



第 17 回衛星設計コンテスト 設計の部
太陽偏光分光観測衛星『FLARE』
衛星設計解析書

首都大学東京 航空宇宙システム工学域/航空宇宙システム工学コース
猪股壮太, 田中純平, 寅谷敬紀
浅沼匡, 岡野仁庸, 小杉幸寛, 鈴木信義, 花田行弥, 吉田翔

Part.A ミッション部

1.はじめに

1.1 背景

今日, 地球近傍の軌道には様々な人工衛星が打ち上げられ, 衛星通信や地上観測など多岐に渡って日常的に宇宙を利用した生活を我々は送っている. 従って, 人工衛星を用いた宇宙利用は我々の生活の重要な一端を担っていると言える.

そのような状況下で, 現在重要な課題となっているのが, 太陽の活動に起因する太陽フレアや太陽プロトン現象, 磁気嵐等の発生と影響を予測する宇宙天気予報の確立である. 太陽フレアや太陽プロトン現象, 磁気嵐等が発生すると, 衛星が取り扱うデータにノイズが生じて正確な情報の取得及び伝達が行えないだけでなく, 衛星搭載機器や衛星そのものの故障が十分に起こり得る. そうなれば, 我々の日常生活を脅かす深刻な事態を招くことが予想される. このうち磁気嵐は太陽フレアに伴って放出される高エネルギーの荷電粒子が地球磁気圏に吹きつけた場合に発生し, その荷電粒子の発生と伝播は, コロナから定常的に放射される太陽風, フレアと呼ばれる太陽表面での爆発現象によって生じた突発的なプラズマ放出の 2 つに起因する. 従って, 磁気嵐を予測するためには, コロナやフレアの発生メカニズムを解明することが不可欠である.

これまでに, 我が国はコロナやフレアのメカニズムを解明するための太陽観測衛星として「ひのとり」「ようこう」「ひので」の 3 基を打ち上げ, 太陽における様々な現象の解明に大きく貢献した.

「ひのとり」は 1981 年に打ち上げられた我が国最初の太陽観測衛星である. 「ひのとり」は, 同時期に NASA により打ち上げられた Solar Maximum

Mission (SMM) と共同で日米での国際的な太陽活動極大期観測プロジェクトを画した衛星でもあった. 定常観測体制に入った初日に, 早くも大きなフレアをとらえ, その後の 1 ヶ月間に大小 41 例のフレアをとらえることに成功した. また, X 線領域での観測によって, コロナ領域では局所的に 5000 万°C の超高温状態になることや, 光速電子の雲などの存在を発見した.

一方, 「ようこう」は 1991 年に打ち上げられた衛星で, コロナおよびフレア等の高エネルギー現象を観測し, フレアの発生メカニズムを明らかにすることを目標に掲げ, 数 100 万°C から数 1000 万°C に達する超高温のコロナを撮像観測する軟 X 線望遠鏡や, フレア爆発に伴って生成される高エネルギー電子からの放射を捉える硬 X 線望遠鏡など, 4 種類の観測装置が搭載された. 特に, 軟 X 線望遠鏡は高温のコロナが様々な空間・時間スケールで大規模に激しく変動する様子を鮮明に映し出すことに成功した. また, 硬 X 線望遠鏡はフレアが生み出す高エネルギー電子の生成箇所と振舞いを明らかにした. これらの結果から, 極小期の太陽では頻度は下がるものの, 突発的な活動や爆発現象を発生させ続けることによってコロナを維持し続けていることがわかった. また, 搭載されている 2 つの分光器や他の科学衛星, さらに各種地上望遠鏡による観測を併せることで, フレアが「コロナ中の反平行磁力線が結びつく磁気再結合(磁気リコネクション)過程で発生する」ことを支持する結果を得た.

「ようこう」での成功を受け, 国際協力の枠組みをさらに拡張する形で 2006 年に「ひので」が打ち上げられた. 「ひので」の観測対象は, ①コロナ

太陽偏光分光観測衛星『FLARE』

の形成、②太陽磁気・コロナ活動の起源、③天体プラズマの素過程である。「ひのとり」や「ようこう」が、X 線を中心にした波長域の観測であったのに対し、「ひので」では可視光・紫外線・X 線の 3 つの波長域での観測を行っている。これら 3 つの波長域を観測するために、可視光・磁場望遠鏡、X 線望遠鏡、EUV 撮像分光装置の観測機器を搭載し、太陽表面における現象の観測だけでなく、太陽ダイナモ機構といった太陽内部の現象の解明までを視野に入れた観測ミッションとなった。このミッションで、太陽表面より生じる Alfvén 波の観測に世界で初めて成功し、Alfvén 波によって太陽周辺での加熱が「波動によるエネルギー流入に起因する」と主張する波動加熱説を支持するものとなった。

1.2 太陽観測の課題

「ひので」は従来にはない大規模なプロジェクトであり、太陽現象の解明に対して画期的な成果を挙げている。しかしながら、太陽表面での温度が 6000°C であるのに対し、太陽周辺のコロナ領域では 100 万 $^{\circ}\text{C}$ にまで加熱される原因は未だに解明されていない。太陽表面近傍での加熱機構のモデルとして、現在までに磁気リコネクション説と波動加熱説の 2 説が提案されている。磁気リコネクション説は「ようこう」によって、波動加熱説は「ひので」によってそれぞれの説を支持する観測結果が得られ、現時点では太陽加熱機構のモデルとして有力であると認識されている。

しかし、2 つの説のどちらが太陽表面からコロナ領域で起こっている現象をより正確に表現しているのかを判断するには、過去の観測結果だけでは不十分である。これまでに得られた結果では、粒子を加熱する場が太陽表面近傍に存在すると確認したに過ぎない。加熱機構の解明には、粒子を加熱させる場の観測だけでなく、粒子の運動を観測し、それら 2 つのデータを突き合わせたうえでの議論が必要である。

1.3 本ミッションの目的と予想される成果

前節の課題を解決するためには、太陽周辺における粒子の速度分布を求めることが必須である。しかし、これまでに太陽周辺における粒子の速度分布を実測した観測ミッションはなかった。そこで我々は、偏光分光による太陽観測ミッションとそれを遂行する超小型衛星『FLARE』を提案する。

本ミッションで得られる観測結果を基に、後述する PACR モデルによるシミュレーション結果を合わせれば、太陽周辺の粒子（電子、プロトン。以下、これらを表す。）の速度分布とその時間的・空間的発展の様子が求められる。求められた太陽周辺の粒子の速度分布を、現時点までに提唱されている太陽周辺の加熱機構を説明するモデルに組み込めば、太陽現象の解明に大きな発展をもたらすと考えられる。粒子の速度分布という新しい評価基準が追加されることで、今後の太陽モデルの充実化が期待でき、また、磁気リコネクション説並びに波動加熱説の真偽や改良点を示すことができる。

改良された太陽モデルからコロナやフレアの発生メカニズムが解明され、磁気嵐の発生を予測する宇宙天気予報が実現できれば、磁気嵐が衛星に与える影響を予測できるだけでなく、磁気嵐が発生する前に衛星を安全な姿勢に移行することができ、安全な衛星運用が可能となる。

1.4 超小型衛星で本ミッションを行う利点

本ミッションでは後述する結晶分光器を使用し、分光器容積を大幅に縮小できるため、衛星のサイズを超小型衛星まで縮小できる。観測ミッションでは、高い姿勢精度や空間分解能及び広範囲の波長域での観測が可能となる大型衛星を使用する方が利点は多い。通常、太陽という熱源を観測するため衛星本体や搭載機器の熱制御装置が大掛かりになり、太陽観測衛星は大型衛星になる。1.1 で述べた 3 基の太陽観測衛星もいずれも大型衛星に該当し、それゆえ複数の対象の観測を可能にしてき

太陽偏光分光観測衛星『FLARE』

た。だが、本ミッションは前例のない新規性の非常に高いミッションであり、開発に要する価格を縮小しつつ先駆的な観測を段階的かつ持続的に複数の超小型衛星で行うロードマップを展開させる。従って、このミッションに超小型衛星を使用する重要な意義があると考えている。

また、2013 年前後に太陽活動は極大期を迎えるが、それに合わせて大型衛星を今から構築するにはあまりに時間が乏しい。しかも、極大期は 2~3 年程度で終焉を迎え、次の極大期はさらに十数年後になる。これらの状況を鑑みて、以下のロードマップ (Fig. 1) を提案する。まず観測が容易になる極大期に合わせて最初の超小型衛星を構築し、打ち上げ、基礎的な観測を行い、粒子の速度分布を求める技術を確立する。そこで得られた知見を基に、より高精度な観測機器を搭載した超小型衛星を短期開発して技術を獲得し、1 号機とは別の波長域をターゲットにした 2 号機以降の超小型衛星を打ち上げ、太陽周辺の粒子の速度分布の観測を持続させていく。このロードマップであれば、短期間により確実なミッション遂行が可能になると期待できる。

以上より、我々は本ミッションが太陽観測に大きな飛躍をもたらすだけでなく、超小型衛星を使用した観測ミッションの画期的な進歩になると考えており、本ミッションの意義は非常に高いと確信している。

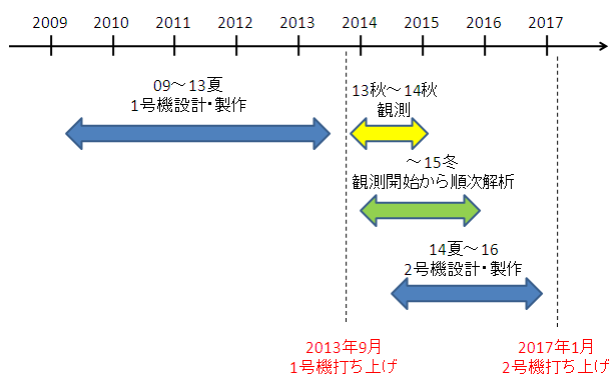


Fig. 1 ミッションロードマップ

2. ミッション系

2.1 ミッション概要

本衛星はミッション期間を 1 年とし、高度 500 ~1200[km]の太陽同期準回帰軌道 (回帰日数: 14 日) を周回する。この軌道は常に太陽方向を向くことが可能なので、太陽観測に適している。また、観測に用いる CCD 検出器など温度範囲の厳しい機器に対して熱的に一定の条件に揃えることができるだけでなく、様々な解析が容易となり解析期間を短くし、コストを下げるなどの利点もある。観測は、地球大気の影響が少なく、良質な観測結果が得られると考えられる高度 1000[km]以上のときに行う。

本衛星のミッションは太陽フレアから放射される X 線であつ核融合分野でよく用いられる波長を対象とし、観測する。なお市販の分光器では可視光までの領域しか対応していないこと、また X 線対応のものは大型で超小型衛星では搭載できないことが挙げられるため、市販されていないものの最近核融合分野で注目を集めつつある X 線結晶分光器を用いて観測を行う。

偏光分光で得られた観測データから偏光成分の光の強度比を求めることで、粒子の励起状態の非等方性を意味する「アライメント」が求められる。このアライメントを核融合分野で実績のある PACR (Population and Alignment Collisional Radiative) モデル (App.A 参照) を用いて再現し、太陽周辺の粒子の速度分布を求める。

なお、核融合の分野では、核融合プラズマからの偏光を観測して核融合プラズマ中の粒子のアライメントを求めると共に、PACR モデルによるシミュレーションによって粒子の速度分布の非等方性を設定し、アライメントを求めることで速度分布を推定するという手法が活用されている[1][2]。

2.2.1 観測波長設定

本衛星は太陽周辺が加熱される際の粒子の速度分布を求めるため、太陽フレアからの光を偏光分

太陽偏光分光観測衛星『FLARE』

光する太陽観測ミッションを行う。粒子の速度分布をより正確に求めるためには、異なる波長を持つ複数の光を用いた同時観測を行う必要がある。本ミッションは結晶分光器を用いた太陽偏光分光観測を行う最初の衛星であることを踏まえ、観測する波長を二つに絞る。一方は電子衝突により励起される粒子の脱励起による発光から電子速度分布を求めるためヘリウム様アルゴン (He-like Ar, 波長 3.94 Å) を、他方はプロトン衝突により励起される粒子の脱励起による発光からプロトン速度分布を求めるためフッ素様鉄 (F-like Fe, 波長 15 Å) を選定する。これらの波長は核融合分野での実験でよく用いられている波長であり、また太陽フレア発生時に観測するのに十分な強度を持っていることも確認されている (Fig. 2.2.1)。

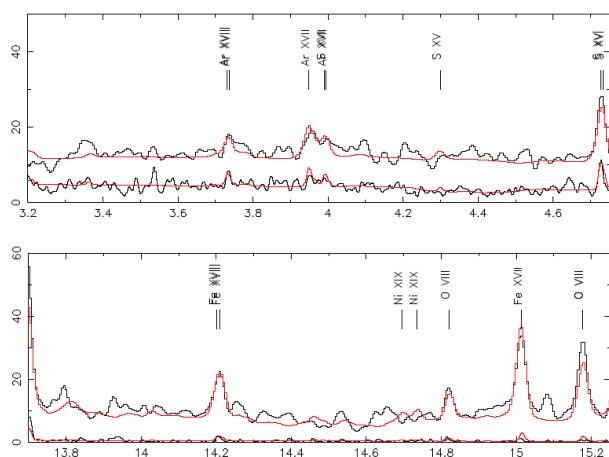


Fig. 2.2.1 太陽フレア時に観測される波長 (縦軸は強度, 横軸は波長[Å])[3]

2.2.2 観測時間設定

極大期において太陽フレアの発生頻度は 1 日平均 5~6 回程度, 継続時間は一回につき約 10 分~1 時間程度, 平均すると約 11 分程度となる。本衛星は軌道高度 500~1200[km], 1 周 6116 秒で地球を周回する。観測にはできるだけ地球大気の影響が小さいほうが良好な観測データが得られるので軌道高度 1000[km]以上を Mission モード高度とし, 観測可能時間は軌道周期の約 3 分の 1 の 2280 秒と設定する。

2.3 ミッション機器の選定

本ミッションには X 線結晶分光器を用いるが, 一般に市販されている小型の分光器の多くは可視光~真空紫外の領域を対象とする分光器が多く, 超小型衛星に搭載可能な X 線結晶分光器は存在しなかった。最近になってようやく X 線領域に対応した結晶分光器の製作技術が確立されたが, 未だ製品化には至っていない。「積極的に民生品を用いて機能・価格・時間」という超小型衛星のコンセプトを逸脱する形だが, この技術が本ミッションに不可欠であるため, この X 線結晶分光器を用いる。ただし, その他のミッション部構成機器については民生品を使用する。それらを含め, 宇宙環境を模擬した熱真空及び放射線試験は必要である。

2.3.1 X 線結晶分光器

分光器とは, 入射する光が反射するとき, 互いに直交する二つの偏光成分を分離して反射する分光器である。本ミッションに用いる X 線結晶分光器を Fig. 2.3.1 に示す。結晶分光器の基本的な原理は, 結晶に X 線が入射した時に以下の式で表わされる方向 θ_p に反射されるブラッグ反射である。

$$2d \sin \theta_p = n\lambda \quad (2.3.1)$$

ここで, d は結晶間隔[m], n は正整数, λ は波長[m]を示す。また入射角 θ_s と偏光分光された反射角 θ_p の関係は次式で表わされる。

$$\sin \theta_p = \sin \theta_s \sin(P/2) \quad (2.3.2)$$

ここで P は偏光成分に分光させる面 A と B のなす角度である。その幾何学図を Fig. 2.3.2 に示す。

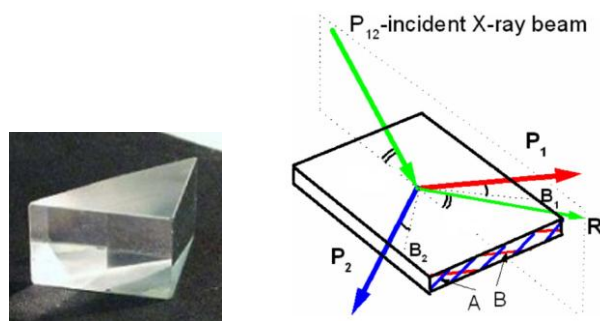


Fig.2.3.1 結晶分光器 Fig.2.3.2 X 線分光の幾何学図

太陽偏光分光観測衛星『FLARE』

結晶分光器の結晶面間隔を任意に変えられるため、入射に対し、ある特定の方向に二つの偏光成分を反射させることができる。本ミッションではこの現象を利用して観測を行う。また入射角度は、できるだけ正確に所望の値にすることが望まれる。本ミッションでは、要求姿勢制御精度を $0.10[\text{deg}]$ とし、姿勢制御系を設計する。ブラッグ反射の条件式で、入射角度が $0.10[\text{deg}]$ ずれると 0.002\AA 程度の波長が変化する。本ミッションで観測する波長の 0.002\AA 前後に別のピークはない (Fig. 2.2.1 参照) ので、この要求姿勢制御精度で十分に本ミッションは達成される。

2.3.2 X 線用冷却 CCD 検出器

今回の観測ミッションでは、CCD 検出器を用いて観測を行う。CCD 素子は熱による雑音 (暗電流) で S/N 比が小さくなる弱点があり、今回の観測対象は熱源である太陽なので、CCD 素子を冷却する必要がある。また X 線を CCD で観測する際に、できるだけ鮮明なデータを得るため CCD 素子の量子効率を向上させる背面照射型の CCD 検出器を選定する。

以上を踏まえ、選定した X 線用冷却 CCD 検出器は ANDOR 社製 DX シリーズ (Fig.2.3.3) である。



Fig. 2.3.3 X 線用冷却 CCD 検出器[4]

この検出器の特徴は、真空環境にも適用している点と自身で -75°C の冷却能力を持つ点、さらにインターフェイスは USB での接続が可能なので、データの取り扱いが楽になる。この検出器からの観測データを JPEG ファイルとして読み出す。Table 2.3.1 に X 線 CCD 検出器の仕様、Fig. 2.3.4 に CCD 素子の量子効率を示す。

Table 2.3.1 X 線 CCD の仕様

製造元	ANDOR
ピクセル数	2048×2048
ピクセルサイズ[μm]	13.5
検出面積[mm]	27.6×27.6
最低冷却温度[$^{\circ}\text{C}$]	-75
暗電流[$\text{e}^-/\text{pix}/\text{s}$]	0.0005
量子効率	Fig.2.3.4に示す
形状[mm]	62×100×145
質量[kg]	1.0
ダイナミックレンジ[bit]	16

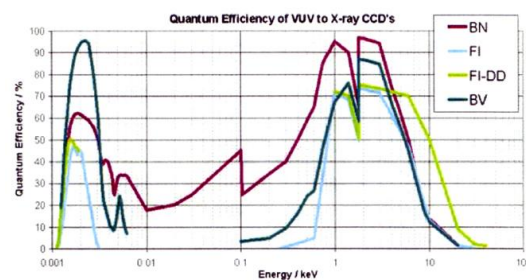


Fig. 2.3.4 CCD 素子の量子効率[4]

2.3.3 軟 X 線用フィルター

Fig.2.3.4 を参照すると、この X 線 CCD 検出器は赤外波長域の検出も可能であり、X 線以外の波長は衛星の観測ミッションの妨げになる恐れがある。そのため、観測波長域の軟 X 線のみ通すフィルターを用いる。その仕様を Table 2.3.2、フィルターの透過率を Fig. 2.3.5 に示す。

