

テーマ名：立体編隊飛行衛星「TETRA」

1. ミッション目的・意義

1.1 背景

現在、複数台の衛星を協調させたミッションが数多く提案されている。特に、衛星5機での編隊飛行を行い宇宙プラズマの立体観測を目的としたISASの「SCOPE」(Fig.1.1.1)[1]、衛星4機による地球周辺の磁場・粒子の立体観測を目的としたESAの「Cluster-II」(Fig.1.1.2) [2]など立体編隊飛行を行い観測することが求められているミッションがある。

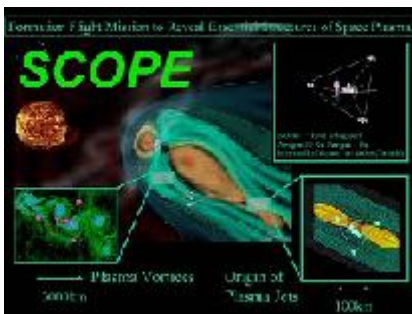


Fig.1.1.1 SCOPE



Fig.1.1.2 Cluster-II

1機の衛星での単独飛行に比べ、複数衛星によって協調動作を行うことには以下のような利点がある。

- 衛星のサイズという物理的な制約のため実現が困難な巨大衛星を編隊飛行することで模擬できる。
- 衛星の機能を分散しリスクを低減させることができる。

特に、サイズや重量の制限が厳しい小型衛星ではこれらの利点は大きくなる。

複数衛星での協調動作には編隊飛行技術の確立が不可欠であり、編隊維持方法が大きな課題となっている。そこで、編隊維持に主にスラスタを継続的に用いる方法が考えられている。しかし、この方法を小型衛星で用いようとする場合、推進剤の搭載量が少ないため、極端に衛星寿命の短い衛星となり、本来のミッションが行えない可能性が

ある。そのため、推進剤の消費量を低減させる手段としてテザー連結型スピフォーメーションフライングが提案されている。これは、テザーで連結された複数衛星を全衛星の質量中心周りに回転させ、遠心力とテザーの張力を用いスラスタの消費量を抑えようとするものである。

1.2 目的

テザー連結型スピフォーメーションフライングではスラスタ噴出量を抑えることができるが、適用できるフォーメーションは面内に限られてしまう。Fig.1.1.2で示した「Cluster-II」のようなその場観測を考えると、観測対象の空間的・時間的変異を観測するためにも立体構成が望ましい。また、宇宙望遠鏡などの大型宇宙構造物を形成する場合を考えると、その姿勢を維持する必要もある。

そこで、本研究室では立体編隊飛行を行うことで衛星のスラスタ噴出量を抑え、理学分野での観測を想定した3軸姿勢制御の実証を目指す。そのために、軌道投入後4機に分かれ、インフレーターブルチューブと本研究室で開発が行われている多自由度ビームシステム(Morphable Beam Device, MBD)の2つのデバイスにより結合したフォーメーション変更可能な立体編隊飛行衛星を考案した。

以下に本衛星の目的を挙げる。

- 1) インフレーターブルチューブの伸展
- 2) 本研究室で開発が行われているMBDの宇宙実証
- 3) MBDの伸展による4機の立体編隊飛行
- 4) スラスタによる姿勢維持
- 5) 異なる立体フォーメーションへの移行

1.3 意義

本衛星の意義を以下に挙げる。

1) 複数デバイスで結合することによるスラスタ消費の低減

テザー連結型では引張力のみが作用するため、圧縮力に対して衛星は支持されない。そのため衛星全体が回転して遠心力を発生させていなければならないが、本衛星では衛星間の結合は剛であるため引張・圧縮に対して衛星を支持することができる。そのため、回転せずに衛星の編隊を維持することができる。また、構造的に編隊を維持できるため、回転発生させるスラスタの消費を抑え

られる。

2) 本研究室で開発中である MBD の宇宙実証

本研究室では、ある種のビーム材料有する形状保持機能を利用して、集中配置したアクチュエータにより、そのビームの長さや形状を変える新しい機構概念である MBD を開発している。本衛星では MBD を搭載し実際に宇宙空間で使用しその宇宙実証を行う。

3) インフレータブルチューブや MBD を用いた宇宙構造物構成の基礎的研究

現在、宇宙空間に構造物を構成する場合、打ち上げ時のサイズ制限から複数回の打ち上げやインフレータブル構造を用いて伸展することが行われている。代表的な例では Fig.1.3.1 に示す国際宇宙ステーション[3]や Fig.1.3.2 で示す NASA のインフレータブルチューブの伸展を利用した反射鏡の構成[4]などがある。そこで、本衛星はインフレータブルチューブと MBD を伸展させ、剛に結合することにより今までにない宇宙用構造物構成の基礎的実験を行う。

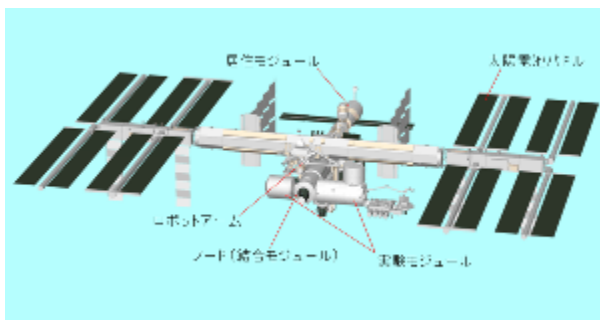


Fig.1.3.1 ISS 国際宇宙ステーション



Fig.1.3.2 NASA 反射鏡

2. 設計概要

本衛星は 4 機の超小型衛星から構成される。4 機はそれぞれインフレータブルチューブと MBD により結合されている。その概念図を Fig.2.1 に示す。

インフレータブルチューブは伸展後に直線状となり、一度硬化するとその形状を維持するという特性がある。また、MBD は伸展・収縮を行うことが可能であり、伸展時にその形状を変形させることができる。この 2 つのデバイスを用いることで軽量かつ必要最小限の可変性を備えた立体配置を実現する。

さらに、本衛星では 2 機の衛星が地上との通信用の無線機を搭載している。従って、片方の無線機が故障した場合でも衛星間通信を用いてもう一方の無線機のみで地上との通信が可能となる。

