこと。運用 時に動作不良が発生した場合,衛星バス部に影響を与えないこと。」とした. 使用部品の放射線試験は行わず,UNISEC(University Space Engineering Consortium)や NSREC(Nuclear and Space Radiation Effects Conference) 等で動作報告があるものや放射線試験が行われている民生部品を使用した. nano satellite は設計寿命が短いため,トータルドーズは考慮しないものとし, シングルイベントは電源系で対策を行うものとする.MDHUは,アップセッ トや EEPROM のデータ破損でのハングアップを抑え,衛星バス部に影響を 与えないものを目指して設計した.本センサは,放射線試験を行わない民生 部品の軌道上での実証と実用化を兼ねたモデルとした.

第3章 光学系

3.1 イメージセンサ

小型化,低消費電力化,及び画像データ取得の容易化のため,1チップで 同期信号とデジタル出力があるものを条件とした.カラーとモノクロで同一 仕様である MT9V022 を搭載した VM-007 を採用した. MT9V022 は電源と クロックを入力するだけで動作し、垂直同期信号、水平同期信号、デジタル 10bit の輝度値と信号取込用のクロックをパラレル出力する BGA(Ball Grid Array)パッケージの素子である. VM-007 は BGA パッケージの素子を実装 した基板ユニットであり、端子はフレキシブルケーブル用コネクタが実装さ れているため、取り扱いが容易である.アナログゲイン、デジタルゲイン、 露光時間,ブラックレベル調整など,撮影のパラメータは I2C により素子内 のレジスタを書き換えることで設定できる. インターフェース, ピクセルサ イズ、有効画素数が同一仕様でカラータイプとモノクロタイプがあるため採 用した.カラータイプは図 3.1 のような Bayer パターンとなっており,カラ ーフィルタがかけられた画素を4つ合成して RGB 情報を持つ1ピクセルと している. イメージセンサの出力データの形式は、モノクロタイプは各ピク セルの輝度値が順次出力されるが,カラータイプは,Bの輝度値,Gの輝度 値, Bの輝度値・・・と752 ピクセル分繰り返した後, G の輝度値, R の輝 度値, G の輝度値・・・と出力される. これを合成することでカラー画像が 得られる. VM-007の外観を図 3.2 に、仕様を表 2 に示す.



9



(表)

(裏)

図 3.2 VM-007 の外観

項目	仕様	
Optical format	1/3-inch	
Active pixels	752H x 480V	
Pixel size	6.0µm x 6.0µm	
Color filter array	Monochrome or color RGB Bayer pattern	
Frame rate	60 fps (full resolution)	
Responsivity	4.8 V/lux-sec (550nm)	
Power consumption	320mW at maximum	
dimensions	34mm×34mm×6mm	

表 3.1 VM-007 の仕様

3.2 レンズ

レンズは市販されているカメラレンズを使用する.カメラレンズにとって は衛星から地球までの距離は無限遠とみなせるため,無限共役比レンズを使 用する.レンズの焦点距離と視野角の関係は図 3.3 ようになり,三角関数に より求められる.式 3.1 より,観測に必要なレンズの画角が求まる.式 3.2 より,イメージセンサのピクセルピッチ,画素数と式1による画角から必要 な焦点距離が求まる.想定軌道高度を 600km,観測幅を 400km とすると, 必要な焦点距離は約 6.8mm,画角は 39 度となる.これらに近いレンズとし て,エドモンド社 p-video レンズ・無限共役比デザイン 焦点距離 6.4mm モ デルを採用した. 焦点距離を 6.4mm とした場合, 画角 38.8°, 観測幅 423km, 地表分解能 562.5m/pixel となる. レンズの有効瞳径は式 3.3 で求められ, 焦点距離を 6.4mm, F ナンバーを 2.4 とすると, 有効瞳径は 2.66mm となる. 図 3.4 に 選定したレンズの外観を, 表 3 にレンズの仕様を示す.