Table 2.3.2 軟 X 線用フィルターの仕様

製造元	ラドデバイス
材質	銅薄膜
サイズ(口径/厚さ)[mm]	42.2/12
質量[kg]	0.18

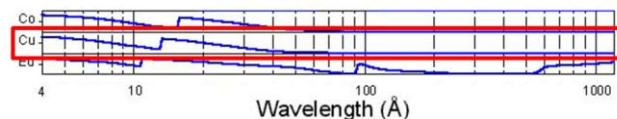


Fig. 2.3.5 フィルター透過率(縦軸は透過率)[5]

2.3.4 X 線適用シャッター

今回の観測ミッションは X 線を取り扱うため、X 線が長時間 CCD 素子に照射している状態になる。その場合素子が劣化し、鮮明なデータが得られなくなる可能性がある。また、観測時に膨大な X 線を受けると、CCD 素子の信号電荷の転送によって

太陽偏光分光観測衛星『FLARE』

ノイズ（スミア）が発生し、良好なデータが得られない場合もある。後者はシャッターを用いて露光時間を設定すれば解決できるが、一般のシャッターでは X 線は透過してしまいシャッターの意味をなさなくなる。そのため X 線を遮断するシャッターを用いる。その仕様を Table 2.3.3 に示す。

Table 2.3.3 X 線適用シャッター

製造元	UNIBLITZ
型番	XRS6 SHUTTER
最小開閉時間[ms]	10
形状[mm]	φ79.0×26.8
質量[kg]	0.21

2.3.5 ミッション専用 CPU (OBC-M)

ミッションには、X 線 CCD 検出器やシャッターの操作、露光時間の可変操作など複雑な操作が要求される。安定した動作のため、ミッション専用の CPU (OBC-M) を用意する。詳しい諸元は C&DH 系 9.2.2 で述べる。

この OBC-M の役割は、定常モードからミッションモードへの移行、ミッション機器管理であり、特にミッションを開始する上で太陽光露光時間の設定が重要となる。本ミッションは偏光成分の強度比を測定することが目的なので、量子化軸方向の偏光成分を持つ π 光、それに垂直な偏光成分を持つ σ 光の相対的な値を示すことが重要となる。衛星軌道が安定し、ミッションを開始する際に、地上局から基準となる露光時間を設定するコマンドを送信し、衛星では送られた基準露光時間を目安に露光時間を設定する。ただし、太陽からいつも同量の太陽光が照射されるとは限られないので、OBC-M 自体に露光時間を再設定する機能を搭載する。OBC-M で行われる処理についてのフローチャートを Fig2.3.6 に示す。定常モードにある衛星が GPS データで高度 1000[km] 以上であると判断したとき、OBC-M は搭載されている X 線 CCD 検出器の冷却を行い、検出器が規定温度を下回れば 1 度太陽を撮影する。ここでの検出器の露光時間は初期設定の時間である。撮影された画像において、

CCD 素子での電荷量が少ない場合、OBC-M は露光時間を長くする設定を行う。露光時間の再設定を行った後に、5 分ごとに撮影を繰り返し、太陽フレアを捉えているか OBC-M で画像解析を繰り返し、捉えている場合、ミッションを開始する。捉えていない場合は、5 分後に再び太陽を撮影し、フレアを捉えるまで繰り返す。軌道 1 周期におけるミッション時間は約 2300[sec] (約 40 分弱) 程度、フレアは 1 度発生すると 10 分~1 時間は観測でき、また OBC-M で画像処理することも加味すると、5 分毎に撮影を繰り返すのは妥当と判断できる。ミッションが開始されたら 40 秒間隔で 2 枚ずつ観測を行う。なお、ミッションが開始される前に撮影された画像データは保存されず破棄される。

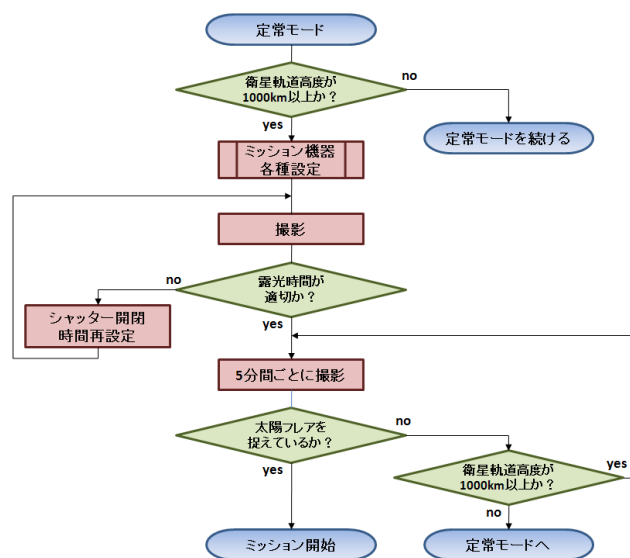


Fig. 2.3.6 OBC-M で行われるフローチャート

2.4 光学系設計

2.3 で挙げた機器を用いて、ミッション部を構築する。観測ではできるだけ太陽の全域が観測されることが望ましいが、分光された太陽の像が CCD 受光面で十分な大きさでない場合、観測データとして利用価値は低い。X 線はその性質上レンズによって拡大させることは不可能であり、像を大きくするためには焦点距離を伸ばす必要があるが、

太陽偏光分光観測衛星『FLARE』

衛星のサイズから焦点距離を伸ばすことにも限界がある。よって、観測データとして最低限必要な画像を設定し、それを達成できる結晶分光器での X 線反射角度及び焦点距離を算出する。

今回の観測では二つの波長を同時に偏光分光観測するため、CCD 検出面積の 4 分の 1 の中に太陽の像を結ぶように結晶分光器での反射角度と焦点距離を決める。CCD 上で太陽が直径約 3[mm] (ピクセル数, 約 230pix (直径)) の像を結ぶことができれば、観測データとして十分であるため、これを可能とする焦点距離を求める。Fig. 2.4.1 に太陽光と CCD 感光面までの焦点距離の関係を示す。

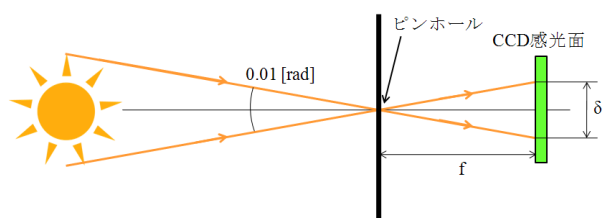


Fig. 2.4.1 CCD 感光面までの焦点距離

太陽の視野角は約 0.01[rad]であり、30[cm]の焦点距離があれば CCD 上で直径 3[mm]の像が結べる。なお、太陽からの X 線はピンホールを用いて観測する。

次に Fig. 2.4.2 のように CCD 検出器の上に結晶分光器を固定し、偏光分光する位置から CCD 感光面までの距離を 47[mm]と設定すると、CCD 感光面では Fig. 2.4.3 の位置に太陽の像が結べる。分光された太陽の像をより中央に動かすためには結晶分光器で偏光分光をする位置を CCD 感光面に近づける、もしくは偏光成分が分光する角度を小さくする必要があるが、結晶分光器で分光されなかった X 線が反射し CCD 感光面に入り、観測データに余計なデータが混ざり、ミッション目的を達成することが困難になる可能性がある。偏光分光する位置から 47[mm]で設定した場合は分光されなかった X 線は CCD 感光面に入らず、また太陽の像も CCD 感光面内に収まっているため、結晶分

光器を Fig. 2.4.2 に示した角度に偏光分光するように製作し、焦点距離を 30[cm]にするようにミッション部を構成する。

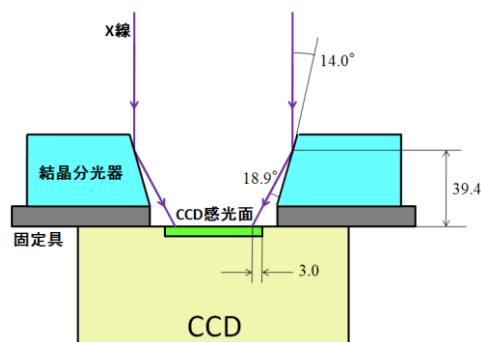


Fig. 2.4.2 入射した X 線の光路

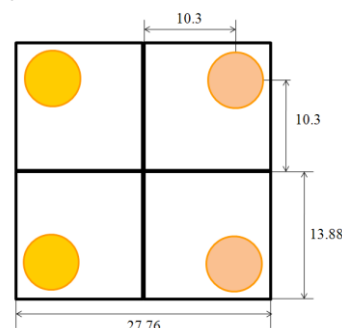


Fig. 2.4.3 分光された太陽の像

(図内の数値の単位は[mm]、色が同じ像が同波長の偏光成分)

CCD 検出器は自身で冷却をおこなうが、検出器側面に熱排出を行う場所がある。そのままでは衛星内に熱がこもり、熱制御が難しくなるので、廃熱面に熱伝導率の良い銅を用いて固定し、ヒートパイプを用いて熱を放熱面である衛星分離部側に送る。Fig. 2.4.4 に CCD 検出器と固定部、結晶分光器を配置したミッション機器ボックス部を示す。また、ミッション部全体の側面には CFRP を用いることにより、薄く構造的に強い設計とした。フィルターとシャッターはピンホールのそばに置き、観測対象の X 線以外の光を遮断する。Fig. 2.4.5 にシャッター、フィルターを配置したミッション機器上部を示す。ミッション機器ボックス部とミッション機器上部を CFRP 製φ110×200[mm]の円筒でつなぎ、ミッション機器を構成する。この円筒を

太陽偏光分光観測衛星『FLARE』

用いることで、要求される焦点距離を満たすことができる。構成したミッション部を Fig. 2.4.6 に示す。

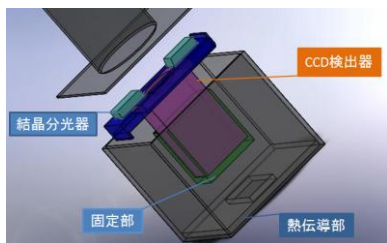


Fig. 2.4.4 ミッションボックス

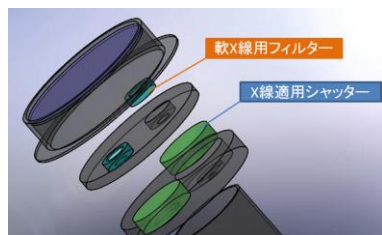


Fig. 2.4.5 ミッション機器上部

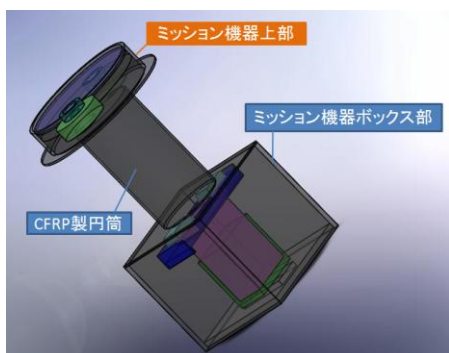


Fig. 2.4.6 ミッション部外観

2.5 データ解析

観測データから粒子の速度分布が得られるまでにはいくつかの段階を踏む必要がある。本節ではそれらについて述べる。なお、これら処理は地上で行うものとする。但し、補正してもあまりにもブレがひどすぎる場合はデータを破棄する。

観測で得られた画像の補正

本衛星で得られるデータは Fig. 2.4.3 のような画像が理想だが、衛星の姿勢運動、または外乱によって CCD 感光面で太陽の像が Fig. 2.5.1 のように歪む可能性が考えられる。衛星のミッション目的である偏光成分の光の強度比を求めるためには偏光成分で結ばれた像を比べる必要があり、像が歪

んでいる場合、正確な強度比が求められないため、この歪みを補正する必要がある。姿勢運動による歪みは、センサデータから衛星の姿勢変動値を読み出して、画像を幾何学変換する。

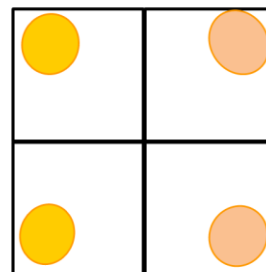


Fig. 2.5.1 CCD 感光面で歪んだ太陽の像

画像から分光された偏光成分の強度比の算出

前項で補正した画像からどのくらい偏光しているのかを算出する。衛星から送信された観測データが Fig. 2.5.2 のような画像とすると、フレアが発生している付近を拡大する。拡大した画像は Fig. 2.5.3 のようになる。

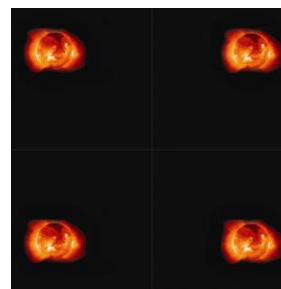


Fig. 2.5.2 観測データイメージ

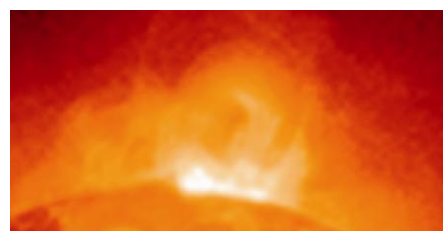


Fig. 2.5.3 拡大したフレア

偏光分光されたフレアの画像において π 光, σ 光で強度比が異なる場合、その画像は Fig. 2.5.4 のように 1 ピクセル当たりのデータ深度で違いが出る。本衛星に搭載される X 線 CCD 検出器の観測エネルギー幅は 0.01~100KeV に対応しており、

太陽偏光分光観測衛星『FLARE』

16[bit]で信号を処理できるので、露光時間を観測初期段階で適当に調節してほぼ中間の感度領域（16[bit]に対して 30000 カウント程度の出力）にしたならば、ダークノイズを考慮しても 0.1%程度の偏光度でも十分観測可能である。従って、本衛星ではフレア領域での非等方性を十分観測できるものとなっている。

また、CCD 上での太陽像は直径 3[mm]程度で、これは CCD 素子でおよそ 230×230 ピクセルの範囲となり、フレアの大きさにもよるが、数～数 10 ピクセルの範囲で撮像が可能であると見積もることができる。本衛星の観測空間分解能は CCD 素子 1 ピクセル相当で約 6000[km]四方となり、フレアの複数の点における偏光観測を行うことができる。

後述する PACR モデルでは π 光、 σ 光の相対的な強度比が分かれば、速度分布の推定が可能である。この作業は約 1 年掛ければ推定ができることがわかっているため、この間に次号機衛星の観測対象の波長を決定することになる。

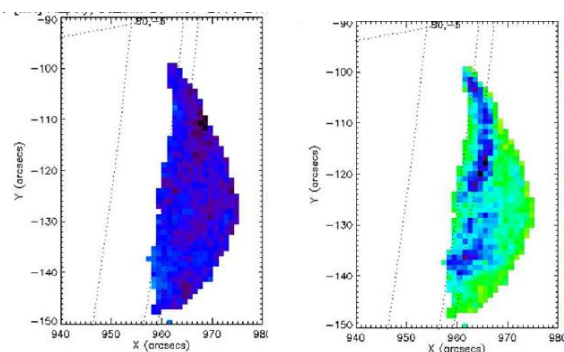


Fig. 2.5.4 偏光分光された太陽光の例[6]

2.6 バスシステムへの要求

ミッション系から各系への要求をまとめる。

Table 2.6.1 各系への要求

要求する系	内容		
熱制御系	許容温度範囲 [°C]	CCD(撮影時)	0~30
		CCD	-25~55
		シャッター	0~80
		OBC-M	-30~70
姿勢制御系	姿勢制御精度	0.10[deg/sec]	
構造系	ミッション機器下部を衛星分離部側へ		
電源系	ミッション時に5V, 4.6Aを供給		

3.衛星運用

3.1 衛星軌道

本衛星の軌道は高度 500~1200[km]の楕円を描く太陽同期準回帰軌道とする。これは遠地点での太陽撮影時に大気の影響を受けずに撮影できるという点、低軌道時の大気抵抗による自主廃棄が可能という点により採用した。この軌道の軌道要素及び STK (Satellite Tool Kit) を用いた軌道計算を以下に示す。これによれば 1 日に約 14 周し、通信可能な回数は 4~5 回程度となる。本衛星は太陽同期軌道をとることから、昇交点赤経経度 Ω の 1 日での変化は $\Delta\Omega=0.9856[\text{deg/day}]$ となる。このことから昇交点赤経経度の時間変化は $1.14 \times 10^{-5}[\text{deg/sec}]$ となる。なお本衛星は 2013 年 9 月の打ち上げを想定している。

またこのとき 5305 日で 200km 軌道高度が低下し、自主廃棄が可能となる。

Table 3.1.1 軌道 6 要素

長半径 a[km]	7228.15
離心率 e	0.04842
軌道傾斜角 i[deg]	98.7743
昇交点赤経 Ω [deg]	292.6688(19h30m40s)
近地点引数 ω [deg]	215.66
軌道周期 T[sec]	6115.78
高度 [km]	500~1200
β 面 [deg]	-75.0

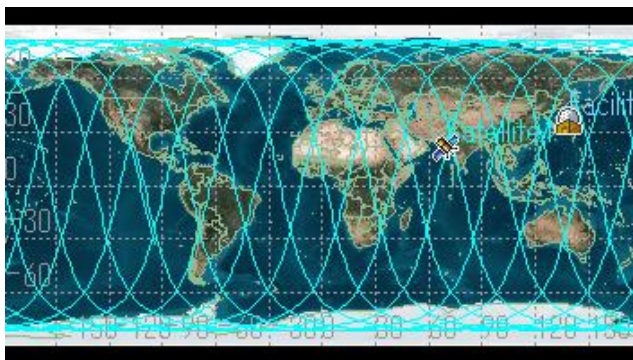


Fig. 3.1.1 軌道計算結果

3.2 運用シーケンス

本衛星の運用モードを以下のように分ける。

- Off モード
- Boot モード
- Normal モード
- Mission モード
- Power Save モード
- Safety モード

初期運用では、打ち上げ機から分離されるとまづは太陽電池パドルを展開，Off モードから Boot モードとなり，3 軸制御機器を含む各種機器を順次起動，及び動作確認を行う。動作確認に問題が無かった場合は Normal モードへと移行し定常運用を開始する。

定常運用中はミッションデータや H.K.データ等各種データ処理及び地上局との通信を行う。

衛星軌道 1000[km]以上となったとき，Mission モードを開始，5 分間隔での太陽撮影と画像の解析を行う。解析によってフレアを検知次第，軌道が 1000[km]以下となるかフレアが検知できなくなるまで 40 秒間隔で 2 枚ずつ撮影し始める。軌道が 1000[km]を切った段階で再び Normal モードへと戻る。

電池残量が低下し，要求する電力が得られなくなった場合は Power Save モードへと移行し，各種機能を制限して消費電力を抑える。また，電力が最低安全基準にも満たない，あるいは各種機器のエラーなどが生じた場合は Safety モードへと移行