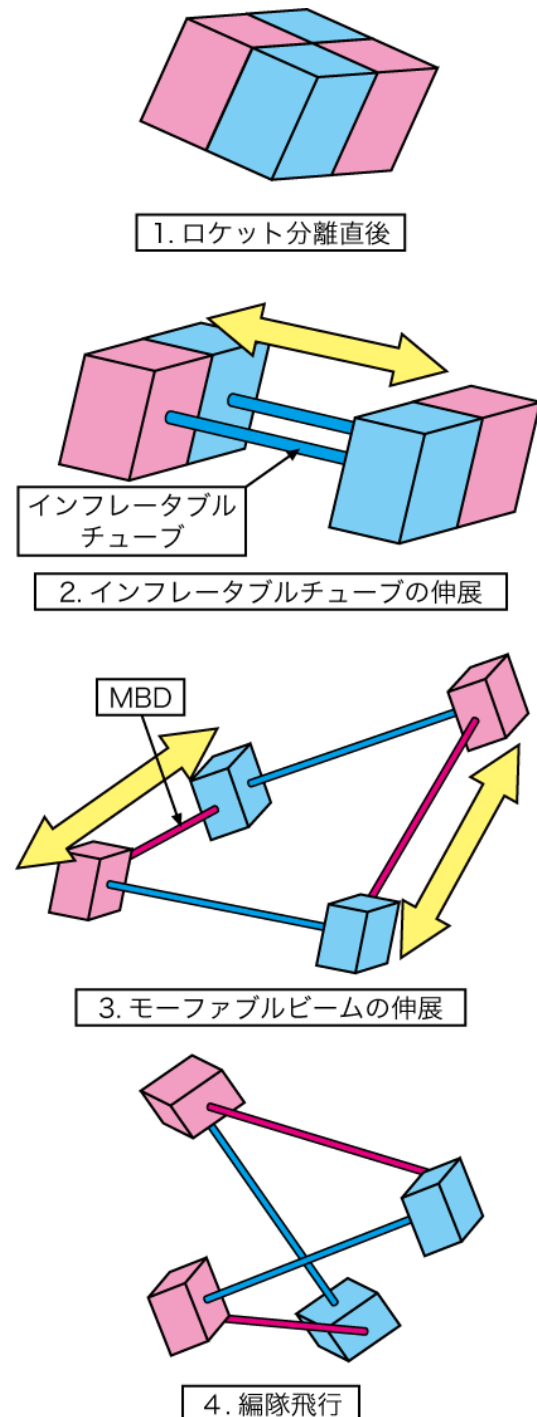


Fig.2.1 衛星概念図

2.1 衛星間距離

本衛星における MBD 伸展可能長さを考察し、衛星間距離を見積もる。MBD の線密度は本研究室の実験機で 50[g/m]である。衛星 1 機の質量を 7[Kg]、伸展部を 5[Kg]と設定すると、インフレーターチューブと MBD の質量は 17[Kg]以内となる。MBD の質量を 12[Kg]と見積もると、伸展可能長さは 240[m]となる。本衛星では MBD を 2 機用いるので、ビーム 1 本あたりの長さは 120[m]程度になる。よって、衛星間距離をそれぞれ 100[m]とする。



(a) MBD による小型衛星外観検査

2.2 伸展シーケンス

伸展は以下の手順で行う。

- 1) 衛星は全機結合された状態でロケットから分離される。
 - 2) インフレーターチューブの伸展を行う。
 - 3) インフレーターチューブの硬化後、MBD を任意の形状へ伸展する。
 - 4) フォーメーションの変更が必要な場合には MBD の収納を行い、再度伸展する。
- 4)の手順を繰り返すことで、様々な理学要求に対応することが可能である。



(b) MBD による大型宇宙構造物建造

2.3 MBD の概要

MBD の特徴としては、アーム自身に関節などのアクチュエータを搭載せず、柔軟性・形状保持性を持つビームをアームとして使い、そのビームを任意の形状に成形することで、手先を自由に移動させ、手先を任意の場所へと移動することができる。それに伴い、ロボットアームとは異なり、アーム制御において以下の特徴を持っている。

- 1) ビーム自身の形状変形、保持性の利用
- 2) 集中配置アクチュエータによる変形、伸縮

通常のロボットアームでは、アームを構成する部材は振動抑制や強度を保つためにある程度剛性が高いものを用いるが、MBD では敢えて柔軟性を持つビームを使用し、その形状変形・保持性を積極的に利用する。これにより、関節型多自由度アームの関節部分に用いられるモータなどのアクチュエータを必要としなくなり、システムはより簡易化される。さらにビーム形状制御をするアクチュエータを集中配置することにより、システムの複雑化を防ぎ、人工衛星への実装、メンテナンスは容易になり、システム全体の小型、軽量化につながると考えられる。

Fig.2.3.1 MBD 応用例

本研究室ではこれまでに 2 機の地上試験機を製作しており、試作モデルでは MBD のコンセプトの実証、改良モデルでは宇宙実証のためのシステムの小型化・ビームの長大化を検証した。試験機の外観図を Fig.2.3.2 に示す。

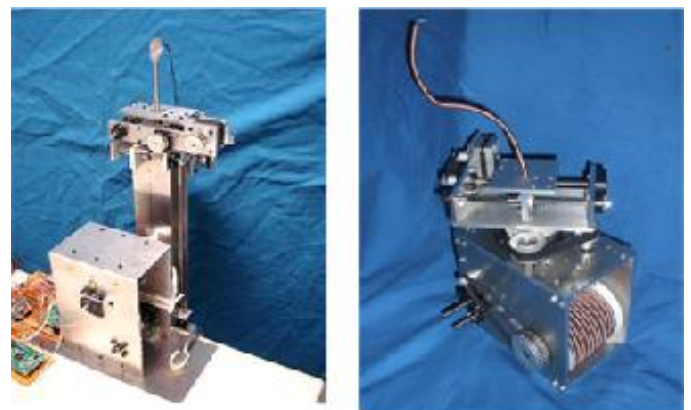


Fig.2.3.2 MBD 試作機

Table.2.3.1 MBD 諸元

	改良モデル	初期モデル
質量	3.5kg	6.5kg
高さ	210mm	487mm
電源	外部電源	外部電源
ビーム長	5000mm	300mm

MBD の用途としてはビーム先端にカメラをつけての衛星や宇宙機の外観検査、またビーム先端にアタッチメントをつけて小型衛星同士がドッキングすることによる大型宇宙建造物の構成など幅広い用途が考えられている。本衛星では MBD の先端にアタッチメントをつけてのドッキングにより、立体編隊飛行を行う。

2.4 インフレーターブルチューブの概要

インフレーターブルチューブとは、袋状の膜面に風船のようにガスを注入することによって伸展させ、形状を維持する柔軟構造物のことであり、軽量かつ高い収納性を持つという特性により、容積と重量に厳しい制限がある小型衛星においてその特性を最大限に活かすことができる。しかし、インフレーターブルチューブの宇宙利用は未だに実績が少なく、その伸展方法などは研究段階というのが現状であり、伸展時の未硬化部分の剛性の補強等幾つかの課題がある。

そこで本衛星の達成目標の1つとしてインフレーターブルチューブを用いた相互位置保持機構の基礎技術実証を掲げる。

2.5 本衛星構成における利点

先に述べたとおり、本衛星は同じ構造の衛星 2 機が 2 種類のデバイスによって結合された計 4 機で構成される。これにより、得られる利点を以下にまとめる。

- 1) 故障時のリスク低減
- 2) 衛星製作時のコストや労力の削減
- 3) 軽量かつ必要最小限の可変性を備えた立体配置の実現
- 4) 様々な理学要求に応じた編隊飛行

3. ミッション概要

本衛星のミッションを以下に示す。

- 1) インフレーターブルチューブの伸展
- 2) MBD の伸展による立体配置
- 3) 衛星の姿勢決定
- 4) 姿勢制御
- 5) フォーメーションの変更

3.1 インフレーターブルチューブの伸展

ロケットからの分離後、インフレーターブルチューブの伸展を行い、これを硬化させる。伸展は形状を維持できる速度で行うことに留意しなければならない。また、チューブ硬化時にはわずかに収縮が発生するため、エンコーダだけでは正確な伸展長さの計測はできない。そこで、GPS を併用して、 100 ± 0.05 [m]の伸展を行う。

3.2 MBD の伸展による立体配置

インフレーターブルチューブの伸展終了後、MBD を用いて、その形状を制御し任意の立体配置を実現させる。初期配置として正四面体形状の編隊飛行を行う。なお、計測はインフレーターブルチューブと同様に行う。