$$\theta = 2\tan^{-1}\frac{X/2}{h} \tag{3.1}$$

$$f = \frac{x/2}{\tan(\theta/2)} \tag{3.2}$$

h:衛星高度 f:焦点距離 θ:画角 X:観測幅 x:受光素子1辺の長さ

$$\varphi = \frac{f}{F_{\#}} \tag{3.3}$$

φ:有効瞳径 f: 焦点距離 F#: F ナンバー



h:衛星高度 f:焦点距離 θ:画角 X:観測幅 x:受光素子1辺の長さ

図 3.3 レンズの焦点距離と視野角の関係



図 3.4 無限共役比レンズ

表	3.2	無限共役比レンズの仕様

項目	仕様
焦点距離	6.4mm
画角	42.2°
Fナンバー	F2.4
固定方式	Sマウント
ディストーション	-2.40%

3.3 観測波長

NDVI 解析のため, R バンドと NIR バンドが必要となる. 本研究室が開 発したハイパースペクトルカメラ HSC-1701-H により, NDVI 算出に使用す る波長は 650nm と 750nm が最適と判断した[12]. また, 地図との比較のた めには RGB 画像を使用したほうが容易となることが考えられるため、4 バン ドを取得するセンサとした. RGB イメージセンサは視感度に合わせてあり、 Gバンドの波長が Rバンドにも感度を持っているため、測定誤差となる.ま た,モノクロイメージセンサは 400nm から 1000nm まで感度を持つためそ のままでは NIR が測定できない. このため, RGB イメージセンサにはマル チバンドフィルタを、モノクロイメージセンサにはバンドパスフィルタを取 り付けた. マルチバンドフィルタには Semrock 社 FF01-446/532/646-35 を、 NIR 用バンドパスフィルタには FF01-747/33-25 を使用した. G バンド,B バ ンドの観測波長はマルチバンドフィルタの仕様から決定した. R バンドは植 生の反射率が低いため、また、NIR バンドは植物によって反射波長が異なる ため、半値幅 25nm と比較的広いフィルタとした. カラーイメージセンサの 分光感度特性を図 3.5 に、マルチバンドフィルタの透過特性を図 3.6 に、モ ノクロイメージセンサの分光感度特性を図 3.7 に、バンドパスフィルタの透 過特性を図 3.8 に示す.



図 3.5 MT9V022 カラータイプの分光感度特性



図 3.6 マルチバンドフィルタ FF01-446/532/646-35 の透過特性



図 3.7 MT9V022 モノクロタイプの分光感度特性



図 3.8 マルチバンドフィルタ FF01-747/33-25 の透過特性

第4章 MDHU(Mission Data Handling Unit)

4.1 MDHU の概要

MDHU とは、ミッション機器(衛星の目的を遂行するため直接的に使用さ れる機器)の制御、データ取得及び処理を行う装置である.超小型衛星搭載用 マルチスペクトルセンサには、搭載する衛星の仕様に関わらすデータ送受信 ができるようにするため、MDHUを搭載する.衛星バス部との接続には、互 換性を高めるためUART(Universal Asynchronous Receiver Transmitter)シ リアル通信とした.外形が 8cm×8cm と小型であり、nano satellite に搭載可 能なサイズとなっている.比較的高発熱の部品が密集しており、最大 2.5W 程度の発熱が予想されるため、熱構造系による放熱が必要となる.衛星への 影響が懸念される衛星バス部インターフェースとマルチスペクトルセンサ全 体の制御を司る制御用マイコンには、宇宙での利用実績のある PIC16f877 を 使用した.また、制御用マイコンには、宇宙での利用実績のある PIC16f877 を したデータの破損については考慮しないものとした.データ破損が致命的な 問題となる用途では、放射線試験を行ってから衛星に搭載する等の対策が必 須となる.

4.2 放射線による半導体への影響

生品を宇宙環境で使用した場合は、放射線と真空環境が問題となる。放射 線環境下では、半導体の動作不良や素子の劣化を招く。動作不良は放射線が 半導体を通り抜けるときに発生する特有の現象で、シングルイベントアップ セット現象(SEU, Single Event Upset)とシングルイベントラッチアップ現 象(SEL, Single Event Latchup)がありこれらをまとめてシングルイベント という。SEU とは記憶デバイスである RAM 部分を放射線が通り抜けたとき にビット反転してしまう現象のことで、動作不良やデータ破損の原因となる。 SEL は半導体を製造する際に必要な寄生サイリスタや、CMOS ゲートを通り 抜ける際に、OFF になるべき素子が放射線のエネルギーを受けて ON になっ てしまう現象のことで、過電流が流れ素子が破壊されてしまう。放射線対策 としては、放射線試験を行い、シングルイベントの発生回数からシングルイ ベント発生確率を算出し、放射線耐性を評価した上で、放射線耐性の低いも のについては、シールドによって放射線を防ぐ、放射線耐性の高いものに交 換する、などの処置が必要となる。