し，最低限必要な通信機器などのみを残して使用電力を削減し，地上局からの指示を待つ。以下に衛星運用モード図を示す。

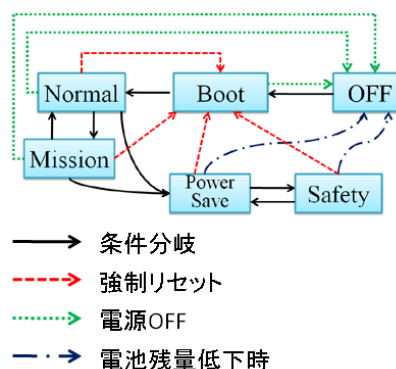


Fig. 3.2.1 衛星運用モード図

ミッション部参考文献

- [1] A Iwamae, T Sato, "Anisotropic electron velocity distribution in an ECR helium plasma as determined from polarization of emission line"
- [2] Thomas Kallstenius, "PLASMA POLARIZATION SPECTROSCOPY: IMPURITY ION EMISSION LINES FROM THE WT-3 TOKAMAK"
- [3] David P. Huenemoerder, Claude R. Canizares, and Norbert S. Schulz, "X-Ray Spectroscopy of II Pegasi: Coronal Temperature Structure, Abundances, and Variability"
- [4] ANDOR Technology
<http://www.andor.com/>
- [5] ラドデバイス株式会社
<http://www.rad-dvc.co.jp/>
- [6] M. Siarkowski, R. Falewicz, A. Ke, pa, and P. Rudawy, "Diagnostic of the temperature and differential emission measure (DEM) based on Hinode/XRT data", Manuscript prepared for Ann. Geophys. with version 1.3 of the LATEX class copernicus.cls. Date: 5 June 2008

part.B バスシステム部

4.衛星バスシステム概要

4.1 バスシステム構成

本衛星は、ミッション系、構造系、熱制御系、姿勢制御・決定系、通信系、データ処理系から構成される。Fig. 4.1.1 にシステムブロック図を示す。

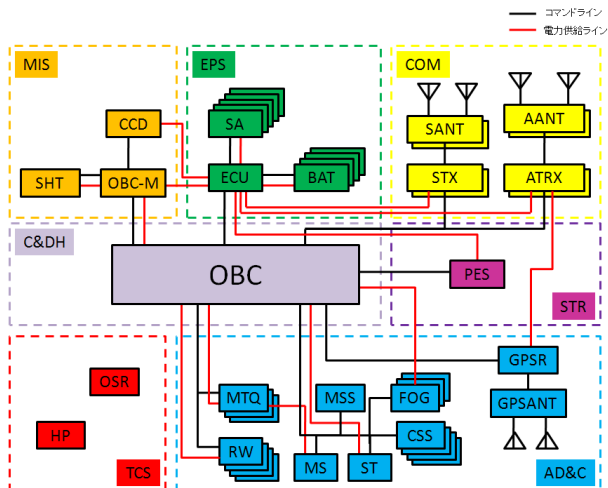


Fig. 4.1.1 衛星システムブロック図
(略称は巻末 Table A 参照)

4.2 衛星の基本形状

衛星基本形状

衛星基本形状は、衛星内部のスペースをより大きく確保できる直方体とする。

太陽電池搭載方式は、発生電力がより大きく得られるパネルは、電力収支の関係から 2 枚とする。Fig. 4.2.1, Fig. 4.2.2 に太陽電池パネルの展開前と展開後の外観図を示す。

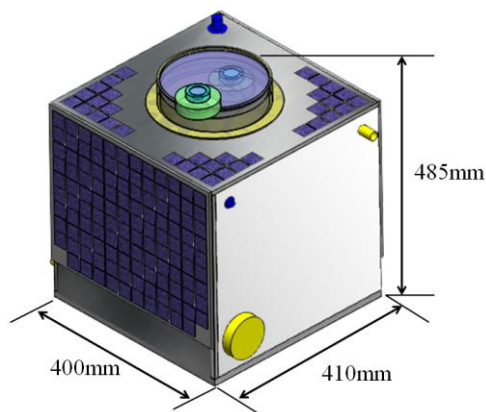


Fig. 4.2.1 太陽電池パドル展開前

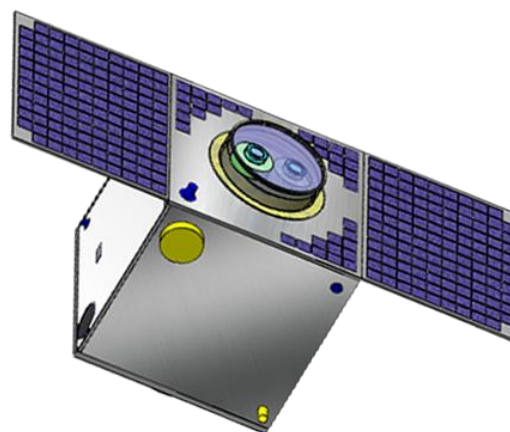


Fig. 4.2.2 太陽電池パドル展開後

衛星本体サイズ

本衛星は H-IIA ロケットのピギーバック衛星であり、衛星外壁に搭載されているアンテナ、センサ、衛星分離部を含め衛星本体の形状は 400×410×485[mm]、質量 39.53[kg]の直方体とする。

5.構体系

5.1 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。ここで小型衛星のため、技術資料の剛性要求よりも高い条件に設定する。衛星分離部をロケットに固定した状態での剛性要求を Table 5.1.1 に示す[1]。

5.2 構造様式と構成

本衛星の内部構造は、4枚のパネルを組み合わせた井桁型パネル構造 (Fig. 5.2.1) とする。ただしパネルとリアクションホイールの干渉を防ぐため一部に切りかきを設けた。この構造様式を使用した理由を以下に示す。

- ・太陽光を採取するためのレンズを衛星の中央部に配置するため
- ・ロードパスを確保するため
- ・衛星全体の剛性を高めるため
- ・搭載機器の設置面積を増やすため

パネルは比剛性が高いハニカムパネル構造を用いる。スキン材 (Al2024-T3) とコア材 (Al 3/16-5052-.003) の厚さ・寸法と機械的性質を Table 5.2.1 に示す[2][3]。

Table 5.1.1 剛性要求

	機軸方向	機軸直交方向
第1次固有振動数	100Hz以上	50Hz以上

Table 5.2.1 ハニカムパネルの諸元

パネル構造	厚さ [mm]	寸法 [mm]
下面	スキン 上下各1	400×400
	コア 13	
上面	スキン 上下各1	400×400
	コア 8	
側面	スキン 上下各1	390×380
	コア 8	
井桁	スキン 上下各1	290×380
	コア 8	

Table 5.2.2 Al 合金と CFRP の機械的性質

Al合金			
材質	単位	Al2024-T3	Al7075-T6
密度	kg/m ³	2770	2800
縦弾性係数	GPa	72.4	71.0
剪断弾性係数	GPa	27.6	26.9
ポアソン比	-	0.33	0.33
引張耐力	MPa	324.1	455.1
圧縮耐力	MPa	268.9	427.5
ハニカムコア Al 3/16-5052-.003			
密度	kg/m ³	129	
縦弾性係数	GPa	3.3515	
剪断弾性係数	GPa	0.7178	
CFRP			
繊維方向	deg	0	90
密度	kg/m ³	1637	
縦弾性係数	GPa	147	9.8
剪断弾性係数	GPa	5.1	
ポアソン比	-	0.32	0.0213
引張耐力	MPa	1569	58.8

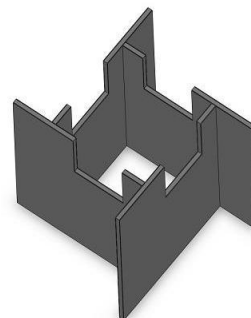


Fig. 5.2.1 井桁型パネル構造

衛星分離部は高強度の Al7075-T6 を用いる。分離部の円周上とパネルの接続箇所を一致させることで、荷重をロケット側に分散させる構造とする。

太陽電池パドルは、軽量かつ高強度・高剛性の CFRP を用い、母材 (マトリックス) にはエポキシ樹脂 (密度約 1200kg/m³) を使用する。CFRP は繊維の体積含有率により強度が左右されるが、理論的に 80%以上の含有率は困難であることが分かっている。また含有率が高い場合、マトリックスと繊維が完全に接着されていない箇所が発生し強度が低下する事例も確認されている。そのため体積含有率は 55~65%を用いられることが多く、本衛星に使用する CFRP は体積含有率を 65%とする。複合材料の密度は、

$$\rho_c = \rho_f V_f + \rho_m (1 - V_f) \quad (5.2.1)$$

ρ_f : 炭素繊維の密度, ρ_m : 母材の密度, V_f : 体積含有率とする。使用する Al 合金と CFRP の機械的性質を Table 5.2.2 に示す[4]。

5.3 搭載機器配置

3次元 CAD システム SolidWorks を用いて、搭載機器の配置を行う。以下に基本的な配置条件を示す。

- ・衛星本体の中心に重心があるような配置を考慮すること
- ・各機器の干渉、熱的關係を考慮し、機器間の距離に余裕を持たすこと

また、熱制御系からは温度要求を満足するため設置パネルの指定 (6章参照) があり、姿勢制御系からのセンサ、通信系からのアンテナの設置要求を満足させる必要がある。設置要求を Table 5.3.1

に、配置結果を Fig. 5.3.1 に示す。

Table 5.3.1 搭載機器の制約条件

系	搭載機器	配置場所
ミッション系	MU	井桁の中心に配置する
姿勢制御系	RW	上面に対して35.26[deg]傾ける
	ST	地球と反対方向の面
	MSS	外部パネルの上面
	CSS	MSS設置面以外の面
	MTQ	各軸に平行な面
	FOG	各軸に平行な面
通信系	STX	進行方向の外部パネル両面
	SANT	STXの外部パネルの内側
	ATRX	進行方向の外部パネル両面
	AANT	STXの外部パネルの内側

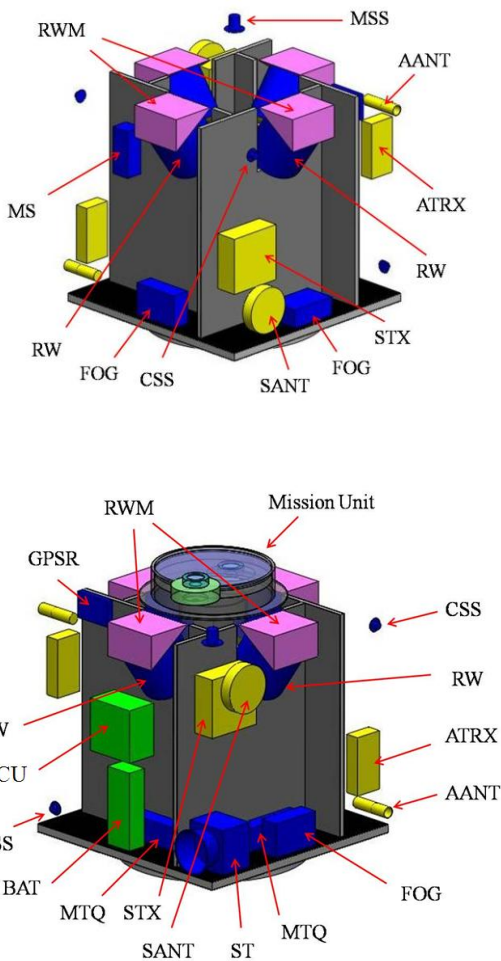


Fig. 5.3.1 搭載機器配置

5.4 構造解析

構造数学モデルを構築し、固有振動解析と静荷重解析を行う。

5.4.1 構造数学モデル

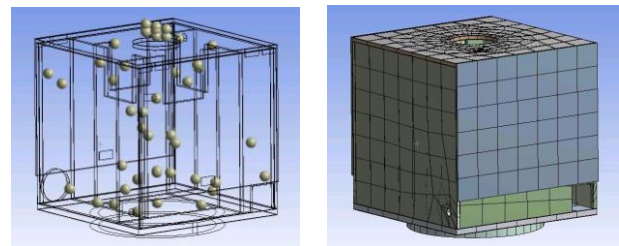
3次元CADシステムSolidWorksで設計した構造モデルを有限要素法マルチフィジックス解析ツールANSYS Workbenchで、構造数学モデルを再構築し解析した。解析できる節点数に限界があり、本解析では単純化を行う。以下にその内容を示す。

- ・40g未満の搭載機器は省略する
- ・搭載機器は質点とする

Table 5.4.1に節点・要素・質点数を、Fig. 5.4.1に構造数学モデルの外観を示す。

Table 5.4.1 節点・要素・質点数

項目	数値
節点数	30484
要素数	8181
要素特性数	43



(a)質点位置と外観図

(b)構造数学モデル

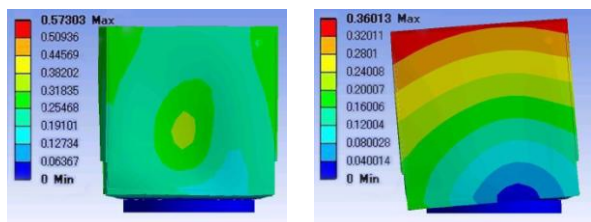
Fig. 5.4.1 外観図と構造数学モデル

5.4.2 固有振動解析

本衛星がH-IIAロケットによる打ち上げ時に共振すると構造破壊する恐れがある。そこでH-IIAロケットへの損傷を防ぐために固有振動解析を行う。衛星分離部を完全に固定し片持ち梁の条件で解析を行う。Table 5.4.2に各軸方向の1次固有振動数を、Fig. 5.4.2にそのときの振動モードを示す。これよりTable 5.1.1に示した剛性要求を満足していることが分かる。

Table 5.4.2 第1次固有振動数

	機軸方向	機軸直交方向
固有振動数	1001.2 [Hz]	389.2 [Hz]



(a)機軸方向 1 次モード (b)機軸直交方向 1 次モード

Fig. 5.4.2 第 1 次振動モード(単位は[m])

5.4.3 静荷重解析

本衛星は H-IIA ロケットのリフトオフまたは分離時に構造破壊が生じない強度に設計をする必要がある。また安全率を考慮し、最悪荷重条件に 1.5 をかけた値を設計荷重とした。その値を Table 5.4.3 に示す。

解析結果

Table 5.4.3 に示した設計荷重を衛星全体にかけた場合、衛星に発生する最大応力 σ は 2.59[MPa] であった。これから安全余裕 MS を以下の式より求める。

$$MS = \frac{\sigma_{cr}}{\sigma} - 1 \quad (5.4.1)$$

ここで σ_{cr} は外部パネル材料の許容応力であり、静荷重の場合 Al2024-T3 の引張強さ 441.3[MPa] を安全率 5 で除した 88.26[MPa] を許容応力とする。解析結果より、安全余裕は 33.1 となる。以上より安全余裕は 0 以上であることが分かり、打ち上げ時に衛星にかかる荷重に耐え得ることが分かった。

Table 5.4.3 設計荷重

	機軸方向	機軸直交方向
設計荷重	6.0 [G]	2.7 [G]

5.5 質量特性

3 次元構造モデルより、質量特性として質量・重心位置・慣性モーメントを求める。その結果を Table 5.5.1 に示す。ただし原点を外部パネル下面の端を 0 とする。

Table 5.5.1 質量特性

項目	単位	記号	値
太陽電池パドル展開前			
質量	[kg]	m	34.07
重心位置	[mm]	X _G	200.86
		Y _G	215.23
		Z _G	-210.03
慣性モーメント	[kgm ²]	I _{XX}	1.2706
		I _{YY}	0.0870
		I _{ZZ}	1.1628
慣性乗積	[kgm ²]	I _{XY}	-0.0146
		I _{YZ}	0.0226
		I _{ZX}	0.0237
太陽電池パドル展開後			
質量	[kg]	m	34.07
重心位置	[mm]	X _G	199.22
		Y _G	225.18
		Z _G	-211.57
慣性モーメント	[kgm ²]	I _{XX}	1.5260
		I _{YY}	1.0665
		I _{ZZ}	1.2069
慣性乗積	[kgm ²]	I _{XY}	-0.0490
		I _{YZ}	0.0353
		I _{ZX}	0.0146

5.6 太陽電池パネル展開機構

太陽電池パネル展開機構は、展開前は必ず固定されていなければならない、かつ確実に展開できなければならない。そこで、本衛星の展開機構には、電流を流すことによりナットが外れる仕組みを持った Mini Qwknut を展開パドルの両端に固定具として使用し、また、パネルと衛星の接続部はダンパヒンジとバネヒンジを 1 枚当たり 2 個使用する展開機構を設計する。ダンパヒンジは回転角が 0 ~ 90[deg] に広がるときにダッシュポットとして機能し、バネヒンジは回転角が 0 ~ 90[deg] に広がるときトルクを発生する。固定箇所は、パネル中心軸に対して対象に配置することで均等なトルクを発生させるものとする。

冗長系

展開機構のナットが外れない場合、太陽光発電を行えなくなるためミッション自体に影響を与えてしまう。また、片方のみ外れた場合はパドルに

太陽偏光分光観測衛星『FLARE』

振動が発生し太陽電池セルを破壊する可能性がある。よって、2つのナットを同時にかつ確実に外す必要がある。そこで、信号回路を2つに分岐させ、一方の回路で命令が伝達しないでも他方の回路に命令が伝達されればナットが外れる冗長系を設計する。なお、展開機構に命令が伝達されたことを確認するため、OBCと展開機構の間に判定用の回路(CPU)を介すことにする[5]。

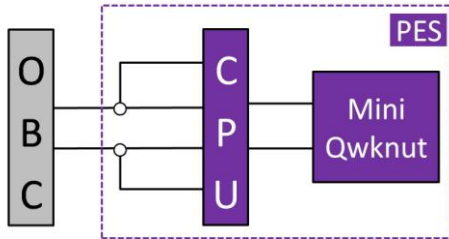


Fig. 5.6.1 展開機構の判定回路

6.熱制御系

6.1 衛星搭載機器の温度要求

衛星に搭載される機器には、それらが正常に動作できる温度範囲(許容温度範囲)が定められている。そのため、衛星にかかる熱環境負荷を考慮した熱数学モデルによって解析された結果は、この温度範囲内に十分余裕を持って収まっていないことはない。そこで、熱設計のマージンを5℃として許容温度範囲を設定する。各搭載機器の動作温度範囲をTable 6.1.1に示す。

Table 6.1.1 搭載機器動作温度範囲

	搭載機器名	非動作時 温度範囲 [℃]	動作時 温度範囲 [℃]	消費電力 [W]
ミッション系	X線用冷却CCD検出器	-	0~30	23.0
	X線適用シャッター×2	-	0~80	2.0×2
	On Board Computer-Mission	-	-30~70	6.0
姿勢制御系	リアクションホイール×4	-	-20~50	通常時0.7×4 最大トルク時 3.5×4
	恒星センサ	-	-20~55	2.0
	GPS Receiver	-	0~50	合計0.8
	GPS Antenna	-	0~50	
	磁気センサ	-40~80	-20~50	0.3
	太陽センサ	-	-40~93	0
	磁気トルカ×3	-	-35~75	1.0×3
ジャイロ×3	-40~85	-30~60	1.0×3	
電源系	太陽電池セル	-	-160~100	0
	バッテリー	-	0~40	0
	電力制御器	-	-55~70	2.0
通信系	S-Band Transmitter	-	-20~50	6.25
	S-Band Antenna	-	-20~50	0
	FM Transceiver	-	-30~60	7.125
	FM Helical Antenna	-	-30~60	0
C&DH系	On Board Computer	-	-30~70	6.0
熱制御系	構成機器なし	-	-	-
構体系	Mini Qwknut	-30~60	-60~60	2.0~5.0×4