3.3 衛星の姿勢決定

本衛星では太陽センサ・磁気センサ・ジャイロセンサを用い各々の姿勢決定を行う。さらに、各機の姿勢データと GPS データをもとに衛星全体の姿勢を計算し、決定する。

3.4 姿勢制御

軌道座標系に対して衛星全体が静止するようにスラスタによる姿勢制御を行う。これは編隊飛行による観測を行う場合に、地球に対して常時同じ姿勢を維持することが要求されるためである。また、スラスタの推進剤タンクをインフレーターブルチューブ伸展用タンクと併用することで、搭載スペースの有効活用をしている。

3.5 フォーメーション変更

一度伸展された MBD を収納し直し、再び伸展を行うことで、異なる編隊飛行 (Fig.3.5.1) に移行する。この際にも地上で各衛星の位置・姿勢データを取得し、フォーメーションの変更が正しく行われているかどうかの確認を行う。

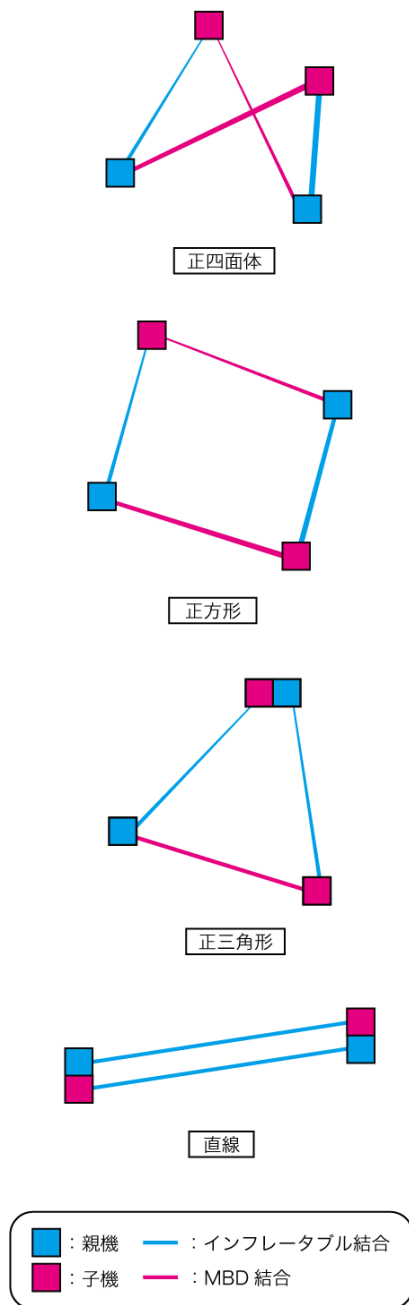


Fig.3.5.1 編隊飛行例

4. 衛星システム設計・解析

本衛星のミッション要求及び詳細設計を示す。

4.1 ミッション要求

4.1.1 安定したインフレータープルチューブの伸展

インフレータープルチューブを直線状に破損することなく 100m の伸展を行えるようにする。また、硬化収縮があるために、衛星間通信を用い誤差をフィードバックしていく。

このときの衛星の情報を取得し、地上でどのように伸展しているかを確認する必要がある。

4.1.2 安定した MBD の伸展

MBD を意図したとおりに伸展する必要がある。このときも衛星間通信を用いてフィードバックをしていく必要がある。また、地上で衛星情報を取得し、伸展の様子を確認する必要がある。

4.1.3 動力を用いた姿勢維持

衛星が伸展した状態で、軌道座標系に対して静止する必要がある。このため、スラスタなどの動力を用いて姿勢を維持する必要がある。

4.1.4 姿勢決定

姿勢制御や伸展時の衛星間通信、また、衛星の様子を地上で確認するためには衛星の姿勢を決定する必要がある。伸展は数十メートルオーダーなので数 cm のオーダーでの姿勢決定を行えるようにする。

4.1.5 衛星間通信

MBD やインフレータープルチューブ伸展時にはフィードバックを行うためにも衛星間通信が必要となる。伸展速度自体はそれほど速くないが、姿勢制御を行う場合、相互の衛星の情報を即座に交換する必要があるため、それなりの通信速度が必要となる。

4.2 ミッション系

4.2.1 インフレータープルチューブの選定

この節ではインフレータープルチューブの選定方法と選定したチューブについて述べる。

4.2.1.1 硬化支持機構検討

宇宙構造物用インフレータープルチューブはその建造規模から伸展後の硬化が必要である。そのため、収納時にはリールでコンパクトな形状にできる柔軟性を持ち、なおかつガス注入によって未硬化の状態でも一定の形状を保ち完全硬化するまでの時間を内圧による張力で保持することができる剛性を持つ、宇宙空間で硬化可能な素材で生成する事が不可欠である。それらの条件を満たす物質として熱硬化樹脂と紫外線硬化樹脂の 2 種類があり [5]、重合原理の違いでラジカル重合とカチオン重合の 2 種類が存在する [6]。なお、どちらの重合形式でも熱硬化と紫外線硬化両方の硬化方式が選択できるため、全部で 4 種類の検討を行った。ただし、熱硬化によるラジカル重合は安定性に大きく欠けるため始めから除外して考え、Table.4.2.1.1.1 にそれぞれの特性や代表を示す。

Table.4.2.1.1.1 より、本衛星のインフレーターチューブは高耐熱、低熱収縮性、および迅速な硬化速度が必要とされるため、紫外線硬化形式のカチオン重合樹脂で製造するのが最も適切である。硬化速度においては同じ紫外線硬化形式のラジカル重合樹脂の方がより優秀であるが、熱収縮性の高さにより本衛星には不適とした。よって以降の検討ではカチオン重合樹脂のオキタセンを用いた検討を行う。

Table.4.2.1.1.1 樹脂特性[7][8][9]

	紫外線硬化		
	カチオン系	ラジカル系	
代表樹脂	エポキシ オキタセン 塩化ビニル	エポキシ オキタセン 塩化ビニル	アクリル 不飽和 ポリエステル
貯蔵安定性	低(要低温保存)	高(常温保存可)	高(常温保存可)
硬化速度	時間オーダー	温度依存高 数分オーダー	温度依存低 数秒オーダー
硬化部機構	加熱機	クリア部材	クリア部材
硬化収縮	高(熱収縮)	低(2%~4%)	高(5%~10%)
後硬化	有り	有り	無し
密着性	良好	良好	普通
耐熱性	良好	良好	中程度
ポットライフ	長期	12ヶ月	6ヶ月
酸素阻害	なし	なし	有り

4.2.1.2 硬化支持機構検討

インフレーターチューブを収納した衛星にチューブの紫外線硬化を補助する Fig.4.2.1.2.1 に示す機構を搭載する。これによってチューブが紫外線透過部を通過する間に、硬化と展開を並列して行う。この間の剛性は曲げ方向は透過部が保持部も兼ねて支え、圧縮方向はチューブ内のガス圧を想定荷重に耐えうるだけの圧力を与えることで維持する。