4.3 MDHU の構成

MDHUには、データ保存用 microSD カード、データ保存用マイコン(PIC1)、 データー時保存用 SRAM、データバス制御用 CPLD、システムプログラム格 納用 FRAM、制御用マイコン(PIC2)で構成されている。各部品は放射線耐性 を考慮し、NSREC、UNSEC 等から公開されている情報をもとに選定した。 使用部品と採用理由を表4に、MDHU 基板の外観を図4.1に、ブロック図を 図4.2 に示す。

	表 4	.1 使	用部品	と採	用理由
--	-----	------	-----	----	-----

役割	採用素子	採用理由
データ保存用 microSD カード	TS2GUSD-1	UNITEC-1 での仕様実績 があるため
データ保存用マイコン	33FJ256MC710	RAM 容量の大きく高速なため
データー時保存用 SRAM	CY7C1372D	入手が容易なため
データバス制御用 CPLD	EPM7256SQC208	NSREC で MAX7000S シリー ズの報告があるため[13]
システムプログラム 格納用 FRAM	FM31278	FRAM は放射線に強いという 実験データがあるため[14]
制御用マイコン	PIC16F877	XI シリーズで宇宙での動作が 確認されているため[15]



図 4.2 MDHU のブロック図



MDHU 基板(裏) 図 4.1 試作した MDHU 基板の外観

4.4 MDHU の動作

MDHUの撮影と記録時、ダウンリンク時、システムプログラムのベリファ イ時のデータと制御の動きについて説明する.

● 撮影と記録

BUS Selector と CLK Selector を RGB イメージセンサに切り替え, イメ ージセンサの PCLK(ピクセルクロック)出力に SRAM を同期させ, 752×480 ピクセル分のデータを保存する(図 4.3). 次にモノクロイメージセンサに切り 替え,同様に保存する(図 4.4). SRAM への一時保存が完了すると, CLK Selector を Memory Controller に切り替え, PIC1 が Memory Controller を 制御して同期させ, microSD へ記録する(図 4.5). microSD カードは低速な SPI モードで動作させているため, 4 バンドの画像データの保存には約 20 秒 間必要となる. イメージセンサデータの同時取得ができないため,取得する 画像データの観測タイミングは最大 30ms 遅れる. 衛星の対地速度は秒速約 7km であるため RGB バンドと NIR バンドでは 210m の撮影位置のずれが生 じるこのずれは取得画像の 0.5 ピクセル分に満たないため問題ないと考えら れる.



図 4.3 RGB データの一時保存





図 4.5 microSD への記録

• ダウンリンク

PIC2 が衛星バス部からダウンリンクコマンドを受けると、コマンドを PIC1 へ転送する. PIC1 は microSD から 4 バンド分のデータを連続で読み出し, PIC2 へ送信する. 読読み出し中は, PIC2 は受け取ったデータをそのまま衛 星バス部へ転送する. このとき、イメージセンサはスタンバイモードに設定 し、電力消費を抑える.

● システムプログラムのベリファイ

dsPIC33FJ256MC710 は放射線試験が行われていないため、システムプロ グラムの破損防止として、PIC16F877 によるベリファイを行う構成とした. あらかじめ FRAM に dsPIC33FJ256MC710 用のプログラムを 3 冗長で格納 し、システムプログラムと照合して破損があれば修復を行う.

PIC2 が衛星バス部からベリファイコマンドを受けると, PIC1 から1ブロ ックずつシステムプログラム読み出し, FRAM に格納されたシステムプログ ラムと比較する. FRAM には3冗長で保存しているため,1ブロックあたり 3回比較し,整合性を確認する.不整合が見つかった場合は,FRAM 内の3 つのデータで各ビットの多数決をとり,多いものをブロックごとに書き込む.

第5章 分光感度特性の評価

光の波長ごとの輝度値を使用して NDVI 解析を行うため,各バンドが分離 できなければならない.このため,イメージセンサにフィルタを取り付けて 分光感度特性を評価した.イメージセンサのパラメータは撮影速度 60FPS, ゲイン1倍,輝度分解能を上位 8bit とした.

分光特性の測定には図 5.1 のようにモノクロメータで単一波長を生成し, 積分球で均一な拡散光としてイメージセンサとライトメータに照射した.当 研究室で所有している 150W ハロゲン光源では出力が不足し測定できなかっ たため,液晶プロジェクタから取り出した 200WUHB ランプを使用した.モ ノクロメータで波長を変えながらイメージセンサが全ての波長で飽和しない よう調整し,ライトメータの測定値とイメージセンサの出力から算出した. イメージセンサのデータは,カメラリンク変換基板を使用し,パソコンでカ メラリンクキャプチャボードを使用して取得した.表 5.1 測定に使用した機 材を,図 5.1~図 5.3 に実験環境を示す.