6.2 外部熱入力

打ち上げから運用終了までの衛星への外部熱入力には、主に以下の5点が考えられる。

- ① 太陽放射
- ② 太陽光の地球からの反射(アルベド)
- ③ 地球の熱放射
- ④ 打ち上げ時のフェアリングからの熱放射
- ⑤ ロケットエンジンなどの噴射時の熱

このうち、④、⑤は期間が限定された熱入力であるため無視し、①、②、③を衛星への熱入力として解析する。

6.2.1 太陽放射

太陽からの放射エネルギー S は近日点で1399[W/m²],遠日点で1309[W/m²]と幅があるため、

$$S = 1353 \times (1 + 0.034 \cos \theta - 0.0325 \sin \theta) \text{ [W/m}^2\text{]} \quad (6.2.1)$$

として評価する。

6.2.2 アルベド

太陽エネルギーは雲や地球表面での反射、および大気による散乱のために地球からも放射される。これらの要因による、太陽エネルギーに対する反射の割合をアルベドと呼ぶ。アルベドによるエネルギー S_a は、地球全体の平均として、

$$S_a = (0.3 + 0.3 \cos \theta - 0.15 \sin \theta) S \quad (6.2.2)$$

として評価できる。

6.2.3 地球の熱放射

地球が持っている熱による赤外放射 φ_e は、年平均値として、

$$\varphi_e = 237 + 28 \cos \theta - 97 \sin \theta \text{ [W/m}^2\text{]} \quad (6.2.3)$$

と評価できる。

これらの衛星への熱入力のうちアルベド、地球の熱放射についてはビューファクタを乗じる必要がある。本衛星では常に決まった面を地球に向けているため、地球と平面のビューファクタをモデル化すると、その値 F_{e-s} は、

$$F_{e-s} = \frac{R_e^2}{(R_e + h)^2} \quad (6.2.4)$$

から求められる。ただし、 R_e は地球半径、 h は衛星の高度である。

6.3 解析

6.3.1 熱数学モデル

本解析では、衛星を Fig. 6.3.1 のように 12 の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、全 13 点による節点解析を前進差分法によって行う。

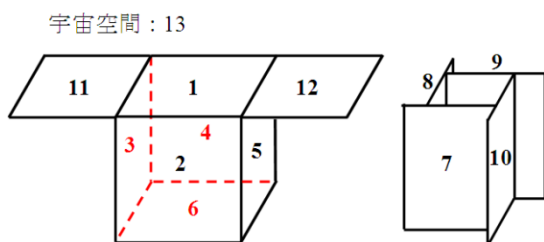


Fig. 6.3.1 熱数学モデル

6.3.2 節点解析法

熱数学モデルの各要素に熱平衡方程式を立て、定常温度分布を求める。要素内では熱的に均一と仮定し、要素を接点で代表する。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、次式のように表される。

$$m_i C_{pi} \frac{dT_i}{dt} = Q_i + \sum_{j=1}^n K_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (6.3.1)$$

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 [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 [m^2]

σ : ステファン・ボルツマン係数 [$W/T^4/m^2$]

ここで、節点 i への熱入力 Q_i とは節点 i への外部熱入力と内部発熱の和を指す。内部発熱は、各搭載機器が取り付けられている要素が発熱しているものとして取り扱う。搭載機器と要素の対応およびそれによる要素の目標温度を Table 6.3.1 に示

Table 6.3.1 機器配置および目標温度

要素番号	搭載品名	要素の目標温度 [°C]	要素番号	搭載品名	要素の目標温度 [°C]	
1	X線適用シャッター	0~80	5	Mini Qwknut	0~40	
	太陽センサ			リアクションホイール		
2	S-Band Transmitter	-20~50		恒星センサ		0~30
	S-Band Patch Antenna			太陽センサ		
	FM Transceiver			バッテリー		
	FM Helical Antenna		電力制御器			
	リアクションホイール		GPS Antenna			
	太陽センサ		X線用冷却CCD検出器			
3	リアクションホイール	-20~50	6	太陽センサ	0~30	
	ジャイロ		ヒートパイプ			
4	S-Band Transmitter	-20~50	7	なし	-160~100	
	S-Band Patch Antenna		8	磁気トルカ		
	FM Transceiver		9	磁気センサ		
	FM Helical Antenna		10	磁気トルカ		
	リアクションホイール		11	On Board Computer		
	太陽センサ		12	磁気トルカ		
	ジャイロ		11	GPS Receiver		
	ジャイロ		12	太陽電池セル		

また、 K_{ij} , R_{ij} はそれぞれ節点の位置関係及び形状によって決定される係数である。

節点 i, j 間における K_{ij} は次式によって表される。

$$K_{ij} = \frac{A_{ij}}{\frac{1}{h_i} + \frac{d}{\lambda} + \frac{1}{h_j}} \quad (6.3.2)$$

A_{ij} : 節点 i, j 間の接触面積 [m^2]

h_i, h_j : 節点 i, j の接触伝熱係数 [$K/m^2/W$]

d : 節点 i, j 間の断熱材厚さ [m]

λ : 断熱材の熱伝導率 [$W/m/K$]

本衛星の熱解析モデルでは、要素間に断熱材を挟まないため、(6.3.2)において $d=0$ とする。また、 h は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ため、見積もりが難しい。本解析では、アルミハニカムパネル及び太陽電池パドルの接触伝熱係数をそれぞれ 150, 50 [$K/m^2/W$] とする。

また、面 A_i, A_j 間の放射係数 R_{ij} は次式によって表される。

$$R_{ij} = \varepsilon_i \varepsilon_j F_{ij} A_i \quad (6.3.3)$$

$\varepsilon_i, \varepsilon_j$: 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 [m^2]

ここで、放射形態係数 F_{ij} は次式によって定義される。

$$F_{ij} = \frac{1}{\pi A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \cos \theta_i \cos \theta_j dA_i dA_j / r^2 \quad (6.3.4)$$

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]

6.4 熱環境定義

6.4.1 ケース定義

本解析では定常熱解析によって衛星の熱設計を行うため、衛星への熱入力最大となるケース(以下、高温ケース)と衛星への熱入力最小となるケース(以下、低温ケース)の2つの条件に対して温度要求を満たさなくてはならない。この節では、高温ケースおよび低温ケースを特徴づける項目について定義する。

6.4.2 ミッション機器

ミッション機器(CCD, シャッター)は衛星高度1000[km]を越えている間のみ起動している。高度がある方が地球側からの熱入力が小さくなるため、CCDが起動されている状態が高温ケースであるとは一概に言えない。そこで、高高度で CCD が起動されている状態と低高度で CCD が切られている状態をそれぞれ高温ケース 1, 2 として解析する。低温ケースについても同様に場合分けを行うが、各ケースの詳細については後述する。

6.4.3 衛星表面仕様

上記の高温ケース 1, 2 および低温ケース 1, 2 の計 4 ケースについて温度要求を満たす衛星表面仕様を Table 6.4.1 に示す。

Table 6.4.1 衛星表面仕様

	太陽光吸収率	赤外放射率	使用重量[g]	使用する要素番号
OSR (Optical Solar Reflector)	0.063(BOL)	0.84	167.0	1, 3, 4
	0.093(EOL)			
白色ペイント	0.21(BOL)	0.8	168.0	2, 5, 6
	0.34(EOL)			
黒色ペイント	0.95	0.86	174.8	1~6の内側, 7~10, 11, 12
太陽電池セル	0.63(BOL)	0.85	204.1	11, 12
	0.66(EOL)			

6.4.4 外部熱入力

前述の通り、衛星への外部熱入力には太陽入射、アルベド、地球赤外放射の3つがある。これらの値は衛星高度や太陽と地球の位置関係によって変動するため、定義されるケースに適した値を使用する。詳細については後述する。

6.4.5 搭載機器発熱

搭載品の発熱については、全ケース共通で機器消費電力の95%として解析する。例外として、バッテリーの充放電効率を高温ケースで80%、低温ケースで85%と仮定している。また、DC/DCコンバータの変換効率は83%であるため、ケースによらずこの値を適用している。

また、要素6に搭載されている CCD の排熱部は両側面にあるため、株式会社フジクラ社製の平板型ヒートパイプを利用して要素6に熱を伝えるものとする。使用するヒートパイプの諸元を Table 6.4.2 に示す。

Table 6.4.2 ヒートパイプ仕様

幅[mm]	5.2
厚み[mm]	2.0
数量[本]	2
重量[g]	22.0
最大熱輸送量[W]	15×2

6.4.6 衛星軌道による熱入力の変化

本衛星は軌道設計の制約により、軌道面が地球の公転軌道面に対して75[deg]傾いた軌道をとっている。1軸は常に太陽指向であるため、衛星の地球に向く面は1つに定まらず、変動する。

また、本衛星は太陽同期準回帰軌道をとっているが、この軌道では地球に対して年間数度の姿勢のずれが生じる。解析においてはこれも考慮する。Table 6.3.1 より、本衛星において最も温度要求が厳しいのは要素6であるため、高温ケースでは地球方向から要素6への熱入力が最も大きくなる姿勢、低温ケースでは要素6への熱入力が最も小さくなる姿勢をとって解析する。

以上の項目を各ケース定義の際に考慮して解析を行う。各ケースの詳細な定義を Table 6.4.3 に示す。

太陽偏光分光観測衛星『FLARE』

す。

Table 6.4.3 温度ケース定義

	単位	高温ケース1	高温ケース2	低温ケース1	低温ケース2
衛星高度	km	500	1000	1200	1000
ミッション機器動作状態	-	off	on	on	off
その他の機器の消費電力合計	W	78.5		37.3	
太陽入射	W/m ²	1399		1309	
アルベド	W/m ²	721.8	627.3	139.1	146.7
地球赤外放射	W/m ²	227.9	198.0	99.2	104.6
白色ペイント経年劣化	-	EOL		BOL	
OSR経年劣化	-	EOL		BOL	
太陽指向によるずれ	deg	10		0	
ベータ角	deg	75			
搭載機器内部発熱	-	消費電力の95%			
バッテリー充電効率	-	80%		85%	
DCDC変換効率	-	83%			

6.5 解析結果

Table 6.4.3 に定義した温度ケースについて定常熱解析を行った結果を Table 6.5.1 に示す。

Table 6.5.1 より、本衛星は最小で 5[°C]の温度マージンを持っていることが分かる。

Table 6.5.1 解析結果

要素番号	高温ケース1	高温ケース2	低温ケース1	低温ケース2	温度マージン
1	34	33	13	11	11
2	20	18	2	1	21
3	19	18	2	1	21
4	16	16	1	0	20
5	23	22	8	5	5
6	24	25	9	7	5
7	26	25	8	6	24
8	26	26	9	7	24
9	32	31	15	13	38
10	28	27	10	8	8
11	54	53	46	47	46
12	54	53	46	47	46

単位：°C

7.姿勢制御系

7.1 姿勢制御要求, 概要

本ミッションで得られる CCD のデータは解析する際に正確なデータが必要であり、データ収集時に高精度姿勢制御が必要となる。そこで姿勢制御手法として 3 軸ゼロモーメントム方式を採用し、さらに冗長系を考慮し、4 つの Reaction Wheel(RW) をアクチュエータとして搭載した。

姿勢検出にはできるだけ正確な姿勢推定を行い、かつ観測時に正確な太陽捕捉ができるよう、高精度太陽センサ(MSS, 視野 60[deg]), 広角太陽センサ(CSS, 視野 120[deg]), スタートラッカー(ST), 光ジャイロ (FOG), Global Positioning System Receiver(GPSR)を用いた。

また、RW に蓄積した角運動量をアンローディングするために磁気トルカ(MT)と磁気センサ(MS)も用いた。(以下括弧内の略称にて表記)

ミッション時の要求は姿勢精度 0.10[deg]である。最低限、ミッション期間中にこの精度を保てるような姿勢制御系、姿勢推定系を設計する。

姿勢制御系の構成図の概略を以下に示す。

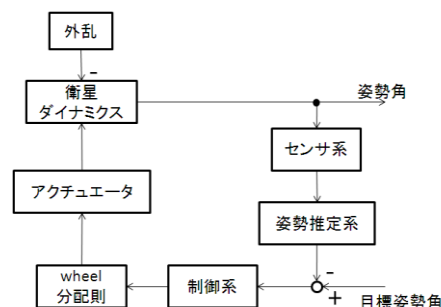


Fig. 7.1.1 姿勢制御系のブロック図

7.2 姿勢制御モード

本衛星では、シーケンスに応じていくつかの姿勢制御モードがある。本衛星で考えられるモードとして、姿勢捕捉モード、撮影時高精度姿勢モード、定常モード、アンローディングモードが存在する。各モードの概要について説明する。

姿勢捕捉モード

本衛星がロケットインタフェースから分離し、タンプリング状態で軌道投入されてから定常モードに移行するまでのシーケンスを指す。アクチュエータとして RW と MT, センサとして FOG と 5 つの SS(視野 60[deg]の MSS1 つと視野 120[deg]の CSS4 つ)を用いてタンプリング状態から定常モードへと移行させる。

撮影時高精度姿勢モード

撮影高度の 1000[km]に入る 160 秒前から、apogee 点を通過して高度 1000[km]を下回るまでのシーケンスを指す。シーケンスの開始と終了は GPS によって観測される高度の値によって自律的に決定される。要求姿勢精度は 0.10[deg]であり、高精度姿勢制御手法については 7.6 節にて詳細を説明する。

定常モード

センサとして ST と MSS を、アクチュエータと

して RW を用い 3 軸姿勢制御をおこなう。基本的
にこのモードにて軌道運行, 地上との通信を行う。
要求姿勢精度は 1.00[deg]であり, 制御系のゲイン
を変えることで達成させる。詳細は 7.6 節で説明
する。

アンローディングモード

RW に蓄積した角運動量を磁気トルカを用いて
アンローディングする 1000 秒間のことを指す。詳
細は 7.5 にて説明する。

7.3 姿勢センサ構成と姿勢検出方式

姿勢制御に用いる各センサの諸元について述べ
る。



Fig. 7.3.1 各センサ ①ST[6] ②MSS[6] ③CSS[6]
④FOG[7] ⑤MS[8] ⑥GPSR[8]

Table 7.3.1 各センサの諸元

名称	ST	MSS	CSS	FOG	MS
精度(感度)	70/3600[deg]	1[deg]	5[deg]	0.0667[deg/√h]	10[nT]
質量[kg]	0.375	0.036	0.06	0.27	0.14
消費電力[W]	2	0	0	3	0.3
サイズ[mm]	60×76.2×76.2	Φ24.3×34.9	Φ12.7×9.0	88.9×58.4×33	85×35×32

本ミッションにおける姿勢推定には, カルマン
フィルタ(以下 KF と表記)を構成し, 検出には FOG
を, 推定値の補正には ST を用いる仕様にした。姿
勢推定は, ピッチについては独立に推定できるが
ロールとヨーは連成しているため独立に解くこと
ができないため, その点を踏まえ計算しなくては
ならない。以下に最尤法による姿勢推定系の構
成・姿勢制度の算出と KF ゲインの決定を行う。

ピッチの姿勢推定

ST と FOG による検出を θ_{ST}, ω_y とする。また FOG
に対するランダムドリフトを w_y , ランダムドリフ
トウォークを ω_{ny} , ST のランダムノイズを v_y とす
ると, 真値 $\theta, \dot{\theta}$ に対して次の方程式が成り立つ。

$$\begin{cases} \dot{\omega}_{Jy} = -\Omega + \dot{\theta} - w_y - \omega_{ny} \\ \dot{\theta}_{ST} = \theta + v_y \end{cases} \quad (7.3.1)$$

ここで, Ω は軌道角速度(CCD 撮影時の 1200[km]
では $\Omega=0.05484$ [rad/s])である。

これらを状態方程式で表現すると

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{C}\mathbf{u} + \mathbf{B}\mathbf{w} \\ \mathbf{z} = \mathbf{H}\mathbf{x} + \mathbf{v} \end{cases} \quad (7.3.2)$$

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \theta \\ \omega_{ny} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u} = \begin{bmatrix} w_y + \Omega \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{w} = \begin{bmatrix} w_y \\ \frac{d\omega_{ny}}{dt} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{v} = v_y, \quad \mathbf{z} = \theta_{ST}$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

また, KF の最尤推定法が

$$\hat{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}} + \mathbf{B}\bar{\omega} + \mathbf{K}(\mathbf{z} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{x}}) \quad (7.3.3)$$

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} K_y \\ K_{dy} \end{bmatrix} : \text{KF ゲイン行列}$$

となる。以上より最尤推定値 $\hat{\theta}$ 及び ω_{ny} は

$$\begin{cases} \dot{\hat{\theta}} = -\hat{\omega}_{ny} + (w_y + \Omega) + K_y(\theta_{ST} + \hat{\theta}) \\ \dot{\hat{\omega}}_{ny} = K_{dy}(\theta_{ST} - \hat{\theta}) \end{cases} \quad (7.3.4)$$

となる。これからピッチ推定の構成図を描くと
Fig7.3.2 のようになる。

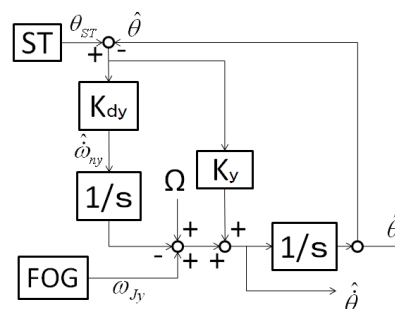


Fig7.3.2 ピッチ軸姿勢推定構成図

ここで、KF ゲイン行列 \mathbf{K} と最尤推定値の共分散 \mathbf{P} に対して以下の方程式(リカッチ方程式)が成り立つ。

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{P}} = \mathbf{A}\mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A}^T + \mathbf{B}\mathbf{Q}\mathbf{B}^T - \mathbf{P}\mathbf{H}^T\mathbf{R}^{-1}\mathbf{H}\mathbf{P} \\ \mathbf{K} = \mathbf{P}\mathbf{H}^T\mathbf{R}^{-1} \end{cases} \quad (7.3.5)$$

ここで、 $\dot{\mathbf{P}} = \mathbf{0}$ とすることで \mathbf{P} , \mathbf{K} の値を求める。ST, FOG の各誤差分散量はセンサの諸元から以下のように求まる。

ST のノイズ分散量：
 $(70/3600)^2 = 3.780 \times 10^{-4} [\text{deg}^2] \quad (7.3.6)$

FOG のドリフト分散量

・ランダムドリフト：

$$\left(\frac{0.0667}{\sqrt{3600}}\right)^2 \times \frac{1}{20} = 6.179 \times 10^{-8} [\text{deg}^2] \quad (7.3.7)$$

・ドリフトレート：

$$\left(\frac{0.0667}{(3600)^{1.5}}\right)^2 \times \frac{1}{20} = 4.768 \times 10^{-15} [\text{deg}^2/\text{sec}^2] \quad (7.3.8)$$