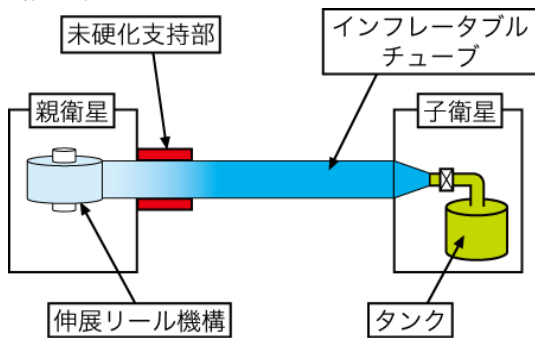


Fig.4.2.1.2.1 インフレーターチューブ支持機構

インフレーターチューブの硬化には平均して数分ほど要するが、形状や入射角、光量による誤差等や後硬化の影響を考慮して硬化時間は5分と見積もり、紫外線透過部の長さを10[cm]とする

と、インフレーターチューブ展開速度は0.0003[m/s]となる。常に0.0003[m/s]の速度で展開するとすれば展開には3.85日が必要となる。

4.2.1.3 最大展開時にかかる負荷検討

インフレーターチューブ展開後にかかる負荷について検討する。

まず、重力傾斜トルクの見積もりを行う。展開時を Fig.2.1 のようにモデル化する。重力傾斜トルクと角度の関係を Fig.4.2.1.2.2 に示す。

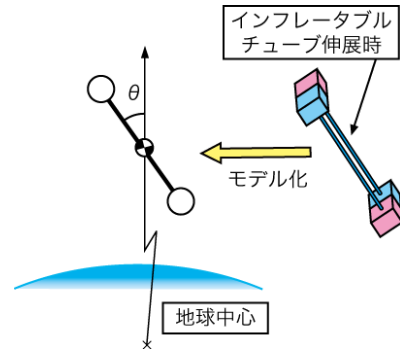


Fig.4.2.1.3.1 重力傾斜トルク算出時のモデル

衛星2つをまとめて質点と考える(質点一つの質量は20[kg]として、重力傾斜トルクは衛星間隔が最大のときに最大となるので衛星質点間隔は100[m]とした)。

重力傾斜トルクは次の式で与えられる。

$$M_G = \frac{3\mu}{R^3} n_R \times I \cdot n_R \quad (4.2.1)$$

ここで、 n_R は地球から衛星の質量中心を結んだベクトルの単位ベクトルを質点系から見たものである。また、 I は慣性ダイアディック、 μ は地球の重力定数で $3.986 \times 10^5 [\text{km}^3/\text{sec}^2]$ 、 R は地球中心から見た衛星の質量中心までの距離である。このときのインフレーターチューブ1本あたりの重力傾斜トルクと角度 θ の関係は Fig.4.2.1.3.2 のようになる

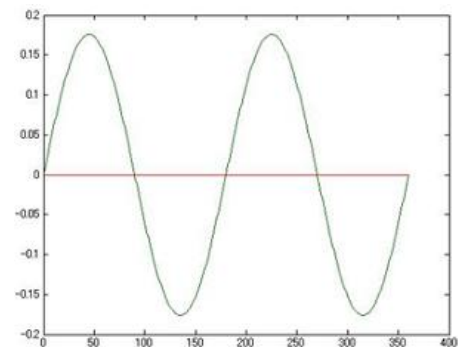


Fig.4.2.1.3.2 衛星姿勢と重力傾斜トルクの関係

1 本あたり重力傾斜の最大値は $\tau_{MAX} = 0.176[\text{N} \cdot \text{m}]$ となる。

曲げ強度の計算式[10]は半径を r 、膜厚を Δr として、

$$\delta_{MAX} = \frac{3\tau_{MAX}}{2\pi(r^2 - (r - \Delta r)^2)} \quad (4.2.2)$$

(4.2.2)で示される。インフレーターブルチューブの曲げ強度が上式を満たしている必要性があり、4.2.1.5にて詳細な検討を行う。

4.2.1.4 展開時にかかる負荷検討

Fig.4.2.1.4.1のようにインフレーターブルチューブをバネ・ダンパ系としてモデル化する。

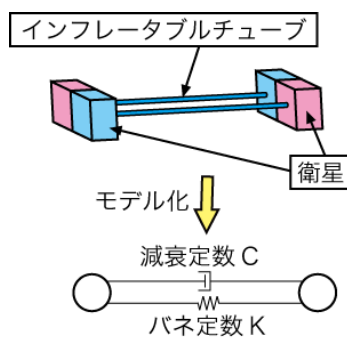


Fig.4.2.1.4.1 展開時のインフレーターブルチューブのモデル

2つの質点の質量中心を中心として衛星の座標を (x, y, z) とおくと以下の Hill 方程式が成り立つ。座標は軌道座標系である。

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2n\dot{z} + Fz \\ -n^2 y + Fy \\ 3n^2 z - 2n\dot{x} + Fz \end{bmatrix} \quad (4.2.3)$$

ここで F はモデルのバネとダンパによる加速度となり衛星の座標をそれぞれ $P1, P2$ 、質量を $M1, M2$ 、インフレーターブルチューブの自然長を l 、バネ定数を K 、減衰定数を C とすると衛星 $P1$ にかかる力は

$$M1 \cdot F = K \left(\frac{P2 - P1}{|P2 - P1|} - l \right) + C(\dot{P2} - \dot{P1}) \quad (4.2.4)$$

となり、 $P2$ には逆の力が加わる。

ここで、バネ定数はチューブの物性より以下の式より求まる。

$$K = \frac{AE}{l} \quad (4.2.5)$$

また、インフレーターブルチューブの膜厚 Δr 及

び断面 2 次モーメント、座屈荷重は次のようにして算出される。

$$\Delta r = r1 - r2 = r1 - \sqrt{r1^2 - \frac{m}{l\rho\pi}} \quad (4.2.6)$$

$$\begin{aligned} I_z &= \int r^2 dA = 2\pi \int_{r2}^{r1} r^3 dr \\ &= \frac{\pi(r1^4 - r2^4)}{2} \end{aligned} \quad (4.2.7)$$

$$P_n = \frac{4\pi EI}{l^2} \quad (4.2.8)$$

ただし、 m はチューブ質量、 $r1, r2$ は外半径、内半径、 l はチューブ長である。

チューブの断面積は膜半径及び膜厚に依存しないため、バネ定数は長さや質量、ヤング率のみ関数となる。チューブ内のガスの内圧による強度を考慮せずにチューブのみの強度を考えたとき、膜外半径 $0.025[\text{m}]$ としたときのチューブに割り当てる質量とチューブの形状・断面 2 次モーメント・最小座屈荷重を Table.4.2.1.4.1 に示す。

バネ定数・座屈荷重ともにチューブ自然長(座屈荷重は自然長の二乗)に反比例するため、チューブ伸展過程において刻々と全長が変化していくため、チューブに加わる負荷も耐荷重も変化していく。数値シミュレーションによりチューブ負荷はバネ定数にほぼ比例することがわかり、座屈荷重は自然長の二乗に反比例していくため、最大チューブ長 $100[\text{m}]$ のときにチューブ負荷が座屈荷重以下になるよう設計を行えばよい。

チューブ質量が $2.2[\text{Kg}]$ のときに、チューブ長が 100m のときの展開中の座屈荷重とチューブにかかる負荷は Fig.4.2.1.4.2 のようになる。