機材名称	型番
モノクロメータ	CT-250P
積分球	Labsphere 直径 100mm 積分球(形 式不明)
ライトメータ	ILT1400, SEL033
光源	プロジェクタ用 200WUHB ランプ

表 5.1 使用機材リスト



図 5.1 ハロゲン光源を利用した実験環境



図 5.2 感度測定用のイメージセンサ接続基板



図 5.3 液晶プロジェクタを利用した光源

イメージセンサのから出力される画像をパソコンにビットマップファイル として保存し,画像編集ソフト「GIMP」のヒストグラムで算出される中心 値をイメージセンサの出力値とした.イメージセンサ出力値をライトメータ 測定値で除算し,イメージセンサへの入射光 1µW, 1nm あたりのイメージ センサ出力値(D.N., Digital Number)を測定した.ライトメータの測定単位 はエネルギー密度のため,レンズの有効瞳面積を乗算する.イメージセンサ の感度は式 5.1 で求められる.算出した分光感度特性を図 5.4 に示す.

$$S_D(\lambda) = \frac{O_m(\lambda)}{P_m(\lambda) \times S_L}$$
(5.1)

 $S_D(\lambda): 分光感度 P_m(\lambda): ライトメータ測定値$ $O_m(\lambda): イメージセンサ出力値 S_L: レンズ有効瞳面積$





図 5.4 より, NIR バンドは他の波長の影響を受けずに NIR のみ取得できて いるが RGB イメージセンサでは, 500nm~580nm の光で R バンドが反応し てしまい, 誤差が発生することがわかる.また, B バンド, G バンドについ ては互いに干渉し, R バンドの光から受ける誤差となる成分も大きいことが わかる.本センサでは B バンド, G バンドについては地図と比較するための 目視時に必要なものであり, NDVI 算出には使用しないため,許容するもの とした. R バンドは, G バンドの光に反応しているが, R バンドの 10%の誤 差が発生している.当研究室で保有しているハイパースペクトルカメラによる NDVI 解析の経験から,10%の誤差であれば影響が無視できると判断したため,許容するものとした.

第6章 イメージセンサのパラメータ算出

太陽から発せられた光が地球に到達するまでは超高真空である宇宙空間を 通るため、ほとんど減衰することはない.しかし、地球に到達して大気圏内 を通過すると大気や水蒸気により波長ごとに異なる吸収が起こり、波長によ ってはほとんど透過しなくなる.また、地域によって地表に到達する太陽光 のエネルギー密度が異なる.感度が低すぎると反射率の低い物体や地表での エネルギー密度の低い地域が写らなくなり、感度が高すぎると飽和して解析 ができなくなってしまう.このため、リモートセンシングでは高感度でダイ ナミックレンジの広いイメージセンサが望ましい.このような高性能なイメ ージセンサは一般に大型で消費電力が大きいため、超小型衛星に搭載するの は難しい.本センサでは、観測地域をあらかじめ想定し、イメージセンサの 出力値をシミュレートして撮影が可能か否かの判断と、イメージセンサパラ メータの推定を行った.

6.1 AirMass の決定

AirMass とは、大気の厚みを1として、その何倍かを示すものである.何 倍かを示す数値の前に AirMass の略である AM を付けて表記する.

図 6.1 のように、地表への入射角が浅くなると地表へ到達するまでの大気の距離が長くなる. 地表へ到達する光のスペクトルは季節、時間帯、地域よって変化するが、これは太陽との位置関係により AirMass が変化するためである. AirMass は夏季正午が最も小さく、冬季夕方が最も大きくなる(図 6.2 ~ 図 6.3). 夕日が赤く見えるのは、図 6.4 に示すように AirMass が大きくなり、6.2 章に記すように青い光が地表に届きにくくなるためである.

本センサは北海道が1フレームに収まる観測範囲として設計しているため、 北海道の中心に近い旭川市を撮影位置の中心点とし、イメージセンサ出力値 のシミュレートには図 6.5 のように北緯 43.4°の地点で、夏季正午の AirMass を使用した.図 6.5 は製図用 CAD を使用して 10万分の1スケール で地球と AirMass の図を作成した.AM1の大気の厚さは有効的光学大気で ある 9km とした.図 6.5 より、太陽光が地表に到達するまでの有効的光学大 気は 9.5km であるため、AM1.05 となる.地表で反射した光は天頂の衛星で 観測するため、地表から衛星までの大気の厚さは AM1 である.したがって、 地球観測時の太陽光が地表で反射して衛星で観測されるまでに通る大気の厚 さは AM2.05 となる.