ここで、FOG のサンプリングレートを 0.10[sec] とすると、共分散はサンプリングレートとドリフトの掛け算で表わせる。ノイズ \mathbf{w} , \mathbf{v} の共分散行列 $\mathbf{Q}(t)$, \mathbf{R} は(7.3.9)となる。

$$\mathbf{Q}(t) = \begin{pmatrix} 6.179 \times 10^{-9} & 0 \\ 0 & 4.768 \times 10^{-15} \end{pmatrix} \quad (7.3.9)$$

$$\mathbf{R} = 3.780 \times 10^{-4} \quad (7.3.9)$$

以上から、分散 \mathbf{P} と KF ゲイン行列 \mathbf{K} は計算から(7.3.10)のようになる。

$$\mathbf{P} = \begin{pmatrix} 7.300 \times 10^{-5} & -4.245 \times 10^{-10} \\ -4.245 \times 10^{-10} & 8.198 \times 10^{-11} \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{K} = \begin{pmatrix} K_y \\ K_{dy} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1.931 \times 10^{-1} \\ -1.123 \times 10^{-6} \end{pmatrix} \quad (7.3.10)$$

ここで、 $P_{11} = 7.3 \times 10^{-5} [\text{deg}^2]$ となり KF をかける前の精度(7.3.6)よりも誤差が小さくなっていることがわかる。

ロール、ヨーの姿勢推定

ピッチ軸と同様に FOG からの角速度情報と ST からの角度情報の式は

$$\begin{cases} \omega_{Jx} = \dot{\phi} - \Omega\psi + w_x \\ \omega_{Jz} = \dot{\psi} + \Omega\phi + w_z + \omega_{nz} \\ \phi_{ST} = \phi + v_{Ex} \end{cases} \quad (7.3.11)$$

これを状態空間表現する各行列とベクトルは

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \phi \\ \psi \\ \omega_{nz} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u} = \begin{bmatrix} \omega_{Jx} \\ \omega_{Jz} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{w} = \begin{bmatrix} w_x \\ w_z \\ \frac{d\omega_{nz}}{dt} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{v} = v_{Ex}$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & \Omega & 0 \\ -\Omega & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\begin{cases} \hat{\phi} = (\omega_{Jx} + \Omega\hat{\psi}) + K_x(\phi_{ST} - \hat{\phi}) \\ \hat{\psi} = -\hat{\omega}_{nz} + (\omega_{Jz} - \Omega\hat{\phi}) + K_z(\phi_{ST} - \hat{\phi}) \end{cases} \quad (7.3.12)$$

$$\hat{\omega}_{nz} = \frac{d\omega_{nz}}{dt} + K_{dy}(\phi_{ST} - \hat{\phi})$$

これらを最尤推定式に適用すると姿勢推定構成図は Fig. 7.3.3 のようになる。

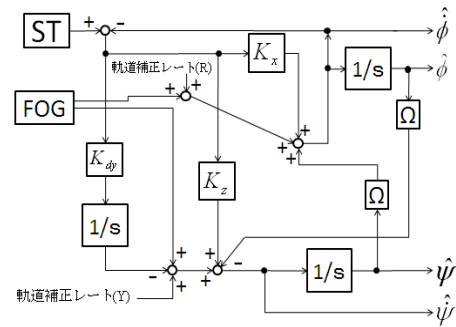


Fig. 7.3.3 ロール、ヨー軸姿勢推定構成図

ピッチの推定時と同様に $\dot{\mathbf{P}} = \mathbf{0}$ とし、分散 \mathbf{P} , KF ゲイン行列 \mathbf{K} を求めると以下のようになる。

$$\mathbf{P} = \begin{pmatrix} 2.923 \times 10^{-5} & 2.067 \times 10^{-5} & -1.564 \times 10^{-4} \\ & 2.396 \times 10^{-10} & -1.564 \times 10^{-7} \\ sym & & 8.586 \times 10^{-6} \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{K} = \begin{pmatrix} 7.730 \times 10^{-2} \\ -5.471 \times 10^{-2} \\ -4.138 \times 10^{-4} \end{pmatrix} \quad (7.3.13)$$

$$P_{11} = 2.923 \times 10^{-5} [\text{deg}^2], \quad P_{22} = 2.396 \times 10^{-10} [\text{deg}^2]$$

となり KF をかける前の精度(7.3.6)より、よくなっていることがわかる。

7.4 外乱トルクの見積もり

今回、高度 500[km]の低高度と 1200[km]の高高度を通過するので、自然トルクとしては空力トル

ク、重力傾斜トルク、太陽輻射トルクを考えなくてはならない。また、人工衛星の残留磁気モーメントの計測は大変難しいが、残留磁気トルクによる影響を無視することはできない。よってそれぞれの外乱トルクについて見積もりを行う。

空力トルク

まず、高度変化による大気密度モデルを作成する。

今回は、太陽活動指数を使用せず日周変動のみを考慮する改良 Harris-Priester モデルを使用し、簡易的に大気密度を計算する。このモデルを用いた運用時間での大気密度変化を Fig. 7.4.1 に示す。

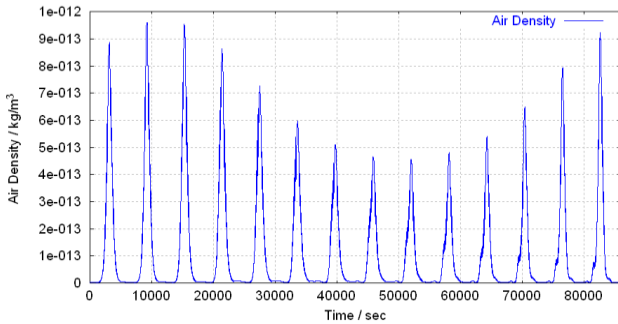


Fig. 7.4.1 1 日での大気密度変化

空気密度 ρ の大気中を速度ベクトル \mathbf{v} で進むとき、衛星に働く空気力 \mathbf{F}_A は、

$$\mathbf{F}_A = \frac{1}{2} \rho A C_d (\mathbf{v} \cdot \mathbf{n}) \mathbf{v} \quad (7.4.1)$$

となる。ここで C_d は抵抗係数、 A は機体表面積、 \mathbf{n} は衛星表面の法線ベクトルである。ここで、衛星の質量中心と空気力中心の間に \mathbf{r}_A のオフセットが存在すると、空力トルクは

$$\mathbf{T}_A = \mathbf{r}_A \times \mathbf{F}_A \quad (7.4.2)$$

となる。今、質量中心とのオフセット値を $\mathbf{r}_A = (0.78, 174.85, 11.57)[\text{mm}]$ とし、高度による空気密度の変化の値を用いると空力トルクが求まる。

ここで、 $C_d = 2$ 、 $A = 1.25[\text{m}^2]$ とし、空気力 \mathbf{F}_A はピッチ軸と平行な方向とした。

残留磁気トルク

軌道上で本衛星に作用する地磁場を IGRF モデル係数を用いて計算する。地磁場は次の動径方向

B_r 、南方向 B_λ 、および東方向 B_θ の磁場成分を計算することで得られる・

$$\begin{aligned} B_r &= \sum_{n=1}^N \left(\frac{a}{r} \right)^{n+2} \sum_{m=0}^n (g_n^m(t) \cos(m\lambda) \\ &\quad + h_n^m(t) \sin(m\lambda)) P_n^m(\cos \theta) \\ B_\lambda &= \frac{1}{\sin \theta} \sum_{n=1}^N \left(\frac{a}{r} \right)^{n+2} \sum_{m=0}^n m (g_n^m(t) \sin(m\lambda) \\ &\quad - h_n^m(t) \cos(m\lambda)) P_n^m(\cos \theta) \\ B_\theta &= -\sum_{n=1}^N \left(\frac{a}{r} \right)^{n+2} \sum_{m=0}^n (g_n^m(t) \cos(m\lambda) \\ &\quad + h_n^m(t) \sin(m\lambda)) \frac{dP_n^m(\cos \theta)}{d\theta} \end{aligned} \quad (7.4.3)$$

ここで、 r は地心からの距離、 λ は経度、 θ は(90 - 地心緯度)[deg] であり、 a は地球平均半径(6371.2[km])、 $P_n^m(\cos \theta)$ は正規ルジャンドル陪関数を表している。また、 g_n^m [nT]、 h_n^m [nT] は、地磁気分布関数であり次式で表わされる。

$$\begin{aligned} g_n^m(t) &= g_n^m(t_0) + \dot{g}_n^m(t - t_0) \\ h_n^m(t) &= h_n^m(t_0) + \dot{h}_n^m(t - t_0) \\ t_0 &\leq t \leq t_0 + 5 \text{ years} \end{aligned} \quad (7.4.4)$$

\dot{g}_n^m [nT/yr]、 \dot{h}_n^m [nT/yr] は元期から 5 年間の永年変化率を表している。今回は IGRF モデル係数の $n=4$ 、 $m=4$ までを用いて計算を行った。

しかし、本軌道では軌道傾斜角 $i = 98.7743[\text{deg}]$ の傾斜を持っているため、上の三式を軌道座標系に変換する必要がある。変換後の 3 方向磁場成分 B_x 、 B_y 、 B_z を Fig. 7.4.2 に示す。

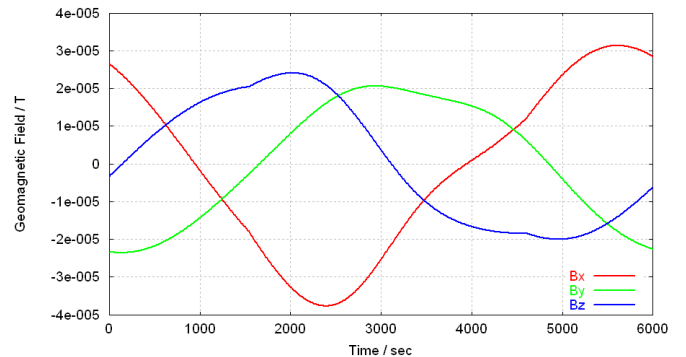


Fig. 7.4.2 : 軌道 1 周期で衛星の受ける地磁場

この地磁場モデルと衛星の残留磁気モーメント \mathbf{M}_S を用いて残留磁気トルク \mathbf{T}_M を計算できる。

$$\mathbf{T}_M = \mathbf{M}_s \times \mathbf{B} \quad (7.4.6)$$

前述の通り、衛星の残留磁気モーメントを検出もしくは計算することは大変難しい。よって解析には、実際に運用された 70kg 級小型衛星 INDEX が軌道上で計測した残留磁気モーメントを参考にした。以下が INDEX の残留磁気モーメントである。

$$\mathbf{M} = [-0.514, 0.042, 0.093] [\text{Am}^2]$$

今回設計した衛星は 50kg 級小型衛星を想定しているため、INDEX の残留磁気モーメントデータは、実際に軌道上で計測している点も踏まえ信頼に足ると判断した。

太陽輻射圧トルク

吸収率 C_a 、鏡面反射率 C_s 、拡散反射率 C_d (ここで透過率は 0 とする。)の衛星表面 $A[\text{m}^2]$ が受ける太陽輻射圧は以下の通りになる。

$$\mathbf{f}_{SP} = -P(\mathbf{s} \cdot \mathbf{n}) \left[(C_a + C_d)\mathbf{s} + \left(2(\mathbf{s} \cdot \mathbf{n})C_s + \frac{2}{3}C_d \right) \mathbf{n} \right] A \quad (7.4.7)$$

ここで、 \mathbf{s} は太陽方向ベクトル、 \mathbf{n} は衛星表面の法線ベクトルを指す。太陽輻射圧トルク \mathbf{T}_{SP} は、衛星の質量中心から太陽輻射圧の作用点までのオフセットを \mathbf{r} とすると以下のようになる。

$$\mathbf{T}_{SP} = \mathbf{r} \times \mathbf{f}_{SP} \quad (7.4.8)$$

本衛星の軌道から、衛星機体座標系の y (ピッチ) 軸方向が常に太陽方向ベクトルと一致していると仮定し、太陽輻射圧トルクは軌道運動の影響を受けないとして計算する。計算結果、計算に用いた太陽電池パネル、衛星本体のオフセット及び C_a 、 C_s の値を Table 7.4.1 に示す。

また $P=4.617 \times 10^{-6} [\text{N}/\text{m}^2]$ とし、太陽輻射圧中心をピッチ軸衛星表面の中心とした。輻射圧ベクトルはピッチ軸と平行である。

Table 7.4.1 太陽輻射圧トルクと諸元

	オフセット[mm]			吸収率 C_a	鏡面反射率 C_d
	ロール	ピッチ	ヨー		
衛星本体(白色塗料)	0.78	174.85	11.57	0.25	0.75
太陽電池パネル1	0.78	174.85	343.43	0.9	0.1
太陽電池パネル2	0.78	174.85	-366.57	0.9	0.1
太陽輻射トルク[Nm]	1.44139E-09	0	-1.97E-09		

重力傾斜トルク

本設計では、制御則に組み込むため外乱トルクとしては扱わない。

総外乱トルク

総外乱トルクは空力、残留磁気、太陽輻射トルクの和である。よって、各軸における総外乱トルクは Fig. 7.4.3 のようになる。

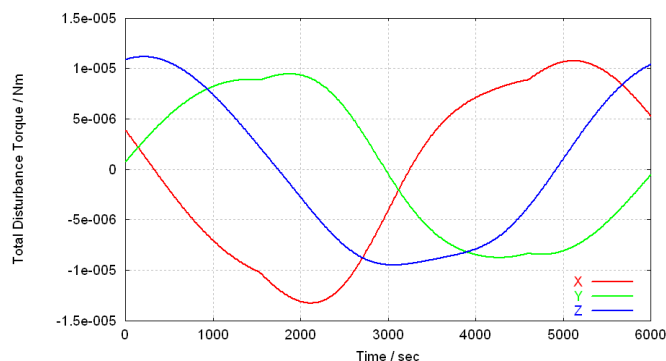


Fig. 7.4.3 軌道 1 周期での総外乱トルクの変化

この総外乱トルクによって RW に一日に蓄積される角運動量を計算すると Fig. 7.4.4 のようになる。

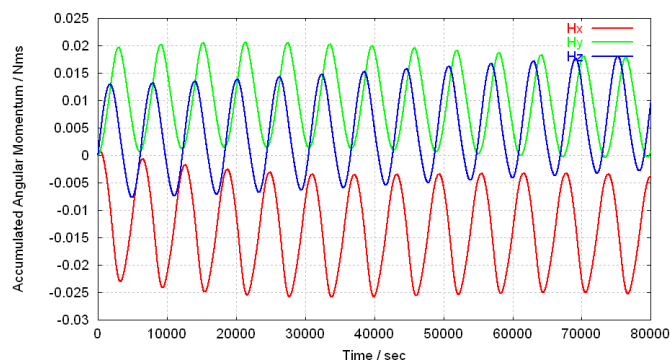


Fig. 7.4.4 1 日での蓄積角運動量の変化

7.5 アクチュエータのサイジングと選定

磁気トルカによるホイールのアンローディング

本衛星の最大ミッション期間は 1 年間であり、蓄積角運動量の値と RW の最大蓄積角運動量の値から考えると、ミッション期間中に RW のアンローディングを行う必要がある。本ミッションでは 500[km] の低軌道も通過することから、アンローディングの方式に磁気トルカ(MT)を採用した。

MT のサイジング

今回使用する MT は、磁気ダイポールモーメントの要求によってサイズを変えることができるため、必要とされる諸元を求める。アンローディングの時間は、Fig7.4.4 から考察しグラフの 1900~

2900[sec]の 1000 秒間とし、一日の蓄積角運動量すべてを各軸に対しアンローディングすることを考える。ここで、各軸の一日に蓄積される角運動量の最大値と 1900~2900[sec]間の各地磁場の平均の値を示す。

$$\begin{aligned} x: 0.0232 & \quad B_x = -3.48 \times 10^{-5} \\ y: 0.0206 \text{ [Nms]}, & \quad B_y = 1.51 \times 10^{-5} \quad [\text{T}] \\ z: 0.0183 & \quad B_z = 1.90 \times 10^{-5} \end{aligned}$$

磁気トルカの磁気ダイポールモーメントをと $D[\text{Am}^2]$ とすると、1000 秒間に磁気トルカが発生する角運動量 H は、 $H = 1000 \cdot D \cdot B$ となる。この角運動量 H が RW の蓄積角運動量と等しくなることから各軸に対する MT の磁気ダイポールモーメントは以下のようになる。

$$\begin{cases} D_x = 0.667 \\ D_y = 1.364 \quad [\text{Am}^2] \\ D_z = 0.963 \end{cases}$$

上記の値にマージンを持たせ、 $D=3.0[\text{Am}^2]$ として各軸に性能要求すると、磁気トルカのコイル部分の長さは 90.53[mm] となる。

以上から、MT のコイル部分の長さは 91[mm] を採用した。以下に RW と MT の諸元を示す



Fig. 7.5.1 磁気トルカ(Satellite services LTD 社)と reaction wheel(SSTL 社)[8][9]

Table 7.5.1 MT と RW の諸元

諸元	Mass [kg]	Magnetic moment [Am ²]	Size [mm]	Residual moment[Am ²]
MT	0.5	3	120×40×30	<0.1
諸元	Wheel Momentum	Wheel Torque[mNm]	Size [mm]	MOI [kgm ²]
RW	0.42	10	Φ100×90	8×10 ⁻⁴

7.6 姿勢制御則設計

本衛星において、慣性主軸は機体軸に一致していると仮定し各軸に対して独立な PD 制御を行う。

各軸周りの回転運動方程式は重力傾斜トルクを考慮すると以下のようになる。

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} + \dot{h}_x + T_{gx} - \Omega(I_x - I_y + I_z) \dot{\psi} - \Omega h_z = M_x \\ I_y \ddot{\theta} + \dot{h}_y + T_{gy} = M_y \\ I_z \ddot{\psi} + \dot{h}_z + T_{gz} + \Omega(I_x - I_y + I_z) \dot{\phi} + \Omega h_x = M_z \end{cases} \quad (7.6.1)$$

ここで重力傾斜トルクと遠心力トルクを代入したものは、

$$T_g = \begin{pmatrix} 4\Omega^2(I_y - I_z) \\ 3\Omega^2(I_x - I_z) \\ \Omega^2(I_y - I_x) \end{pmatrix} \quad (7.6.2)$$

である。ここで、 $\dot{\phi}$ 、 $\dot{\psi}$ は微小であること Ωh は他の項と比べて小さいことから(7.6.1)式左辺の第 2 項と第 5 項は無視できるとし、各軸に対して独立に制御できるとする。ここで制御入力を以下のように定義する。

$$\begin{cases} \dot{h}_x = K_{R1} \dot{\phi} + \{K_{P1} - 4\Omega^2(I_y - I_z)\} \cdot \phi \\ \dot{h}_y = K_{R2} \dot{\theta} + \{K_{P2} - 3\Omega^2(I_x - I_z)\} \cdot \theta \\ \dot{h}_z = K_{R3} \dot{\psi} + \{K_{P3} - \Omega^2(I_y - I_x)\} \cdot \psi \end{cases} \quad (7.6.3)$$