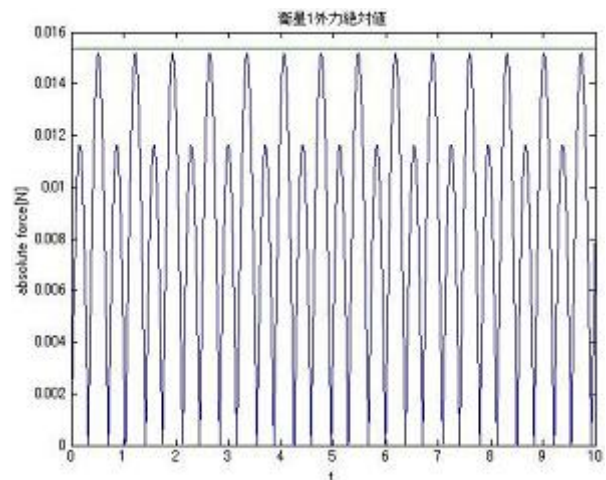


Fig.4.2.1.4.2 チューブ長 $100[\text{m}]$ の時の座屈荷重とチューブにかかる負荷

この場合、十分な安全率を確保できない。これは設計要求に応えたチューブの限界質量であり、この問題点についての解決方法は 4.2.1.6 にて説明する。

4.2.1.5 選定したチューブ形状

以上で決定した値を Table.4.2.1.5.1 に示す。

Table.4.2.1.4.1 インフレーターブルチューブの割り当て重量と耐荷重の関係

密度[Kg/m ³]	割り当て重量[Kg]	膜厚[m]	断面積[m ²]	パネ定数×長さ	断面2次モーメント	座屈荷重[N]	耐荷重[N]
1400	1	4.6E-05	7.14286E-06	18571.42857	2.22808E-09	0.02286991	471.4286
長さ[m]	1.2	5.5E-05	8.57143E-06	22285.71429	2.67272E-09	0.02743389	565.7143
100	1.4	6.4E-05	0.00001	26000	3.11704E-09	0.03199453	660
膜外半径[m]	1.6	7.3E-05	1.14286E-05	29714.28571	3.56103E-09	0.03655184	754.2857
0.025	1.8	8.2E-05	1.28571E-05	33428.57143	4.0047E-09	0.04110582	848.5714
ヤング率[MPa]	2	9.1E-05	1.42857E-05	37142.85714	4.44805E-09	0.04565647	942.8571
2600	2.2	0.0001	1.57143E-05	40857.14286	4.89106E-09	0.05020378	1037.143
引張強さ[MPa]	2.4	0.00011	1.71429E-05	44571.42857	5.33376E-09	0.05474775	1131.429
66	2.6	0.00012	1.85714E-05	48285.71429	5.77613E-09	0.05928839	1225.714

Table.4.2.1.5.1 インフレーターブルチューブ選定値[11]

全長	m	100	断面極二次モーメント	m ⁴	9.759×10 ⁻⁹
外半径	mm	25	座屈加重	N	0.0502
内半径	mm	24.9	曲げ強さ	Mpa	80
膜厚	μm	100	降伏伸び限界	m	2.45
密度	kg/m ³	1400	最大座屈方向加重	N	0.4245
重量	kg	2.2	最大曲げ応力	MPa	33.6
断面積	mm ²	15.7	展開速度	mm/s	0.3
材質		オキタセン	単位長さ辺りの硬化時間	s/100mm	300
ヤング率	Mpa	2600	硬化形式		紫外線硬化
断面二次モーメント	m ⁴	4.891×10 ⁻⁹	硬化部長さ	mm	100

4.2.1.6 チューブ内圧力の設定

インフレーターブルチューブは伸展力としてガス圧を用いるが、ガス圧が高すぎれば発生応力に負けてチューブが降伏してしまう。逆に低すぎれば十分に伸展できず、また硬化中の部分を支えることもできない。そのため適切な圧力範囲を算出する必要がある。

円筒の構造に対して内圧が生じる応力は P : 圧力、 r : 半径、 Δr : 膜厚として、

$$\text{軸方向} : P \left(\frac{r}{2\Delta r} \right) \quad (4.2.9)$$

$$\text{半径方向} : P \left(\frac{r}{\Delta r} \right) \quad (4.2.10)$$

となるので、上限圧力に関しては半径方向の力のみ考えれば良く、下限圧力に関しては軸方向のみ考えればよい。

インフレーターブルチューブのオキタセン樹脂は引張り方向の降伏応力が約 20[MPa]である。インフレーターブルチューブの質量、長さ、直径、膜厚がそれぞれ 2.2[kg]、100[m]、50[mm]、0.1[mm]なので、

$$P_{MAX} \leq 2000000 \frac{0.0001}{0.025} = 80000 = 80[kPa] \quad (4.2.11)$$

となる。よってインフレーターブルチューブの内圧の上限は 80[kPa]となる。また、下限に関してはインフレーターブル機構の伸展時にチューブの最大応力を Table.4.2.1.4.1 より算出すると 27.038[kPa]となる。よって上式と同様に、

$$P_{MIN2} \geq 27038 \frac{2 * 0.0001}{0.025} = 2163[Pa] \quad (4.2.12)$$

となる。従って許容圧力範囲は

$$80[kPa] \geq P \geq 2163[Pa] \quad (4.2.13)$$

となる。

I S T S の安全率基準[12]に準拠し、疲労破壊に対する安全率は 4、その他の状況に対しては 1.5 を用いる。そこで本衛星のインフレーターブルチューブに対して安全率 1.5 を採用する。したがって、安全率を乗じた許容圧力範囲は

$$53.3[kPa] \geq P \geq 32445[Pa] \quad (4.2.14)$$

となる。搭載上限の問題から低い圧力が望ましく最低圧力からチューブ内圧力は 330[Pa]とする。

4.2.1.6 圧力を加味したインフレーターブルチューブの剛性

4.2.1.4 節の最後で示したインフレーターブルチューブの座屈方向の安全率が十分でなくとも良いとした理由は、今まで計算上扱ってきたチューブの座屈荷重がチューブ本体のみの強度で計算したものであり、圧力の影響を考えていないためである。これはチューブの構成等がある程度決定してからでないとして上記のような圧力の計算ができないという理由と、安全率の観点からもし何らかの理由でガスが抜けてしまった場合でも形状を最低限維持できる剛性が必要であると判断したためである。しかしながら、インフレーターブルチューブ本体だけの強度で 100[m] 伸展することは厳しく、結果としてチューブのみの場合では十分な安全率が確保できなかった。これ以上チューブの剛性を高めることは搭載上限等の観点から望ましくないため、チューブにガスを注入したときの剛性値をもってチューブの安全率を算出する。チューブ内圧力が 33[Pa] であるとき、軸方向応力は式 (4.2.9) より 41.25[kPa] となるので、チューブの座屈応力にこの応力値が加算される。チューブ本体の座屈荷重が 0.05[N] であり、ガス充填時の座屈荷重は 0.697[N] であるので、安全率は約 13 となる。非常に高い値となるが、これはガスの圧力を伸展時に必要な値より算出しているためである。

4.2.2 MBD の選定

4.2.2.1 MBD ビーム部材検討

MBD のビームは伸展後、剛体とみなすことができるが、ビームに過大な力がかかるとビーム射出口の根本部より変形が生じる。また、剛性が大きい場合にはビームの曲げ半径が大きくなり、ビームの収納が十分にできず、本ミッションにおける 100[m] での伸展を行うことができない。ビーム部材には本研究室の試作機におけるビーム部材と同様に以下を検討対象とし、それぞれの特徴をまとめる。

・インターロックチューブ

金属同士のかみ合わせの隙間によるチューブ全体の曲げが行われる。このため、伸縮性はなく塑性変形をしているわけではない。選定にあたり内径 4[mm]、5[mm] の 2 種類を発注、実験を行ったが、収納時に予想されるらせん状に巻いたところ 20[cm] 近い直径での巻き形状となったため、装