25



図 6.1 大気を透過する距離と地表への入射角の関係



図 6.2 夏季正午の Air Mass



図 6.4 夏季日没直前の AirMass



図 6.5 地球と AirMass の 10 万分の 1 スケール図

6.2 大気吸収による光の減衰

大気吸収とは太陽光が大気を通過することで減衰ことをいう.大気吸収後 のスペクトルと照射エネルギーを算出するため, NREL (National Renewable Energy Laboratory,米国 国立再生可能エネルギー研究所)が公 開している太陽スペクトルと大気吸収特性を使用した.NREL からは真空中 (AM0)での太陽スペクトルと AM1.5 のデータが公開されているがこのまま では使用できないため、大気吸収と AirMass の関係を数式化し、AirMass の換算を行った、光は AirMass が大きくなると指数関数的に減衰するため、 減衰の割合は式 6.1 で表される.式 6.1 の減衰定数 a は、NERL の AM0 と AM1.5 の放射強度を用いて、式 6.2 より求めた.AirMass を 2.05 としたと きの太陽スペクトルを図 6.6 に示す.

$$I_a(\lambda) = \frac{I_{AM}(\lambda)}{I_0(\lambda)} = e^{-a(\lambda) \cdot AM}$$
(6.1)

 $I_{AM}(\lambda): 減衰後の放射強度 I_0(\lambda): 太陽放射強度 AM: AirMass <math>a(\lambda): 減衰定数 I_a: 減衰率$

$$a(\lambda) = \frac{1}{1.5} ln \left(\frac{l_0(\lambda)}{l_{1.5}(\lambda)} \right)$$
(6.2)

 $I_{1.5}(\lambda): AM1.5 の放射強度 I_0(\lambda): 太陽放射強度 a(\lambda): 減衰定数 <math>I_a: 減衰率$



図 6.6 AirMass 換算後の太陽スペクトル

6.3 地表からの反射エネルギーの推定

太陽と地球の距離は非常に遠く、太陽からの光は無限遠からの照射とみな すことができる.無限遠からの光は照射角度がゼロであり拡散しないため、 太陽光のエネルギー密度は一様であるといえる.この光が斜めの反射面に当 たると、垂直に照射された場合と比較して照射される面積が広範囲になり、 単位面積当たりのエネルギー密度が低下する(図 6.6).面積が 1/sin θ 倍とな るため、照射されるエネルギー密度は式 6.3 で求められる.図 6.7 のように、 地表での反射率を $R(\lambda)$, AirMass を 2.05 とすると、地表で反射して大気圏 外へ出て行くエネルギーは、式 6.4 となる.

$$I(\lambda) = I_0 sin\theta \tag{6.3}$$

I₀:照射エネルギー密度 θ:照射エネルギーの角度
 I:照射面が受けるエネルギー密度

 $I_r(\lambda) = R(\lambda) \cdot I_{2.05} sin\theta \qquad (6.4)$

R(λ): 地表反射率 θ: 照射エネルギーの角度 Ir(λ): 反射エネルギー密度 I_{2.05}: AM_{2.05} での照射エネルギー密度



図 6.7 地表反射と大気圏へ出て行く光の関係

6.4 イメージセンサへの入射光の推定

反射面をランベルト面とみなし、イメージセンサへの入射光を推定した. ランベルト面とは放射輝度が観測する方向によらず一定であるような理想的 な完全拡散面である.自然界には表面反射を起こすような滑らかな面を有す る物質は少なく、本センサの観測対象である植物はさまざまな方向を向いて いるため、ランベルト面からの反射とみなした.図 6.8 のように受光素子 1 ピクセルには、地表分解能の面積から発せられた光のうち、レンズの有効瞳 面積分の立体角分の光が入射する.イメージセンサ1ピクセルが受光するエ ネルギーは、式 6.5 で求められる.地表分解能の 562.5m×562.5m に照射さ れたエネルギーを微小な1点の光源とみなし、高度を 600km、レンズ有効瞳 径を 2.66mm とした.

$$P(\lambda) = I_r(\lambda) \cdot S \cdot \pi \left(\frac{\phi}{2h}\right)^2 \tag{6.5}$$

 $P(\lambda): 1 ピクセルが受光するエネルギー Ir(\lambda): 反射エネルギー密度$ $S: 1 ピクセルが観測する面積 <math>\phi: \nu \nu x$ 有効瞳径 h: 衛星高度