この式を(7.6.1)式に代入し、ラプラス変換を施すと(7.6.4)式が得られる。

$$\begin{cases} \frac{\phi}{M_x}(s) = \frac{\omega_{n1}^2}{K_{P1}(s^2 + 2\xi_1\omega_{n1}s + \omega_{n1}^2)} \\ \frac{\theta}{M_y}(s) = \frac{\omega_{n2}^2}{K_{P2}(s^2 + 2\xi_2\omega_{n2}s + \omega_{n2}^2)} \\ \frac{\psi}{M_z}(s) = \frac{\omega_{n3}^2}{K_{P3}(s^2 + 2\xi_3\omega_{n3}s + \omega_{n3}^2)} \end{cases} \quad (7.6.4)$$

$$\therefore \frac{K_R}{2K_P} = \tau, \quad \omega_n = \sqrt{\frac{K_P}{I}}, \quad \xi = \tau\omega_n \quad (7.6.5)$$

ここで、クリティカルダンピング $\xi = 1$ とした。先に計算した外乱トルク (Fig7.4.6) から最大の値を読み取り、その値がステップ状に作用したとす

ると、 $M(s) = \frac{M_{\text{max}}}{s}$ となる。

これを(7.6.4)式に代入して逆ラプラス変換すると制御入出力の式は以下になる。

・制御出力

$$\begin{cases} \phi(t) = \frac{M_{x\max}}{K_{p1}} \left\{ 1 - \left(1 + \frac{t}{\tau_1} \right) \exp \left[-\frac{t}{\tau_1} \right] \right\} \\ \theta(t) = \frac{M_{y\max}}{K_{p2}} \left\{ 1 - \left(1 + \frac{t}{\tau_2} \right) \exp \left[-\frac{t}{\tau_2} \right] \right\} \\ \psi(t) = \frac{M_{z\max}}{K_{p3}} \left\{ 1 - \left(1 + \frac{t}{\tau_3} \right) \exp \left[-\frac{t}{\tau_3} \right] \right\} \end{cases} \quad (7.6.6)$$

・制御入力

$$\begin{cases} u_1(t) = M_x \left\{ a_1 - \left(a_1 + \frac{a_1 - 2}{\tau_1} t \right) \exp \left[-\frac{t}{\tau_1} \right] \right\} \\ u_2(t) = M_y \left\{ a_2 - \left(a_2 + \frac{a_2 - 2}{\tau_2} t \right) \exp \left[-\frac{t}{\tau_2} \right] \right\} \\ u_3(t) = M_z \left\{ a_3 - \left(a_3 + \frac{a_3 - 2}{\tau_3} t \right) \exp \left[-\frac{t}{\tau_3} \right] \right\} \end{cases} \quad (7.6.7)$$

$$\begin{cases} a_1 = 1 - \frac{4\Omega^2}{K_{p1}} (I_y - I_z) \\ a_2 = 1 - \frac{4\Omega^2}{K_{p1}} (I_y - I_z) \\ a_3 = 1 - \frac{4\Omega^2}{K_{p1}} (I_y - I_z) \end{cases}$$

ここで、(7.6.6)式にて $t \rightarrow \infty$ とすれば、姿勢精度要求と姿勢推定誤差から逆算したダイナミクス誤差と外乱トルクの値から各ゲインの値を求めることができる。

ミッション(高精度)モードでのゲインの決定

ミッションから要求される姿勢制御精度は 0.10[deg] である。姿勢推定誤差から逆算したダイナミクス誤差は 0.05[deg] とする。Table 7.6.1 にミッション時の制御系ゲインを示す。また Fig. 7.6.1 に高精度時における制御出力を示す。

Table 7.6.1 ゲイン決定の各パラメータ

	ロール	ピッチ	ヨー
慣性モーメント[kgm ²]	1.53	1.07	1.21
Mmax[μNm]	10.75	9.45	11.15
K _p [Nm/rad]	0.01232	0.01083	0.01278
K _R [Nmsec/rad]	0.27421	0.21494	0.20578
時定数[sec]	11.13	9.92	8.05
ダイナミクス誤差[deg]	0.05	0.05	0.05

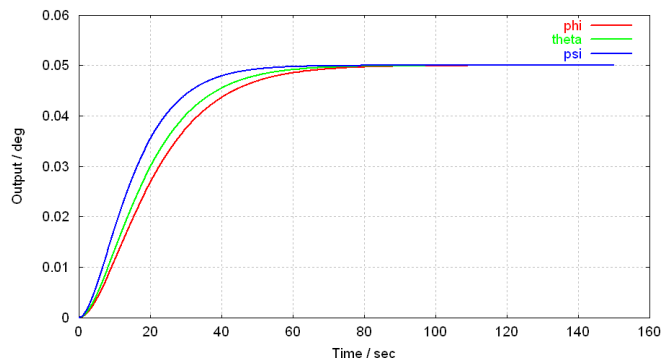


Fig. 7.6.1 制御出力

定常時ゲインの決定

定常時の姿勢精度要求は 1.00[deg] である。姿勢推定誤差から逆算したダイナミクス誤差は 0.8[deg] とする。Table 7.6.2 に定常時の制御系のゲインを示す。

Table 7.6.2 定常時における制御ゲイン

	ロール	ピッチ	ヨー
K _p [Nm/rad]	0.00076	0.00068	0.00084
K _R [Nmsec/rad]	0.06820	0.05373	0.06376
ダイナミクス誤差[deg]	0.8	0.8	0.8

wheel 分配則

本衛星では、RW 設置のスペースや冗長性の観点から 4 スキューを採用している。先に計算した姿勢制御則は各軸に対する入力を用いているが、実際は各 RW に対して制御入力しなくてはならない。そこで、wheel 分配則を用いて各軸に対する入力を各 RW に対する入力に変換する。

まず、Fig. 7.6.3 のように RW を配置し、各 RW に図のように番号を付ける。ここで $\gamma = 35.26$ [deg] である。

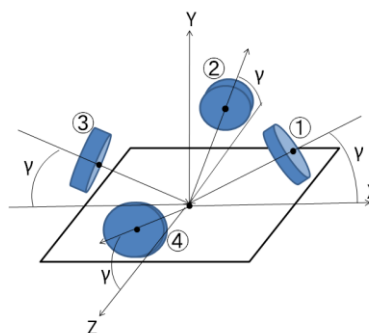


Fig. 7.6.3 wheel の配置

RW の各々が生み出す角運動量を h_1, h_2, h_3, h_4 とすると、4 台の RW が生み出す角運動量は xyz 座標では次のようになる。

$$\begin{cases} h_x = (h_1 - h_3) \cos \gamma \\ h_y = (h_1 + h_2 + h_3 + h_4) \cos \gamma \\ h_z = (-h_2 + h_4) \cos \gamma \end{cases} \quad (7.6.9)$$

$$\begin{pmatrix} h_x \\ h_y \\ h_z \end{pmatrix} = \mathbf{W} \begin{pmatrix} h_1 \\ h_2 \\ h_3 \\ h_4 \end{pmatrix} \quad \therefore \mathbf{W} = \begin{pmatrix} \cos \gamma & 0 & -\cos \gamma & 0 \\ \sin \gamma & \sin \gamma & \sin \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\cos \gamma & 0 & \cos \gamma \end{pmatrix} \quad (7.6.11)$$

ここで、行列 \mathbf{W} は逆行列を定義できないが、疑似逆行列を用いて分配則を求めることができる。疑似逆行列 \mathbf{D} は以下の式から求まる。

$$\mathbf{D} = \mathbf{W}^T (\mathbf{W}\mathbf{W}^T)^{-1} = \begin{pmatrix} \frac{1}{2\cos \gamma} & \frac{1}{4\sin \gamma} & 0 \\ 0 & \frac{1}{4\sin \gamma} & \frac{-1}{2\cos \gamma} \\ \frac{-1}{2\cos \gamma} & \frac{1}{4\sin \gamma} & 0 \\ 0 & \frac{1}{4\sin \gamma} & \frac{1}{2\cos \gamma} \end{pmatrix} \quad (7.6.12)$$

よって、各 RW の入力則は疑似逆行列 \mathbf{D} を使って以下のようになる。

$$\begin{pmatrix} \dot{h}_1 \\ \dot{h}_2 \\ \dot{h}_3 \\ \dot{h}_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\dot{h}_x}{2\cos \gamma} + \frac{\dot{h}_y}{4\sin \gamma} \\ \frac{\dot{h}_y}{4\sin \gamma} - \frac{\dot{h}_z}{2\cos \gamma} \\ -\frac{\dot{h}_x}{2\cos \gamma} + \frac{\dot{h}_y}{4\sin \gamma} \\ \frac{\dot{h}_y}{4\sin \gamma} + \frac{\dot{h}_z}{2\cos \gamma} \end{pmatrix} \quad (7.6.13)$$

Fig. 7.6.4 に各 RW の高精度制御入力則のグラフを示す。

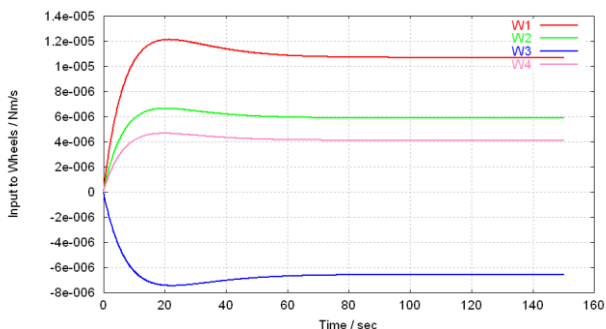


Fig. 7.6.4 各 RW の制御入力(高精度時)

7.7 姿勢制御精度

Table 7.7.1, Table 7.7.2 に各要の精度から算出したシステムの総合精度を示す。

Table 7.7.1 システム総合精度算出表(高精度時)

誤差[deg]		ロール	ピッチ	ヨー	補足
センサ誤差	バイアス誤差	0.01940	0.01940	0.01940	ST精度
	アライメント誤差	0.01000	0.01000	0.01000	配置精度
	姿勢決定誤差	0.00005	0.00854	0.00029	KFの推定誤差
ダイナミクス誤差		0.05	0.05	0.05	PD制御系より
総合姿勢精度		0.07945	0.08794	0.07969	
要求値(±)		0.10	0.10	0.10	

Table 7.7.2 システム総合精度算出表(定常時)

誤差[deg]		ロール	ピッチ	ヨー	補足
センサ誤差	バイアス誤差	0.01940	0.01940	0.01940	ST精度
	アライメント誤差	0.010	0.010	0.010	配置精度
	姿勢決定誤差	0.00005	0.00854	0.00029	KFの推定誤差
ダイナミクス誤差		0.8	0.8	0.8	PD制御系より
総合姿勢精度		0.82945	0.83794	0.82969	
要求値(±)		1.00	1.00	1.00	

以上から総合姿勢精度が要求値を満たしているため、ミッションが遂行可能なことが確認できた [10][11][12]。

8.電源系

8.1 電源系への要求

本衛星での各系からの電力要求を Table 8.1.1 に示す。

Table 8.1.1 各系からの電力要求

系	機器	個数	消費電力[W]	小計[W]
ミッション	X線冷却CCD検出器	1	23	23
	X線適用シャッター	2	2	4
	On Board Computer(Mission)	1	6	6
構体	Mini Qwknut	4	5	20
	太陽センサ	5	0	0
	恒星センサ	1	2	2
	磁気センサ	1	0.3	0.3
	GPS Receiver	1	0.8	0.8
	ジャイロ	1	1	1
	リアクションホイール	4	0.7(Max3.5)	2.8
電源	磁気トルカ	3	1	3
	電力制御器	2	1	2
C&DH	On Board Computer	1	6	6
通信	S-Band Transmitter	1	6.25	6.25
	S-Band Antenna	1	0	0
	FM Receiver	1	0.125	0.125
	FM Transmitter	1	3	3
	FM Antenna	1	0	0
	FM Helical Antenna	1	0	0
			合計[W]	80.275

8.2.電源系の構成

8.2.1.電源系の構成

本衛星の軌道は太陽同期軌道を取るため衛星の太陽電池パネルは常に太陽光を得ることができ、発生した電力は電力制御器(ECU)を通る。ミッション時のみ太陽電池とバッテリーを併用して必要電力を発電し、ミッション時以外は太陽電池のみで必要電力を補う。電源安定化方式としてはパーシャルシャント方式を採用する。また、ECU は必要電力を 2[W]とし、内部に機器中には大電流を要求するものがあるので、DC/DC コンバータを搭載する。本衛星で使用する DC/DC コンバータは航空宇宙用で耐放射線特性を強化したものを使用し、その概要を Fig. 8.2.1 及び Table 8.2.1 に示す。また、バス電圧は DC/DC コンバータの入力電圧と同じ 28[V]とした。



Fig. 8.2.1 DC/DC コンバータ [13]

Table 8.2.1 DC/DC コンバータの諸元 [13]

製造元	International Rectifier
型番	LS2805D
入力電圧[V]	28
最小入力電圧[V]	18
最大入力電圧[V]	40
出力電圧[V]	±5
出力電流[A]	±4.8
動作温度範囲[°C]	- 55〜70
質量[g]	80
寸法[mm]	38.1×58.4×10.8

Table 8.2.2 各フェーズでの動作機器と必要電力

系	機器	個数	電力[W]	衛星解放	定常	ミッション	アンローディング
ミッション	X線用冷却CCD検出器	1	23	off	off	on	off
	X線適用シャッター	2	2	off	off	on	off
	On Board Computer(Mission)	1	6	off	on	on	on
構体	Mini Qwknut	4	5	on	off	off	off
	太陽センサ	5	0	on	on	on	on
	恒星センサ	1	2	off	off	on	off
	磁気センサ	1	0.3	off	off	off	on
	GPS Receiver	1	0.8	on	on	on	on
	ジャイロ	1	1	on	on	on	on
	リアクションホイール	4	0.7(Max3.5)	on (Max)	on	on	on
姿勢制御	磁気トルカ	3	1	off	off	off	on
	電力制御器	1	2	on	on	on	on
C&DH	On Board Computer	1	6	on	on	on	on
通信	S-Band Transmitter	1	6.25	on	on	on	on
	S-Band Antenna	1	0	on	on	on	on
	FM Receiver	1	0.125	on	on	on	on
	FM Transmitter	1	7	on	on	on	on
	FM Antenna	1	0	on	on	on	on
	FM Helical Antenna	1	0	on	on	on	on
合計要求電力[W]				57.18	31.98	60.98	35.28
10%余剰[W]				62.89	35.17	67.07	38.80
時間[sec]				60	3016	2100	1000
合計要求電力量[Wh]				1.05	29.46	39.13	10.78

8.2.2 各フェーズでの必要電力

本衛星では、以下の4つのフェーズに分けて必要電力を考える。各フェーズでの動作機器と必要電力を Table 8.2.2 に示す。また、各フェーズで10%のマージンを取ることにした。

衛星解放時

衛星開放時の Mini Qwknut による太陽電池アレ

イの展開などの必要な電力は地上で充電したバッテリーから電力を供給する。

定常状態時

定常時の必要電力は 35.17[W]であり、太陽電池のみで十分に補える電力値なので太陽電池から必要電力を供給する。また、このときにバッテリーの充電も行う。

ミッション時

必要電力の大きい X 線 CCD 検出器に電力を供給する必要があり、高い姿勢精度が要求されるため、衛星に供給しなくてはならない電力は定常時の約 1.9 倍の 67.07[W]となる。よって、ミッション時には太陽電池セルとバッテリーを併用する。

アンローディング時

リアクションホイールの蓄積モーメントを外部に放散するためにリアクションホイールの電力供給しつつ、磁気センサと磁気トルカにも電力を供給する必要がある。

アンローディング時の必要電力値は 38.8[W]であり、定常時の約 1.1 倍なので太陽電池のみで十分に供給できる電力値である。

8.3 太陽電池パドルサイジング

8.3.1 太陽電池セルの選定

本衛星では太陽電池セルには発電効率の高い SPECTROLAB 社の GaInP2/GaAs/Ge のトリプルジャンクションの太陽電池セルを使用し、その諸元を Table 8.3.1 に示した。本衛星で使用するセルは発電効率が高いので、太陽電池パネルを常に太陽の方向に向けさせるため、またはパドルを展開させるための駆動装置を使用せずに必要電力を発電させることができる。

Table 8.3.1 太陽光セルの諸元[14]

製造元	SPECTROLAB社
セル構造	GaInP2/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[$\mu\text{A}/\text{cm}^2/^\circ\text{C}$]	8.8
温度変化量[mV/ $^\circ\text{C}$]	- 6.5
寸法[mm]	30×30×0.14
質量[g]	0.76

8.3.2 サイジング

Table8.3.1 に示した太陽電池セルを使い、以下太陽電池アレイ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、次式で求まる。また、本衛星のバス安定方式は非安定化バスとするためアレイとバッテリーから負荷までの電力伝達効率 γ は共に 0.9 とした。

$$P_{sa} = \frac{\left(\frac{P_m T_m}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d} + \frac{P_u T_u}{X_e} \right)}{T_d} = 51.9[\text{W}] \quad (8.3.1)$$

P_m : ミッション時増加電力[W]

P_d : 日照時電力[W]

P_u : アンローディング時増加電力[W]

T_m : ミッション時間[sec]

T_d : 日照時間[sec]

T_u : アンローディング時増加電力[W]

X_e : バッテリ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

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、

$$\begin{aligned} V_{array} &= V_{bus} \times 1.2 \\ &= 28 \times 1.2 = 33.6[\text{V}] \end{aligned} \quad (8.3.2)$$

となる。太陽電池セルは放射線の影響などで劣化するが、運用末期(EOL)でも機器の要求電力とバッテリーの充電用の電力をアレイで発電しなくてはならない。公称容量 1.15[Ah]のバッテリーを使用した場合、全電力 P_{EOL} は次のように求まる。

$$P_{EOL} = P_{sa} + \frac{1.15 \times 33.6}{T_d} = 74.66[\text{W}] \quad (8.3.3)$$

さらに、運用初期(BOL)のアレイの発電電力 P_{BOL} を求める。通常時の姿勢精度が 1.00[deg]であるので、太陽電池パネルに入る太陽光の入射角の最悪値 γ は 1.00 [deg]となる。次に、温度の影響を求める。本衛星では、太陽電池アレイの表面温度が 54.2[$^\circ\text{C}$]であり、Table 8.2.2 の諸元は 28[$^\circ\text{C}$]の時のものであるので、温度差が 26.2[$^\circ\text{C}$]であるとわかる。太陽光強度を 1350[W/m²]とすると、発電効率

の温度の影響 E_T は次のように求まる。

$$E_T = \frac{(2.333 - 0.0065 \times 26.2)(17.32 + 0.0088 \times 26.2)}{2.333 \times 17.32} = 0.94 \quad (8.3.4)$$

電力劣化率は動作電圧劣化率と動作電流劣化率の積なる。従って、運用初期のアレイの発電電力 P_{BOL} は以下のように求まる。

$$P_{BOL} = \frac{P_{EOL}}{\text{電力劣化率} \times \cos(\gamma) \times E_T} = 95.08[\text{W}] \quad (8.3.5)$$

$P_{BOL}[\text{W}]$ を発電するのに必要な太陽光セルの面積 A_{cell} は、

$$A_{cell} = \frac{P_{BOL}}{\text{太陽光強度} \times \text{セル効率}} = 0.24[\text{m}^2] \quad (8.3.6)$$

となり、 $3[\text{cm}] \times 3[\text{cm}]$ のセルの最低必要枚数は

$$\text{セルの最低枚数} = \frac{A_{cell}}{3 \times 10^{-2} \times 3 \times 10^{-2}} = 261.15 \quad (8.3.7)$$