置小型化の観点から候補から除外した。



Fig.4.2.2.1.1 インターロックチューブ

・フレキシブルチューブ

ステンレス薄肉溶接管を波形加工したもので、実際に塑性変形をしている。企業から 20[cm] 程度のサンプル品を取りよせ実験した。形状保持性はインターロックチューブよりもあるが、一度曲げた場合に元の形状に戻りにくいという点に問題があり候補から除外した。



Fig.4.2.2.1.2 フレキシブルチューブ

・マイクロスタンドチューブ

細径で曲げた状態を形状保持できるチューブで滑らかに曲がり、軽量である。本研究室試験機で用いたビーム部材もスタンドチューブであり、構造自体は板状の金属をらせん状に巻きチューブ上にした中にばね状の金属が入っており、繰り返しの曲げに強い。ただし、マイクロスタンドチューブでは $\phi 2$ [mm] 程度の SUS 金属線をらせん状に巻き、間に銅線を挟む形になっており、小さい径での製造が可能となっている。検討した部材の中では形状保持性と収納性を考慮した場合に 1 番適していると考えられる。



Fig.4.2.2.1.3 マイクロスタンドチューブ

選定にあたり、候補をいくつか選択し、実際に企業よりサンプル品を入手し、伸展時に根本から変形する場合の曲げモーメントで評価を行った。評価方法としてはビームを水平に伸展し、自重により変形するまで伸ばし、そのときに根本での曲げモーメントの値を計算した。

評価部材としては試作機の製作時の経験より、十分な曲げ半径を得るためにはスタンドチューブが最適でありビーム部材の剛性を決めるものはビームの素材とビームの厚み(外径-内径)であることから 2 種のマイクロスタンドチューブ(MCD-4.8、MCD-5.3)と剛性の強いインターロ

ックチューブ一種(SX4N)について行った。各部材の諸元を Table.4.2.2.1.1 に、実験により得られた結果を Table.4.2.2.1.2 にそれぞれ示す

曲げモーメントの値は部材でオーダーが変わるほどの違いはないことが分かり、本衛星では収納性を考慮し、同じ製品で最小曲げ半径のMCD-3.5 を選択する。MCD-3.5 についての諸元を Table.4.2.2.1.3 に示す。曲げモーメントについては実物による試験ができなかったため不明であるが、内径と外径の差で決まることから本衛星ではMCD-4.8 と同じと考える。

Table.4.2.2.1.1 評価部材諸元

部材	曲げ半径(mm)	内径(mm)/外径(mm)	面密度(g/m)	材質
MCD-4.8	15	2.4/4.8	70	SUS+銅線
MCD-5.3	25	3.0/5.3	83.3	SUS+銅線
SX4N	35	4.0/5.8	70.2	SUS

Table.4.2.2.1.2 曲げモーメント結果

部材	一様荷重q(N/m)	集中荷重P(N)	計測長さLx(m)	Mmax(N・m)
MCD-4.8	0.686	0.447	0.125	0.064
MCD-5.3	0.816	0.447	0.110	0.058
SX4N	0.688	0.902	0.090	0.089

Table.4.2.2.1.3 選定ビーム諸元

曲げ半径(mm)	15
内径(mm)/外径(mm)	1.0/3.5
面密度(g/m)	45.6
材質	SUS+銅線

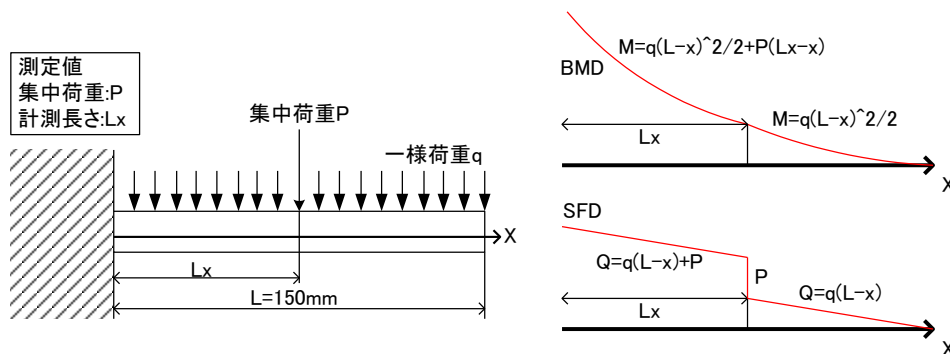


Fig.4.2.2.1.3 実験におけるビーム荷重モデル

4.2.2.2 ビーム収納部検討

ビーム収納部について検討する。本衛星ではビーム長 100[m]であり効率的に収納を行うため、ポビンにらせん状に巻いて収納することを考える。モデルを Fig.4.2.2.2.1 に示す。

このとき、ポビン直径をビームの曲げ半径で巻きつけられる限界値 23[mm](=(曲げ半径-外径)×2)として、ビーム巻き幅を決定する。各巻き幅に対するビームの巻き数を Table.4.2.2.2.1 に示す。構造の関係からビーム巻き幅は 100[mm]とし、このときの最大外径は 135[mm]となる。

Table.4.2.2.2.1 ポビン設計

ビーム巻き幅H(mm)	巻き数n	サイズ(最大外径(mm)×H+5(mm))	質量(kg)
80	16	149×85	5.0
90	15	142×95	5.1
100	14	135×105	5.1
110	13	128×115	5.0
120	13	121×125	4.8

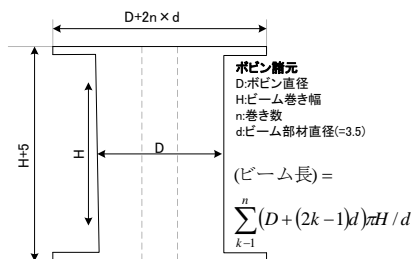


Fig.4.2.2.2.1 ポビン形状

以上より、全体のボビンサイズを Fig.4.2.2.2.1 に示す。このうちボビンは上記の設計検討で示した通り最大外径 135mm、高さ 105mm であり、ビームの巻き数は 14 巻きとする。

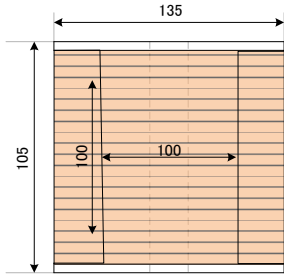


Fig.4.2.2.2.1 搭載ボビンサイズ

4.2.2.3 MBD 機構検討

MBD の機構は Fig.4.2.2.3.1 に示すように、変形部、伸展部、収納部からなる。ビーム収納部は前節で検討した形状のようにボビンから構成され、ビームを衛星本体に伸展収納する。ビーム伸展部ではビームの送り出しを行い、また収納時にも補助としてビームを引き戻す。ビーム変形部では MBD の特徴である形状変形を行い、ビーム先端を任意の位置へと移動させる。本衛星の初期立体配置ではビームは直線形状をとるが、応用例として宇宙構造物建造時に、自由な位置調整ができれば有用であると考えられる。各機構について本研究室試作機を用いて説明する。本衛星でも同じ機構を用い、衛星のサイズに合わせて変更を行う。モータについては 4.9.2 で検討を行う。