6.5 イメージセンサ出力値の推定

イメージセンサの単位波長の出力値は式 6.6 であり,式 6.6 を波長方向に 積分すると式 6.7 となるため,イメージセンサの総出力値が算出できる. 6.1 章~6.4 章により,軌道上でイメージセンサに入射するエネルギーが算出でき るため,5 章の分光感度特性をあわせることでイメージセンサの総出力値と なる.シミュレートにより算出した衛星に到達する光エネルギーと,実測し た分光感度特性から,波長ごとにイメージセンサ出力を算出し,波長方向に 積算することで総出力値を推定した.イメージセンサの総出力値は式 6.8 に より求めた.シミュレートでは,AirMass=AM2.05, S=562.5m×562.5m, ϕ =2.66mm, h=600kmとし,地表反射率は 685nm 未満が 0.05, 685nm 以 上が 0.6 として算出した.シミュレートの結果,式 6.9,式 6.10 のように, Rバンド出力値は 4D.N., NIR バンド出力値は 8.6D.N.となった.

$$O(\lambda) = S_D(\lambda) \cdot P(\lambda) \tag{6.6}$$

$$O_t = \int S_D(\lambda) \cdot P(\lambda)\lambda d \qquad (6.7)$$

 $S_D: イメージセンサの分光感度特性 <math>P(\lambda): \nu \lambda$ に入射するエネルギー $O(\lambda): 単位波長あたりの出力値 O_t: イメージセンサ総出力値$

$$O_t = \int O(\lambda) \int R(\lambda) \cdot S_D(\lambda) \cdot I_{AM}(\lambda) \cdot S\pi \left(\frac{\phi}{2h}\right)^2 \lambda d \qquad (6.8)$$

Ot:イメージセンサ総出力値 R(λ):地表反射率
 SD:イメージセンサの分光感度特性 IAM(λ):減衰後の放射強度
 S:1ピクセルが観測する面積 φ:レンズ有効瞳径 h:衛星高度

$$O_{tR} = \int_{400}^{800} O(\lambda) d\lambda = 4[\text{D.N}]$$
 (6.9)

$$O_{tNIR} = \int_{400}^{800} O(\lambda) d\lambda = 8.6[\text{D.N}]$$
 (6.10)

6.6 イメージセンサパラメータの決定

シミュレート結果より、軌道上から観測した場合は出力値が小さすぎるこ とが判明した.このため、アナログゲインを最大値である4倍、デジタルゲ インを最大値である3.75倍と設定することで対策する.この設定により、R バンド出力は60D.N.,NIRバンド出力は129D.N.となり、NDVI解析への 利用が可能となる.

第7章 地上での撮影実験と2枚の画像の合成

開発したマルチスペクトルセンサを使用し、屋内撮影実験を行った.撮影 対象には造花と植生を使用し、ハロゲン光を照射して撮影した.取得した画 像はイメージセンサ固定精度や視差、被写体深度などにより撮影位置のずれ や回転、台形状のゆがみが発生する.撮影した画像を、画像編集ソフト「Adobe Photoshop」を使用して手動で補正した.NDVI 解析を行った結果、植物は 明るく写り、NDVI が高くでていることがわかる.造花黒くなり写っていな いため、NDVI が低く出ている.このため、NDVI が正しく解析できたと結 論付けた.図 7.1 に NIR 画像を、図 7.2 に RGB 画像を、図 7.3 に補正後の RGB 画像を、図 7.4 に NDVI 解析画像を示す.取得した画像には、CMOS イメージセンサ特有の縦線状のノイズが見られた.このノイズ成分の対策と してイメージセンサの暗電流をあらかじめ測定しておき、撮影時に除去する 必要がある.また、NDVI 解析画像では外周部の NDVI が高く表示されてい る.これは撮影位置補正時に欠損したピクセル情報を 0 で置き換えたためで あり、R がゼロのため NDVI が高く表示されている.この部分は手動で除去 する必要がある.