となるので、262 枚以上必要なことがわかる。次にセルの直列数 N と並列数 P を考える。ハーネス損失 $V_{harness}$ は $1[\text{V}]$ とすると、

$$N = \frac{V_{array} + V_{harness}}{2.333} = 14.83 \quad (8.3.8)$$

$\therefore N = 15[\text{枚}]$

$$P = \frac{\text{セル枚数}}{N} = 17.47 \quad (8.3.9)$$

$\therefore P = 18[\text{枚}]$

と求まる。よってセル枚数は $15 \times 18 = 270[\text{枚}]$ となる。2 枚のアレイの寸法は各々 $325[\text{mm}] \times 400[\text{mm}]$ なので 1 枚当たり 10 枚 \times 12 枚貼る。しかし、パドル展開機構のため 1 番外側の両脇のセル貼り付け位置は、セルを貼らないようにするので、アレイ 1 枚当たり 118 枚貼る。残りの 34 枚は、衛星本体に貼ることとする。これにより、セルの必要枚数を満たすとともにハーネスの取りまわしやパネルの展開機構のためのスペースが確保できる。

8.4 バッテリサイジング

8.4.1 バッテリの選定

バッテリーは、SANYO のリチウムイオン電池を使用し、その諸元を Table 8.4.1 に示す。この電池の特徴として、高エネルギー密度であるので小型化・軽量化が可能であることやメモリ効果が起こらないことなどが挙げられる。

Table 8.4.1 リチウムイオン電池の諸元[15]

製造元	SANYO
型番	UF553450Z
公称電圧[V]	3.7
公称電流[mA/h]	1150
寸法[mm]	5.55×33.85×49.80
質量[g]	22.3

8.4.2 サイジング

Table 8.4.1 に示したバッテリーを使用しサイジングを行う。バッテリーの直列数はバス電圧が $28[\text{V}]$ であるので、以下のように求められる。

$$N_{BAT} = \frac{V_{BUS}}{3.7} = 7.57 \quad (8.4.1)$$

$\therefore N_{BAT} = 8[\text{個}]$

本衛星では運用期間が 1 年、軌道周期が約 102 分なのでバッテリーは 5030 回の充放電を繰り返す。よって、本衛星では DOD を 25% とすると、バッテリー全体での必要公称電流 C_r を以下のように求められる。

$$C_r = \frac{P_m T_m}{V_{bus} \times \text{DOD} \times X_c} = 2.95[\text{Ah}] \quad (8.4.2)$$

これより、バッテリーの並列数 P_{BAT} は

$$P_{BAT} = \frac{C_r}{1.15} = 2.57 \quad (8.4.3)$$

$\therefore P_{BAT} = 3[\text{個}]$

となり、必要なバッテリーの個数は 8 直列 3 並列で 24 個となる。

9.C&DH (Command & Data Handling) 系

9.1 C&DH 系への要求

本衛星の場合 C&DH 系に要求される機能を挙げると、

- ① H.K.データ (House Keeping Data), コマンドなどのデータ処理
- ② 各種データや地上からのコマンドに応じた衛星搭載機器の制御
- ③ ミッション中のミッション機器の操作及びミッションデータの処理

の 3 つに絞られる。これをもとに各仕様を決定していく。

また、ミッション中はより高度な姿勢制御だけでなく CCD やシャッターの操作、画像の処理など複雑な動作が要される。加えてその際扱う画像データ量はかなりの量となるため、1つの CPU で処理させようとするともミッション時の CPU 負荷はかなりのものとなると推測される。ある程度地上からのコマンドにもリアルタイム性を持たせるためには、通信系などにも十分なリソースを空けておきたい。

そこで本衛星では衛星の安定した動作のため、全体的な制御を行うメインの On Board Computer (OBC) とは別にミッション用のコンピュータ (OBC-M) も搭載する。

9.2 C&DH 系の機能

9.2.1 OBC

C&DH 系の機能として、まずはメインとなる OBC で行われる処理について述べる。

H.K.データの処理

地上局より衛星の状態を把握するため、H.K.データを収集し保存、及び地上局へ送信可能な状態に変換する。

Table 9.2.1 に示すように本衛星のテレメトリの項目は 62 項目となる。このうち Bi-Level データは 1 つ 1[bit]より 8 つで 1[byte]とし、他形式データは 1 つで 1[byte]であることから、テレメトリ全項目の容量は 50[byte]と推測できる。また、それ

らの H.K.データを毎秒とるのは通信能力から見て難しいため、データ解析に必要なレベルと通信能力双方を鑑みてサンプリングレートを 0.25[Hz](4 秒に 1 回)とした。

これらの H.K.データは通信が不可能な時は保存され、通信可能時にまとめて地上局へ送信されることになる。通信時間が最短(2669[sec])の場合に 1 日で保存されるデータ容量は以下で求められる。

$$\begin{aligned}
 & \text{[1 日に保存される H.K.データ量]} \\
 & = \text{[テレメトリ容量]} \times \text{[サンプリングレート]} \\
 & \quad \times \text{[1 日の不通時間]}
 \end{aligned}$$

本衛星における各値を用いて計算すると、
 $50[\text{byte}] \times 0.25[\text{Hz}] \times (24[\text{h}] \times 60[\text{min}] \times 60[\text{sec}] - 2669[\text{sec}]) \cong 1.00[\text{MB}]$

また、OBC にはこれを保存するに十分な容量のメモリを搭載しなければならない。H.K.データは衛星が正常に動作していないときほど重要なので、1ヶ月分の余裕が持てる 32[MB]のメモリを採用する。

Table 9.2.1 テレメトリ項目

	PA	AA	SD	Bi(PB/AB)
ミッション	1	0	3	2
C&DH	4	2	3	0
電源	3	2	1	0
通信	4	2	1	2
姿勢制御	7	0	15	10
合計	19	6	23	14

全テレメトリ	62
--------	----

コマンド処理

OBC は地上局から送られた制御コマンドデータを復調し、随時各機器へ送信する必要がある。またその際、命令の内容に応じてコマンドの優先順位を入れ替え、可能な限りリアルタイム性を確保しなければならない。そこで、RTOS (Real Time Operating System) を実装するとそれらの操作が行いやすく、各種機器との接続もドライバの使用で楽になるため衛星本体の開発も楽になると推測される。

操作をしやすくするという目的のためには身

近な OS の方が良い。そこで本衛星には、パソコンでは圧倒的なシェアを持ち組み込み機器でもシェアを伸ばしつつある Linux を採用する。

衛星搭載機器の制御

センサなどから得られた各種データやコマンドデータに基づいて、各種搭載機器を操作する。これには姿勢制御機器や電源系機器、通信機器や OBC-M などが含まれる。

姿勢制御系としては各モードに合わせた姿勢精度を実現するために各種演算、出力を行う。電源系に関しては、衛星内の電力供給状態をモニタし、バッテリーに蓄えた電力が安全基準以下となった場合、必要最低限の電力供給のみを残した Power Save モードへ移行させるなどの対応を行う。通信可能時には H.K.データやミッションデータの送信、コマンドデータの受信を制御する。

また、本衛星は高度 1000[km]以上で Mission モードとするので、OBC は常に GPS と連動し本衛星の高度が 1000[km]を上回った段階で OBC-M に Mission モードの開始コマンドを、1000[km]以下になった段階で終了コマンドを送る。

9.2.2 OBC-M

次に OBC-M で行われる処理について述べる。

ミッション機器の操作

OBC より Mission モード開始コマンドを受けると、OBC-M は定常モードから Mission モードへと移行する。CCD を起動し、5 分間隔でシャッターを開いて撮影し始める。このときの撮影された画像では入射した X 線量が画像の明るさで表わされる。そこで各画像の明るさを数値化し、基準値と比較することで太陽フレアが起きているか推測することが可能となる。

本衛星のミッションは、これらの動作によって太陽フレアが発生していることが推測された時点から開始されることにする。なお、この際に使用した画像は保存する必要はない。

ミッションが開始されると、太陽フレアが終息した画像が撮影されるか Mission モードが終了す

るまで、「1 度に連続で 2 回ずつの撮影を、40 秒間隔で断続的に行う」という動作を繰り返す。この時撮影した画像の露光が適正でない場合などはシャッタースピードなどをコマンドで変更することも可能とする。

撮影画像の保存

ミッション時に CCD で撮影する画像のサイズは 2048×2048[pixel²], データ深度は 16[bit]とした。これを JPEG 形式で 50%に圧縮し、1 枚当たりの容量は 4[MB]とする。OBC-M は CCD から送られてきた画像を一時的に保存し、通信可能時に OBC を経由して地上局へ送信することになる。

ここで、一時的に保存されるミッションデータ容量の最大値を見積もる。なおデータ容量が最大になるときは、Mission モードの間常に撮影を行った場合である。Mission モードを行う高度 1000[km]の状態となる期間を全行程の約 3 分の 1 とする。本衛星の軌道は 1 周期 6116[sec]であるため、1 周で得られる最大のデータ容量は

$$6116[\text{sec}] \times \frac{1}{3} \times \frac{1}{40[\text{sec}]} \times 2[\text{枚}] \times 4[\text{MB}] \cong 408[\text{MB}]$$

となる。

本衛星は 1 日に約 14 周する中で通信回数は 4 ~5 回程度なので、4 周分のデータが保存できれば十分だと考えられる。ある程度の余裕も考慮して、OBC-M には外部メモリとして 2[GB]のメモリを搭載する。

また万が一搭載メモリ以上のデータを記録する必要が出た場合のために、空きメモリ容量が少なくなった際に撮影した画像が有効なものかどうか解析して有効性の低いものなどを削除できるソフトウェアを実装しておく。

9.3 システム構成

9.3.1 OBC 及び OBC-M

本衛星はミッションにおける複雑な操作や供給電力、搭載機器などの状況を鑑みて OBC 及び OBC-M の CPU 部分には高性能かつ省電力、省スペースが期待できる FPGA(Field Programmable

Gate Array)を用いる。FPGA は現在宇宙関係技術者からも非常に注目されている技術であり、実際に打ち上げられた宇宙機にも数多く使われている。また、民生品でも宇宙利用を目的として耐放射線性を強化したものが出てきている。本衛星ではそのような民生品を利用することでコストを抑えつつ高い耐放射線性を実現する。

機器構成としてはメインとなる OBC には Flash-FPGA を、OBC-M には SRAM-FPGA を搭載する。OBC-M のコンフィギュレーションを OBC でコントロール可能にしておけば SRAM-FPGA の Reconfigure(再構成)によりミッションに高い柔軟性を持たせることができる。これを応用すれば、ミッションにおける撮影時間やタイミングなどの細かい変更から、使用機器による制限はあるが回路構成自体を大幅に変えてミッション内容自体を変更することも可能である。

それぞれの FPGA 素子には、Flash-FPGA に強い Actel 社の ProASIC 3E および SRAM-FPGA に強い Xilinx 社の Virtex-5Q を採用。なお、冗長系としてそれぞれの FPGA 内部にはソフトコア CPU を含めた回路を 3 重に実装する。

OBC, OBC-M に搭載するプロセッサの諸元を Table 9.3.1 と Table 9.3.2 に示す。

Table 9.3.1 OBC プロセッサ諸元

FPGA	Actel RT ProASIC3
実装CPU	Cortex-M1
クロック周波数 [MHz]	80
DMIPS	64
RAM [MB]	32
OS	Linux
外部メモリ [MB]	32

Table 9.3.2 OBC-M プロセッサ諸元

FPGA	Xilinx Virtex-5Q
実装CPU	Power PC 405
クロック周波数 [MHz]	150
DMIPS	200
RAM [MB]	64
OS	Linux
外部メモリ [GB]	2

9.3.2 搭載メモリ

前述のように本衛星には H.K.データとミッションデータを保存するため OBC 及び OBC-M に外部メモリを搭載する。OBC には 32[MB] の Flash-ROM, OBC-M には 2[GB] の SD カードを用いる。なお、それぞれ冗長系として 3 つずつ搭載する。

9.4 放射線対策

C&DH 系はほとんどの部分が電子部品で構成されているが、様々な放射線が存在する軌道上ではそれらが誤作動や永久損傷を起こす可能性がある。そのため、放射線による影響をシングルイベント、トータルドーズの二種類に分けてそれぞれに対策を施す。

9.4.1 シングルイベント対策

シングルイベントとは陽子や重イオンの 1 粒が電子部品に入射することで、デジタルデータが Bit-flip を起こす(Up-set), または過電流が発生(Latch-up)することで起きる突発的なエラーである。

SEU (Single Event Upset) 対策

SEU 対策として本衛星では CPU 内部 3 重回路及びメモリ 3 重冗長による多数決方式を採用する。これにより SEU で破損したデータを破棄し、有用なデータを残せる確率が高まる。また、FPGA 自身のリードバック機能によってもいくらかエラーを回避することが可能である。

SEL (Single Event Latch-up) 対策

Latch up 対策としては、OBC 及び OBC-M 回路内の電力量を常にモニタしておき、安全基準を超えた電流を検知したら自律的にシステムリセットが可能ないようにしておく。特にシャッターに近く入射量が多いと思われる OBC-M の場合はリセット時に再びコンフィギュレーションをリロードすることでより高い耐性を持たせる。

9.4.2 トータルドーズ対策

トータルドーズとは機器内に入射した放射線による電離などの影響が時間とともに蓄積し、機器を劣化させる現象である。これの対策には FPGA とメモリに耐放射線性の高い部品を用い、機器の周囲をアルミ板で防御することで対応する。厚みに関しては、各軌道において1年間で受ける Total Dose レベルとアルミのシールド厚との関係を示したモデルである SHIELDDOSE-2 を参考に、OBC は 3[mm]、OBC-M には 1[mm]のアルミ板を使用する。

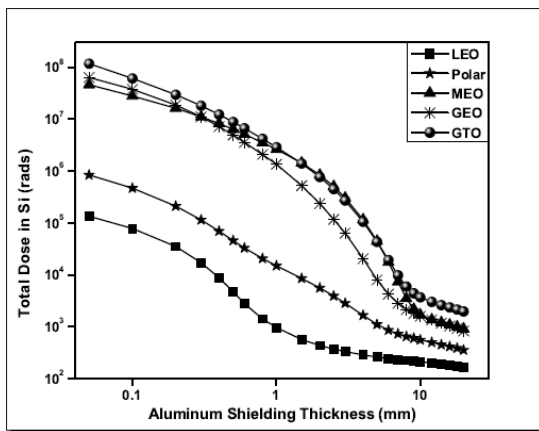


Fig. 9.4.1 SHEILDDOSE-2 による

トータルドーズレベルとアルミ厚の関係[16]

10.通信系

10.1 通信系の機能

本衛星において通信系へ要求される機能は以下の2つである。

- ① 地上局から送られるコマンドデータの受信
- ② ミッションデータおよび H.K.データの地上局への送信

以上から、各容量や通信時間などを考慮してそれぞれの通信方法などを決定する。

10.2 軌道計算

STK を用いて本衛星の通信状況の計算を行った。地上局を首都大日野キャンパスに設置されているアンテナとすると、地上局の緯度・経度は Table 10.2.1 のようになる。また、本衛星の軌道は

太陽同期準回帰軌道であり軌道要素は Table 10.2.2 のようになっているのでこれを用いて軌道上の通信時間を求める。

STK による計算結果より、本衛星で想定される通信可能時間および最短、最長通信距離を Table 10.2.3 に示す。

Table 10.2.1 地上局の位置

緯度	北緯	35度39分41秒
経度	東経	139度22分3秒

Table 10.2.2 『FLARE』軌道要素

遠地点距離 (Apogee Altitude)	km	1200
近地点高度 (Perigee Altitude)	km	500
傾斜角 (Inclination)	deg	98.7743
近地点引数 (Argument of Perigee)	deg	215.66
昇交点赤経 (RAAN)	deg	292.6688
真近点離角 (True Anomaly)	deg	0

Table 10.2.3 通信状況

最大通信距離	3559.630661
最短通信距離	567.814395
一日最短通信可能時間[sec]	2669.053
一日平均通信可能時間[sec]	2979.769571

10.3 通信形態の検討

10.3.1 通信方式

地上局との通信を行う際の通信方式および機器を決定する。本衛星の場合、H.K.データの容量はそこまで多くないと考えられるが、ミッションでは相当量の画像が得られるため、それを地上へ送信するのに十分な通信速度が必要となる。よって本衛星には通常のアマチュア無線（以下、AMA-band とする。）よりも速い通信速度を持ち、衛星通信などで既に多数利用されている S-band(2〜4[GHz]帯)を採用した。しかし、S-band は AMA-band と比べてかなりの電力を必要とするため、十分な発電が行われないなどの緊急時には使用できない可能性がある。そのため、H.K.データやコマンドデータの送受信用に S-band とは別に AMA-band を用意することにした。

なお、AMA-band を用いる通信はアマチュア無線家、地上ネットワークなどの協力も可能だと思われるが、ミッション内容から特に必要としないため今回の設計では記述を省略する。

10.3.2 搭載機器

通信系の搭載機器は基本的に各バンドそれぞれのアンテナと送受信機である。S-band アンテナ及び S-band 送信機には、衛星向けに製作され、機能も十分な SSTL 製のものを採用する。また、AMA-band の送受信機には東京大学製作「PRISM」などの小型衛星で実証された西無線研究所製の FM 送信機と FM 受信機を組み合わせる。アンテナは周波数にあわせて送信用、受信用それぞれヘリカルアンテナを自作する。

それぞれの諸元を Table 10.3.1, Fig. 10.3.1~3 に示す。

なお、通信可能範囲を考慮してアンテナはそれぞれ 2 個ずつ、送受信機も冗長系として 2 個ずつ搭載する。その際アンテナが AMA-band, S-band とともに 2 つずつあるので、送受信信号を分岐及び統合させるカプラが必要となる (ACPL, SCPL)。また、AMA-band 送受信機は受信機および送信機、データフローの方向を切り替えるダイプレクサより構成される。

Table 10.3.1 各通信機器諸元

機器名	略称	消費電力[W]	サイズ[mm]	質量[g]	個数
S-Band Transmitter	STX	6.25	190×135×22	420	2
S-Band Antenna	SANT		82×82×20	80	2
FM Transceiver	ATRX	7.125	100×50×25	90	2
FM Helical Antenna	AANT		φ19×71.8(支柱41.8)	42	2

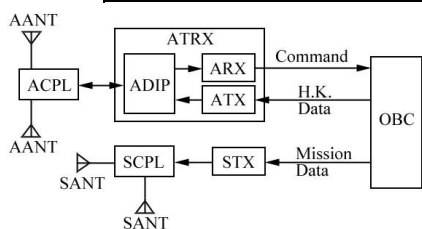


Fig. 10.3.1 通信機器構成

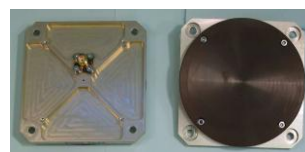


Fig. 10.3.2 S-band 送信機, 及びパッチアンテナ



Fig. 10.3.3 FM 送受信機, ヘリカルアンテナ(イメージ)

10.3.3 変調方式

地上と衛星間で無線通信する場合、様々な外乱に対抗するに最適な変調を施す必要がある。

今回は衛星通信において実績があり、使用例の多いものを採用した。S-band 通信の変調方式には伝送効率及び周波数利用率の高い QPSK, H.K.データの送信には 430[MHz]帯, 9600[bps]の GMSK, コマンドデータの通信には 144[MHz]帯, 1200[bps]の AFSK を採用する。特に AMA-band に使用する形式は数々の超小型衛星などにも利用されるなど、現時点でかなりの実績があるため、最も確実だと思われる形式である。