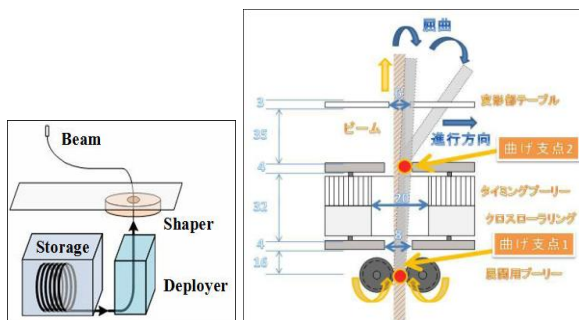


Fig.4.2.2.3.1 MBD の概念図

変形部(Fig.4.2.2.3.2)

変形部は上部の直動 1 軸と下部の回転 1 軸による二段の構造となっている。直動 1 軸についてはボールねじとボールスプラインの構造とし、回転 1 軸については変形部の上段のみを回転させる機構となっている。直動 1 軸で変形部テーブルを動かすことによりビームに屈曲を与え、ビームの形状を決定する。

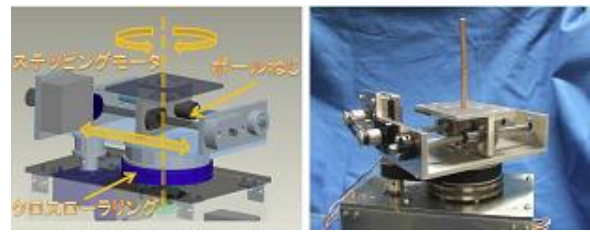


Fig.4.2.2.3.2 変形部

伸展部(Fig.4.2.2.3.3)

伸展部ではビーム部材に溝がある特性を利用し、Fig.4.2.2.3.3 のようにタイミングプリーの溝とかみ合わせることでビームの伸展を行う。また、ステッピングモータのステップ数によりビームの展開長さを制御する。

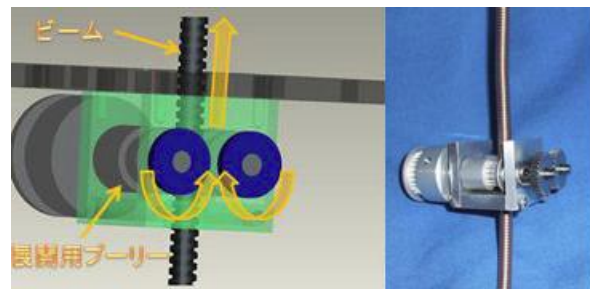


Fig.4.2.2.3.3 伸展部

収納部(Fig.4.2.2.3.4)

収納部ではボビンにビームを巻き付けることを行う。展開時にはモータは off とし、フリーにすることで展開機構のみの動作となる。また、展開部と同様にステッピングモータを使用し、ステップ数によりビームの収納する長さを制御できる。

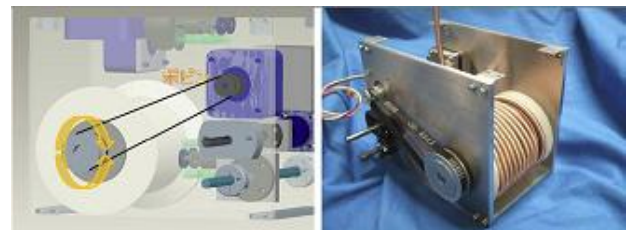


Fig.4.2.2.3.4 収納部

4.3 衛星仕様

本衛星のシステムブロック図を Fig.4.3.1 と Fig.4.3.2 に示す。

本衛星は地上との通信系とインフレーターチューブの伸展機構を搭載した衛星(親機とする)2 機と、インフレーターチューブ伸展用のタンクと MBD 伸展機構を搭載した衛星(子機とする)2 機の計 4 機で構成される。また、親機・子機共に衛星間通信用の無線機を搭載しており相互に通信することができる。また、MPU は電力を

消費してしまうため、仮にバッテリーが低下した場合やシステムが機能停止した場合、他の省電力消費ユニットからこれを復帰させる必要がある。そこで、本衛星ではMPUを中心に動作を行うが、これとは別に通信系コントローラ部がMPUの電源を制御できるようにする。これにより地上からのコマンドでMPUの電源を切りかえることがで

きる。また、HKデータをMPU機能停止時にも地上で受け取れるようにMPU機能停止時にはセンサの出力をスイッチで切り替え通信系コントローラに送るようにし、CWビーコンにより常に地上に一定周期で送信する。また、子機は地上とは通信できないが衛星間通信を通してMPUのスイッチを制御できるようにする。

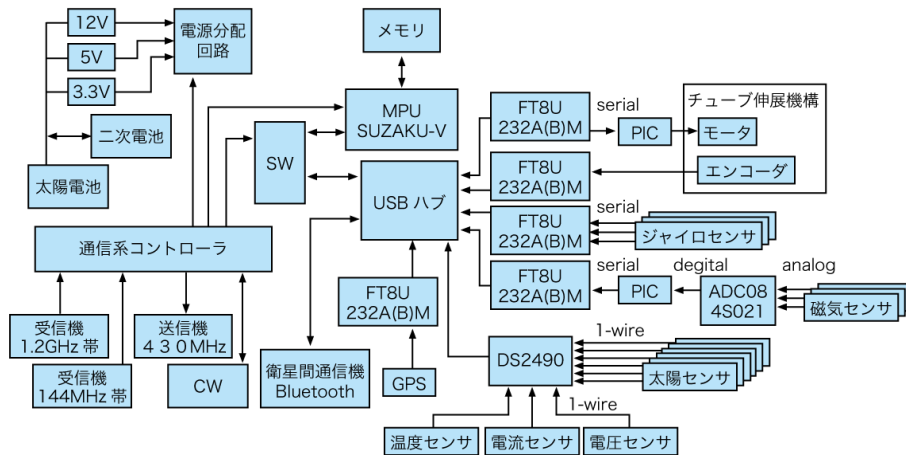


Fig. 4.3.1 親機のシステム図

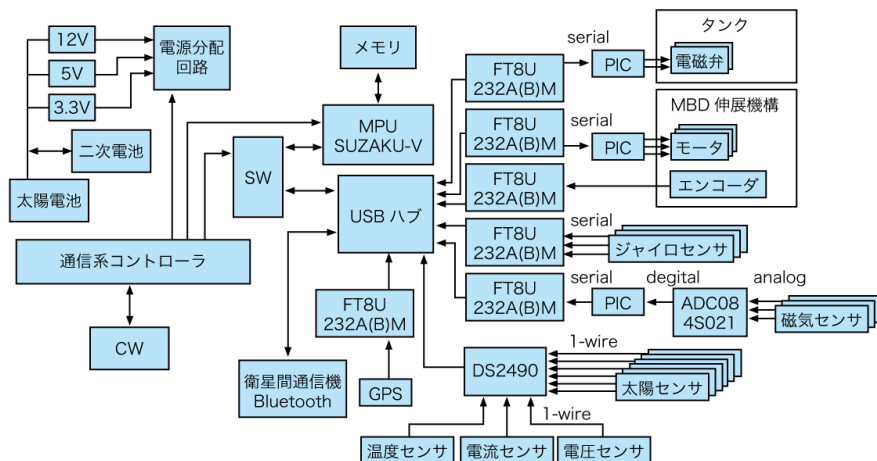


Fig. 4.3.2 子機のシステム図

4.4 姿勢決定系

4.4.1 姿勢決定用センサの選定

選定基準

各衛星で姿勢決定を行い、互いにフィードバックをかけることで全体の姿勢を制御する必要があることから、選定基準としては以下が挙げられる。

- ・ 相対位置計測用のセンサのバックアップとなる精度を有すること
- ・ 小型かつ省電力であること
- ・ 将来、観測用スペースの提供を考え、宇宙実証されており高信頼性が得られること