図 7.1 屋内で撮影した NIR バンド画像



図 7.2 屋内で撮影した RGB 画像



図 7.3 補正後の RGB 画像



NDVI 図 7.4 NDVI 解析画像

第8章 結論

超小型衛星に搭載するための小型なマルチスペクトルセンサを製作した. 複数の超小型衛星へ搭載することを想定しており,固定方法,取り付け位置, 熱設計など機械的接続仕様が確定していないため,電気系と光学系のみで完 成とした.また,独自にデータ処理回路を搭載して汎用性を持たせた.衛星 バスとはシリアル通信により,制御やデータのダウンリンクを行う.放射線 による影響を抑えるために,宇宙利用実績や,放射線試験実績のある半導体 を使用した.しかし,実際の放射線耐性は未知であるため,ほどよし衛星の レンタルスペースを借りて宇宙で動作させるか,またはHIT-SATの後継機と なる衛星を開発し.宇宙での動作確認を行いたい.現在の超小型衛星はミッ ションの高難易度化,高信頼の要求により,50kg級の衛星にシフトしつつあ り,信頼性向上のため,放射線試験が必須となっているが,開発コストの増 大,製造期間の長期化が起こり,超小型衛星の利点が損なわれる.これらを 解消するため,超小型衛星搭載用マルチスペクトルセンサを開発した.本セ ンサはフィルタを交換することで様々なミッションに対応可能である.本セ ンサにより,超小型衛星の実利用化に役立てたい.

謝辞

本論文を執筆するにあたり,専門的知識,計算やノウハウなど,昼夜を問 わず熱心にご指導下くださりました北海道工業大学 電気デジタルシステム 工学科 佐鳥新教授,技術面や設計の考え方に対する経験不足からの不備を ご指摘くださり,本研究の目的達成のための助言を下さりました佐々木正巳 教授,本研究の目的に対する思慮の浅さをご指摘いただき,研究の根本とな る運用方法についての助言を下さりました三橋龍一教授,植生撮影のための 空撮実験にご協力下さりました北海道工業大学 機械システム工学科 千葉 一永准教授には心より深く感謝申し上げます.

本研究を進めるにあたり、北海道工業大学メディアデザイン学科の太田諭 志氏にはプログラム開発で大変お世話になりました.心より深く感謝申し上 げます.

観測データ解析のための画像加工行って下さりました中原氏,植生撮影の ための空撮実験に必要な機材の提供とラジコン機の操縦でご協力下さりまし た北海道工業大学 機械システム工学科 千葉研究室 亀井卓也氏,菅井慎 也氏には心より感謝いたします.

北海道工業大学本研究室メンバーである山内直人氏、田澤志実氏、西川純 蔵氏、松本賢汰氏、吉田優杜氏,澤 佳祐氏,千葉翔太氏にもゼミ活動では お世話になりました.深く感謝いたします.

最後に、今までかかわった皆様に心より感謝申し上げます.

北海道工業大学大学院 電気電子工学専攻 伊藤 那知

参考文献

- [1]宇宙基本計画,平成21年6月2日宇宙開発戦略本部決定,内閣府 http://www.kantei.go.jp/jp/singi/utyuu/keikaku/keikaku.pdf
- [2]栗原純一,"超小型衛星が拓く新しい宇宙惑星探査",大学院理学研究院 宇宙ミッションセンター

http://www.ep.sci.hokudai.ac.jp/~shw/pse2012/20120427Kurihara.pdf

- [3] CubeSat Design Specification, California Polytechnic State University http://www-personal.umich.edu/~mjregan/MCubed/Pages/Documents/CubeSat DesignDocument.pdf
- [4]小型衛星放出機構 (J-SSOD), JAXA

http://iss.jaxa.jp/kiboexp/equipment/ef/jssod/

[5] HYPER project, ハイパースペクトルセンサの比較, 財団法人宇宙システム開発利 用推進機構

http://www.jspacesystems.or.jp/ersdac/HYPER/sensor.html

[6]北海道衛星株式会社

http://www.hokkaido-sat.co.jp/

[7] LCROSS Impact Data Indicates Water on Moon, NASA

http://www.nasa.gov/mission_pages/LCROSS/main/prelim_water_results.html

- [8]弓場憲生, AVNIR-2 データを使った山火事の被害調査, 改定 森林リモートセンシ ング・基礎から応用まで-, PP250-251
- [9]神野明香地球観測衛星"QuickBird"の光学系データ NDVI を利用した落葉樹の分 類に関する基礎研究,高知工科大学 平成 18 年度卒業論文

http://www.kochi-tech.ac.jp/library/ron/2006/2006env/1070057.pdf

[10]宇宙基本計画,平成25年1月25日 宇宙開発戦略本部決定,内閣府

http://www8.cao.go.jp/space/plan/plan.pdf

[11] Jugnu - the NSSDC!, NASA

http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=2011-058B

- [12]竹内 佑介・佐鳥 新, ハイパースペクトルカメラを用いた生鮮食品の鮮度評価, 北海道工業大学 2006 年卒業論文
- [13]Radiation Effects Data Workshop Record 2007 Paper, Nuclear and Space Radiation Effects Conference

http://www.nsrec.com/redw/2007paper.pdf

- [14] 胡浩・小池裕也・飯本武志・小佐古敏荘, 放射線による IC タグの損傷に関する 研究, 日本原子力学会「2007 年春の大会」ポスターセッション要旨集、2007.3
- [15]宇宙匠賞受賞記念講演, University Space Engineering Consortium, 2013年2月