10.4 通信要求

次に通信系に要求される伝送データ量を各回線に分けて見積もる。

10.4.1 S-band 送信

S-band では 1 日分のミッションデータを 1 日で送れるようにしたい。そこで、1 日で保存されるミッションデータと 1 日の通信可能時間を用いて伝送レートを決定する。

まず、極大期において太陽フレアの発生頻度は 1 日平均 5~6 回程度と推定できる。また、太陽フレアの継続時間は一回につき約 10 分~1 時間程度、平均すると約 11 分程度となる。これより、1 日

24h に起きる太陽フレアの継続時間は平均 1 時間程度として考える。Mission モードとなる期間を全行程の約 3 分の 1 とすれば、1 日の間に太陽フレアを撮影できると見込める平均時間は、

$$24[h] \times \frac{1}{3} \times \frac{1[h]}{24[h]} = \frac{1}{3}[h] = 20[\text{min}]$$

と推定できる。『FLARE』では 40[sec]おきに 2 枚ずつ断続的に撮影するため、撮影画像は 1 日平均

$$20[\text{min}] \times \frac{1}{40[\text{sec}]} \times 2[\text{枚}] = 60[\text{枚}]$$

と見込める。また、撮影される画像のサイズは 2048pixel 平方で、データ深度は 16[bit]。圧縮率は 50%なので 1 枚辺りの容量は 4[MB]であるので、1 日に得られるデータ容量の平均は、

$$60[\text{枚}] \times 4[\text{MB}] = 240[\text{MB}]$$

これを 1 日で送信する場合、通信可能最短時間を用いて要求伝送レートを求めれば、

$$240[\text{MB}] \div 2669[\text{sec}] \cong 7.37 \times 10^5 [\text{bps}]$$

となる。余裕を持って S-band の伝送レートを $8.0 \times 10^5 [\text{bps}]$ と設定する。

10.4.2 AMA-band 送信

AMA-band 送信では 1 日に 1 日分の H.K. データを地上局へと送る必要がある。H.K. データには実時間のデータと通信可能時間以外に保存されたデータとが含まれる。

本衛星のテレメトリは 50[byte]であるため、通信方式に宇宙での実証例が豊富な CCSDS を採用した場合 1CADU(2048[bit]=196[byte]) で十分送信可能である。また、サンプリングレートを解析に十分な 0.25[Hz](4 秒に一回)と設定すると実時間送信ビットレートは

$$2048[\text{bit}] \times 0.25[\text{Hz}] = 512[\text{bps}]$$

である。また、保存されているデータは 1 日 1[MB]であるので再生データレートは 1 日の最短通信時間 2669[sec]の半分で送信を行うとすれば、

$$\frac{1.00[\text{MB}] \times 1024^2 \times 8}{2669[\text{sec}] \times 50\%} \cong 6274[\text{bps}]$$

よって、AMA-band 送信の要求ビットレートは

合計して 6786[bps]である。これは可能伝送レートの 9600[bps]を十分満たす。

10.4.3 AMA-band 受信

AMA-band 受信では地上局より送られたコマンドデータを受信する。コマンドデータは応答の速さが重要であるため、1 可視で受信完了することを目標とする。本衛星のコマンド項目は 50 程度と考えられるが余裕を見て 60 項目として計算する。これを 1 可視の 3 割で受信すると考えれば、コマンド伝送要求ビットレートは、

$$\frac{60 \times 256[\text{bit}]}{47.30 \times 30\%} = 1082.54[\text{bps}]$$

となり、可能伝送レートの 1200[bps]を満たす。

10.5 回線設計

前述の通りの設定で回線設計を行った結果を Table 10.5.1 に示す。

Table 10.5.1 『FLARE』回線設計

項目	単位	AMA-band		S-band
		UP LINK	DOWN LINK	DOWN LINK
項目		COMMAND	HK	MISSION
周波数	MHz	144.00	438.00	2250.00
波長	m	2.08	0.68	0.13
送信アンテナ	-	HINO	SATELLITE	SATELLITE
送信EIRP	dBW	22.19	3.77	-0.98
送信機出力電力	dBW	10.00	4.77	-3.98
送信側給電損失	dBW	1.00	0.00	0.00
送信アンテナ利得	dBi	13.19	-1.00	3.00
送信側ポインティング損失	dB	0.00	0.00	0.00
電力分配損失	dB	0.00	0.00	0.00
自由空間損失	dB	146.65	156.31	170.52
通信距離	km	3559.63	3559.63	3559.63
偏波損失	dB	0.00	0.00	0.00
大気吸収損失	dB	0.28	0.28	0.28
降雨損失	dB	0.00	0.00	0.00
各種損失	dB	0.00	0.00	0.00
受信アンテナ	-	SATELLITE	HINO	HINO
受信GT	dB/K	-31.50	1.85	16.07
受信アンテナ利得	dBi	-1.00	22.85	37.07
受信側給電損失	dB	1.00	0.00	0.00
受信側ポインティング損失	dB	3.00	0.00	0.00
システム雑音温度	dBK	26.50	21.00	21.00
受信C/N ₀	dBHz	72.37	77.64	72.89

変調方式	-	FM/AFSK	FM/GMSK	QPSK
要求E _b /N ₀	dB	10.50	9.60	9.60
ハードウェア劣化量	dB	2.50	2.50	2.50
符号化利得	dB	3.00	3.00	5.20
ビットレート	dBHz	30.79	39.82	58.78
変調損失	dB	3.50	3.50	4.00
要求C/N ₀	dBHz	44.29	52.42	69.68
回線マージン	dB	28.08	25.22	3.21
PF(D(EL=5deg))	dBW/m ²	-	-	-168.76
PF(D(EL=90deg))	dBW/m ²	-	-	-152.82

まとめ

今回提案した衛星は、超小型衛星で偏光分光観測を行い、太陽表面の粒子速度分布を求めるのが目的である。この観測結果を用いることで太陽モデルを改良し、宇宙天気予報に役立てることができる。

最後に、この衛星を設計する上でご指導いただいた日本原子力研究開発機構・岩前 敦様、青山学院大学理工学部・菅原佳城助教に感謝いたします。また、参加登録人数の関係上、登録できなかった学部3年生にもこの場を借りて感謝をいたします。

Appendix として、光の強度比から粒子の速度分布を求める PACR モデルの紹介と、本衛星の構成機器一覧 Table A を示す。

バスシステム部参考資料

- [1] 衛星設計コンテスト技術資料
- [2] 小林繁夫, “航空機構造力学”, 丸善
- [3] 昭和飛行機株式会社
<http://www.showa-aircraft.co.jp/>
- [4] 萩原慎二, “高熱伝導性 CFRP を用いた放熱部材の実験的評価”,
- [5] STARSYS RESEARCH CORPORATION
<http://www.starsys.com/>
- [6] AeroAstro, Inc
<http://www.aeroastro.com/>
- [7] 株式会社ティンバーテック
<http://www.timber.co.jp/>
- [8] Surrey Satellite Technology Ltd (SSTL)
<http://www.sstl.co.uk/>
- [9] Satellite services LTD
<http://www.satserv.co.uk/>
- [10] 茂原正道, 鳥山芳夫, “衛星設計入門”, 培風館, 2002
- [11] 姿勢制御研究委員会編“人工衛星の力学と制御ハンドブック”培風館
- [12] 室津義定“宇宙航行力学”共立出版株式会社

[13] International Rectifier,
<http://www.irf.com/indexsw.html>

[14] SPECTROLAB,
<http://www.spectrolab.com/>

[15] 三洋電機株式会社,
<http://jp.sanyo.com/>

[16] S.W. Samwel, A.A. Hady, J.S. Mikhail, Makram Ibrahim and Y.S.Hanna “Studying the Total Ionizing Dose and Displacement Damage Dose effects for various orbital trajectories”, First Middle East and Africa IAU-Regional Meeting Proceedings MEARIM No. 1, 2008

APPENDIX

A-1. PACR モデル

非等方な場にある粒子からの発光線は一般に偏光する。従ってこの偏光状態を観測すれば、その場における何らかの非等方性を実験的に求めることが出来る。本ミッションにおける非等方な場とは、太陽周辺にある電子及び陽子の速度分布が熱平衡状態から外れている、即ちそれらの速度分布がマクスウェル分布から外れており、そのような電子や陽子の衝突によって太陽周辺に存在する粒子が非等方的な励起を呈し、その後の脱励起過程においてその粒子からの発光線は偏光する。この偏光を観測することで、電子や陽子の速度分布を求めることが出来る。実験的に求めた偏光状態と、速度分布の非等方性とを結び付けるものが、Population Alignment Collisional Radiative (PACR) モデルである。

ここでポピュレーション (population) とは粒子の集団について、ある励起準位にある粒子の割合を表すと言える。ポピュレーションの分布について、ある準位間における衝突及び輻射による励起と脱励起の速度係数からこれを記述して求めるものが、以前より使われてきた Collisional Radiative (衝突輻射) モデル、又は PCR モデルであり、例えば電子衝突励起と自然放出脱励起のみ

を 2 準位間でのみ考えれば、準位 p 及び q のポピュレーションを $n(p)$ 及び $n(q)$ 、電子衝突による励起の速度係数を $C(p, q)$ 、自然放出確率を $A(q)$ 、電子密度を n_e とすれば、次のような時間発展を表す連立微分方程式が記述出来る。

$$\begin{aligned} \frac{d}{dx} n(p) &= A(q)n(q) - C(p, q)n(p)n_e \\ \frac{d}{dx} n(q) &= C(p, q)n(p)n_e - A(q)n(q) \end{aligned} \quad (1)$$

PACR モデルでは更に、ある準位についてその磁気副準位まで記述したものであり、磁気副準位間のポピュレーションの偏りをアライメント (alignment) と言う。ここで、絶対値が等しく符号の異なる磁気副準位のポピュレーションの偏り (オリエンテーション (orientation)) は無いものとする。これは太陽から飛び出す方向に量子化軸を取った場合、その量子化軸に垂直な方向には対称性がある、即ち回転対称性があることに通じる。

今、速度と方向に依存する電子又は陽子の速度分布関数 $f(v, \theta)$ について、回転対称性を考慮して K 次の Legendre 多項式 $P_K(\cos \theta)$ を用いて展開すると、次のようになる。

$$f(v, \theta) = \sum_K f_K(v) P_K(\cos \theta) \quad (2)$$

これを全方位で積分すると、

$$\begin{aligned} \int_0^\pi f(v, \theta) P_K(\cos \theta) \sin \theta d\theta = \\ f_K(v) \int_{-1}^1 P_K(x) P_K(x) dx = \frac{2}{2K+1} f_K(v) \end{aligned} \quad (3)$$

これより、ポピュレーション及びアライメントについて、その電子又は陽子の衝突による遷移の速度係数は次のように求まる。

$$C^{kk'} = \int_0^\infty f_K(v) \sigma_q(kk') v^3 dv \quad (4)$$

ここで $C^{kk'}$ は $k' \rightarrow k$ への遷移を表す速度係数であり、 $k=0, 2$ の値を取る。0 はポピュレーションを、2 はアライメントを表すので、例えば C^{20} はポピュレーションからアライメントが生成される速度係数を意味する。又、衝突断面積 $\sigma_q(kk')$ につい

ては、例えば C^{20} に関しては、

$$\sigma_0(20) = (2F'+1)^{-\frac{1}{2}} \sum_{MM'} (-)^{F-M} \langle FFM-M | 20 \rangle Q_{\alpha FM, \alpha FM'}$$

ここで $Q_{\alpha FM, \alpha FM'}$ は回転対称性がある場合の磁気副準位 $\alpha' F' M'$ から αFM への励起断面積、 F はゼーマン多重項の全角運動量量子数、 M はその量子化軸成分、 α はそれ以外の量子数を総称したものである。

A-2. 速度分布関数の求め方

前節のように電子又は陽子の速度分布関数を適宜定義した後、PACR モデルにて磁気副準位までを考慮して、式(1)のようにポピュレーションとアライメントに関する時間発展の連立微分方程式を記述し、これを求めることで粒子のある励起状態のポピュレーションとアライメント a_L を求めることが出来る。

ところである粒子の励起準位におけるアライメントは、その準位からの発光線について、量子化軸に沿う方向とそれに垂直な方向の偏光成分である π 光と σ 光の強度 I_π 及び I_σ を用いて、次式のように実験的に求められる。

$$a_L = \frac{I_\pi - I_\sigma}{I_\pi + 2I_\sigma}$$

以上より、電子又は陽子の速度分布関数を適宜定義して PACR モデルから求めたアライメントが、偏光観測から求めたアライメントに一致するとき、その粒子を取り巻く電子又は速度分布が決定出来ることになる。逆に言えば、偏光観測結果を再現するように速度分布関数の定義を試行錯誤する。

この方法は 1995 年頃に確立された新しい手法であり、これまでに核融合分野で発展して来たものである。今回、この新しい手法を初めて宇宙分野に適用することには、太陽観測や宇宙工学だけではなく、偏光分光分野の発展についても大きな意義がある。

太陽偏光分光観測衛星『FLARE』

Table A 構成機器一覧

搭載機器	略称	数量	機械的JIF		電氣的JIF			熱的JIF		備考	
			寸法(mm)	単体質量[g]	合算質量[kg]	定常消費電力[W]	最大消費電力[W]	動作電圧[V]	動作温度範囲[℃]		Max
ミッション系											
X線用冷却CCD検出器	CCD	1	100 × 145 × 62	1000	1.00	-	23	5	0	30	ANDOR製 DXシリーズ (株)ラドデバイス Se薄膜 UNIBLITZ製 XRS5 SHUTTER
軟X線用フィルター		2	φ42.20 × 10	200	0.40	-	-	-	-	-	
X線用シャッター		2	φ79.00 × 26.8	210	0.42	-	2	-	0	80	
結晶分光器		2	50 × 13 × 30	50	0.10	-	-	-	-	-	
On Board Computer-Mission Mission 固定具など	OBC-M	1	90 × 100 × 40	6000	6.00	-	-	-	-30	70	Xilinx Virtex-5Q
			小計		8.02						
姿勢制御系											
リアクションホイール	RW	4	φ100 × 90	960	3.84	0.7	-	-	-20	50	SURREY SATELLITE TECHNOLOGY製 Microwave IJSP-M 自作
リアクションホイール固定具	RWM	4		660	2.64	-	-	-	-	-	
恒星センサ	ST	1	60 × 76.2 × 76.2	375	0.38	-	2	-	-20	55	AeroAstro製 Miniature Star tracker
GPS Receiver	GPSR	1	70 × 45 × 10	20	0.02	-	0.8	5	0	50	SURREY SATELLITE TECHNOLOGY製 SGR-05U Magnetometer
磁気センサ	MS	1	85 × 35 × 32	140	0.14	-	0.3	10	-20	50	SURREY SATELLITE TECHNOLOGY製 Magnetometer
精密太陽センサ	MSS	1	φ34.90 × 24.3	36	0.04	-	-	-	-40	93	AeroAstro製 Medium Sun Sensors
広角太陽センサ	CSS	4	φ22.86 × 8.99	10	0.04	-	0	-	-40	93	AeroAstro製 Coarse Sun Sensors
磁気トルカ	MTQ	3	130 × 40 × 30	500	1.50	-	1	5	-35	75	SATELLITE SERVICES LTD製 Magnetorquer Rod
ジャイロ	FOG	3	88.9 × 58.4 × 33	270	0.81	-	-	5	-30	60	株式会社ライオンパンテック製 DSP-3000
			小計		9.40						
電源系											
太陽電池セル	SA	270	40 × 40 × 1	0.084	0.02	-	-	-	15	75	SPECTROLAB製
バッテリー	BAT	24	33.85 × 49.8 × 5.55	80	1.92	-	-	-	0	40	SANYO製 リチウムイオンバッテリー UF553450Z 8直列3並列
電力制御器	ECU	1	90 × 90 × 55	400	0.40	-	2	5	-55	70	International Rectifier製DCDCコンバータ (LS2805D)内蔵
			小計		2.34						
通信系											
S-Band Transmitter	STX	2	100 × 100 × 40	420	0.84	-	6.25	28	-20	50	SSTL製
S-Band Patch Antenna	SANT	2	φ82 × 20	80	0.16	-	-	-	-20	50	SSTL製
FM Transceiver	ATRX	2	100 × 50 × 25	90	0.18	-	-	-	-30	60	西無線研究所製を改造
FM Receiver		1	60 × 50 × 10.5	44	0.04	-	0.125	5	-	-	西無線研究所製を改造
FM Transmitter		1	100 × 31.2 × 10.5	44	0.04	-	3	5	-	-	西無線研究所製を改造
FM Diplexer		1	-	-	-	-	-	-	-	-	西無線研究所製を改造
FM Helical Antenna	AANT	2	φ19 × 71.8	42	0.08	-	-	-	-30	60	自作
			小計		1.26						
C&DH系											
On Board Computer	OBC	1	90 × 100 × 40	100	0.10	-	6	5	-30	70	Acue製 RT ProASIC3E
			小計		0.10						
熱制御系											
Optical Solar Reflector	OSR	-	-	128	0.13	-	-	-	-	-	JDSU製 Thermal Control Mirrors
白色ペイント		-	-	56	0.06	-	-	-	-	-	ITRI S-13GP/LO-1
黒色ペイント		-	-	88.16	0.09	-	-	-	-	-	Hughson Chemical製 Chemiglaze Z306
ヒートパイプ	HP	2	5 × 2 × 25	11	0.02	-	-	-	-	-	株式会社フジクラ製
			小計		0.27						
機体系											
外部パネル (上面) -スキン材		2	400 × 400 × 1	448	0.90	-	-	-	-	-	AI 2024-T3
外部パネル (上面) -コア材		1	400 × 400 × 8	165	0.17	-	-	-	-	-	昭和飛行機工業株式会社製 AI 315-5052-.003
外部パネル (下面) -スキン材		2	400 × 400 × 1	432	0.86	-	-	-	-	-	AI 2024-T3
外部パネル (下面) -コア材		1	400 × 400 × 13	268.32	0.27	-	-	-	-	-	昭和飛行機工業株式会社製 AI 315-5052-.003
外部パネル (側面) -スキン材		8	390 × 380 × 1	315	3.32	-	-	-	-	-	AI 2024-T3
外部パネル (側面) -コア材		4	390 × 380 × 8	153	0.61	-	-	-	-	-	昭和飛行機工業株式会社製 AI 315-5052-.003
井桁 -スキン材		8	290 × 380 × 1	309	2.47	-	-	-	-	-	AI 2024-T3
井桁 -コア材		4	290 × 380 × 8	114	0.46	-	-	-	-	-	昭和飛行機工業株式会社製 AI 315-5052-.003
バドル		2	400 × 325 × 5	1064.05	2.13	-	-	-	-	-	CFRP
分機部		1	(φ315 - φ275) × 30	1950	1.95	-	0	-	-	60	AI 7075-T6
配線		-	-	1000	1.00	-	-	-	-	-	-
構造マージン		-	-	小計	18.13	-	-	-	-	-	-
			全重量		39.53						