研究業績

平成 25 年度(2013 年度):

- (1) 亀井卓也、伊藤那知、太田輸志、佐鳥新、千葉一永、「小型無人航空機を用いた正規化植生指数マップ作成」、B03、日本航空宇宙学会-第44期年会講演会、東京、2013年4月
- (2) 佐鳥新、竹内佑介、伊藤那知、三橋龍一、佐々木正巳、青柳賢英、「ハイパースペクトルカメラ HSC1702"Cosmos Eye"の研究開発」、日本色彩学会 視覚情報研究会 第17回研究発表会、2013年9月14日、工学院大学
- (3) 佐鳥新、竹内佑介、伊藤那知、三橋龍一、佐々木正巳、青柳賢英、「9 軸センサーを 用いたハイパースペクトルデータの幾何補正」、電子情報関係学会、2013 年 10 月 19~20 日、室蘭工業大学
- (4) 竹内佑介、佐鳥新、伊藤那知、三橋龍一、佐々木正巳、青柳賢英、「ハイパースペクトルカメラ HSC1702 コスモスアイの開発」、電子情報関係学会、2013 年 10 月19~20 日、室蘭工業大学
- (5) 斉藤慎之介、伊藤那知、飯野貴之、長谷川貴之、三橋龍一、佐鳥新、永田晴紀、千葉一永、「CAMUI-Avionicsの打上実験結果に対する故障解析」、日本機械学会 第23回設計工学・システム部門講演会、2013年10月23~25日、沖縄県読谷村
- (6) 亀井卓也、伊藤那知、太田諭志、佐鳥新、千葉一永、「小型無人航空機による精密 農業への利用を目指した正規化植生指数マッピング」、日本機械学会 第23回設計 工学・システム部門講演会、2013年10月23~25日、沖縄県読谷村
- (7) 佐鳥新、伊藤那知、竹内佑介、青柳賢英、三橋龍一、佐々木正巳、「宇宙用ハイパ ースペクトルカメラ HSC の開発と次世代イメージング—次世代イメージングカメ ラ Cosmos Eye HSC1702 への応用—」、第 14 回計測自動制御学会システムインテ グレーション部門講演会 SI2013、2013 年 12 月 18 日~20 日、神戸国際会議場
- (8) 伊藤那知、太田諭志、亀井卓也、管井慎也、佐鳥新、千葉一永、佐々木正巳、三橋 龍一、「CubeSat 搭載用マルチスペクトルカメラの設計」、第57回宇宙科学技術連 合講演会、2013年10月9日~11日、米子コンベンションセンター「ビッグシッ プ」
- (9) 伊藤那知、太田諭志、亀井卓也、管井慎也、佐鳥新、千葉一永、「CubeSat 搭載用 マルチスペクトルカメラの開発」、第22回スペース・エンジニアリング・コンファ レンス、2013年12月20日~21日、日本大学理工学部駿河台

平成 24 年度(2012 年度):

(10)亀井卓也、伊藤那知、上山善弘、千葉一永、佐鳥新、「小型無人航空機を用いた地上画像取得」第56回宇宙科学技術連合講演会、別府、3F19、2012年11月
(11)亀井卓也、伊藤那知、太田論志、佐鳥新、千葉一永、「小型無人航空機を用いた地

表画像取得」、北海道大学 JAXA 連携企画講演会・第 10 回北海道宇宙科学技術創成 センター学術講演会、平成 25 年 2 月 22 日、北海道大学学術交流会館

 (12)斎藤慎之介、伊藤知那、上山善弘、高野哲也、長谷川貴之、皆川智祐、飯野貴之、 太田論志、三橋龍一、佐鳥新、安中俊彦、植松勉、永田晴紀、千葉一永、 「Camui-Avionicsの故障解析」、北海道大学 JAXA 連携企画講演会・第10回北海道 宇宙科学技術創成センター学術講演会、平成25年2月22日、北海道大学学術交流 会館