センサ構成

上記の選定基準より、精度・小型の面も考慮し、本

研究室3機目の衛星 Cute-1.7 + APD II に搭載したセンサ系を搭載する。

- ・ ジャイロセンサ(角速度センサ)
- ・ 磁気センサ(方向センサ)
- ・ 太陽センサ(方向センサ)

➤ 振動式 MEMS ジャイロ(ADXRS150)

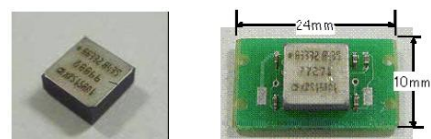


Fig. 4.4.1.1 ADXRS150

Table.4.4.1.1 ADXRS150 諸元

角度検出範囲	±150[deg/s]
ノイズ密度	0.05[deg/s/Hz]
直線性誤差	0.1[%]
サイズ	7.0×7.0×3.0[mm]
電力	150[mW]
メーカー	アナログデバイス社

1 素子で1軸の角速度検出を行う。また、データはマイコンのAD変換により取得を行う。各衛星に3素子載せることで3軸の角速度を計測し、衛星全体での姿勢が維持されていることを計測する。Cute-1.7 + APD II における実測の標準偏差は0.028[rad/s]となっていた。

➤ 磁気センサ(HMR2300)



Fig. 4.4.1.2 HMR2300

Table.4.4.1.2 HMR2300 諸元

検出範囲	±2[gauss]
直線性誤差	2[%]
サイズ	75×30×7.0[mm]
電力	189[mW]
メーカー	ハニウェル社

1つの基板で3軸の磁束密度を計測可能。Cute-1.7 + APD II における姿勢決定アルゴリズムではスペックどおりである場合には0.1[deg]以下の精度での使用が可能となる。

➤ 太陽センサ(S6560)

Table.4.4.1.3 S6560 諸元

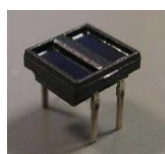
	感度波長範囲	760~1100[nm]
	角度検出範囲	±50[deg]
	サイズ	6.0×6.0×2.5[mm]
	電力	20[mW]
	メーカー	浜松ホトニクス製

Fig. 4.4.1.3 S6560

2分割型フォトダイオード、1素子で1軸の太陽方向を検出する。衛星の各面に直交する配置で2素子ずつ搭載することで太陽方向を検出する。Cute-1.7 + APD II における姿勢決定アルゴリズムではスペ

ックどおりである場合には0.1[deg]の精度となる。

➤ GPS 受信機(GN-80)



Fig. 4.4.1.4 GN-80

Table.4.4.1.4 GN-80 諸元

受信周波数	1575.42±1[MHz]
追尾衛星数	12衛星
追尾方式	コード/キャリア追尾方式
追尾感度	-141[dBM]
インターフェイス	3.3V C-MOS
通信速度	4800bps
データフォーマット	NMEA0183
座標系	WGS-84
電圧	3.3[V]
消費電流	64[mA]
サイズ	34.0×16.0×6.7[mm]

民生用GPSは精度など宇宙用には劣る部分も多いが、大学衛星では民生品を利用することで衛星全体のコストダウンが必要となり、十分に放射線試験、真空試験を行うことにより、軌道上での使用することができると考えられる。また、温度については十分に太陽同期軌道での範囲を満たしている。

4.4.2 姿勢決定アルゴリズム

本研究室では以上のセンサを用いた姿勢決定アルゴリズムの宇宙実証を行っており、各アルゴリズムをTable.4.4.2.1に示す。これらは日陰時に太陽センサのデータを使用できない場合など、3つのセンサをその計測値より使用できるか判断・選択し、軌道上の衛星に課せられる多様な状況への対応を可能としている。

Table.4.4.2.1 姿勢決定アルゴリズム

姿勢決定法	概要
Q-method, QUEST	2組以上のセンサデータが取れた場合、一瞬間ごとに姿勢を決定していくアルゴリズム
REQUEST	Quest法をstep by step型に改良したアルゴリズム
拡張カルマンフィルタ(EKF)	非線形な系にカルマンフィルタを対応させたEKFを用いたアルゴリズム
Unscented Filter(UF)	EKFとは異なり線形システムではなく、ガウス分布に近似するアルゴリズム

4.4.3 相対位置計測用センサの選定

編隊飛行において各衛星での相対位置計測精度は最も重要であり、本衛星はインフレータブルチュー

ブの伸展、MBD 伸展またはフォーメーションの変更を確認する上で必須となる。多くの編隊飛行衛星で GPS が利用されているように本研究室でも先行研究として民生 GPS を利用した相対位置計測方法の検討がなされている。以下の Fig.4.4.3.1 に示すように近距離 3 点での測位誤差を計測している。この実験では 1 辺 3.5[m] の正三角形としており、相対距離に関しては数センチ以内であり、角度に関しては 1[deg] の誤差以内となっている。

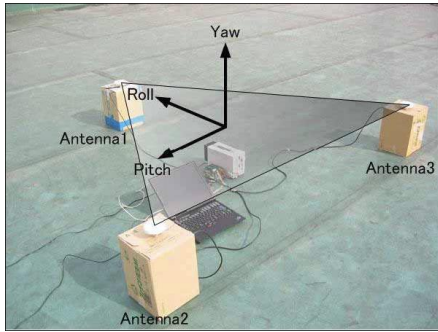


Fig.4.4.3.1 近距離 3 点における GPS 測位実験

4.5 姿勢制御系

4.5.1 姿勢制御の目的

本衛星におけるミッションの工学分野への要求の 1 つとして、特定の観測対象を指向しつつ、長時間にわたって一定姿勢を維持することが挙げられる。そのためには、観測期間中に外乱トルクによって蓄積される角運動量を何らかのアクチュエータを用いて相殺させ続けなければならない。

外乱トルク \mathbf{T} が衛星に与える角運動量は、以下の式で与えられる。

$$\mathbf{H} = -\int \mathbf{T} dt \quad (4.5.1)$$

以下では、はじめに衛星に働く外乱トルクの見積もりを行った後、適切な制御デバイスの選定を行う。そして最終的には、軌道座標系 (LVLH 系) に対して衛星全体を静止させるための姿勢制御則の設計を行っていく。

4.5.2 外乱トルクの見積もり

衛星に働く外乱トルクによる蓄積角運動量を正しく見積もるためには、適切な外乱トルクの見積もりを行う必要がある。本衛星の軌道は、高度 700[km] の太陽同期軌道を想定しているため、この軌道で考慮しなければならない外乱トルクとしては以下のものが考えられる。

- 重力傾斜トルク
- 空力トルク

- 太陽輻射トルク
- 残留磁気トルク

以下ではこの各々の外乱トルクについての見積もりを順次行っていく。ただし、衛星の形状については伸展シーケンス終了後の衛星全体を一つの剛体とみなして検討を行う。また、以下で計算した外力トルクの値は、Fig.4.5.2.1 で定義される機体固定座標系における値であることに注意する。

重力傾斜トルク [13]

衛星に働く最大重力傾斜トルクは以下のように計算される。ここでは、機体固定座標系が衛星の慣性主軸系と一致していると仮定して計算を行っている。

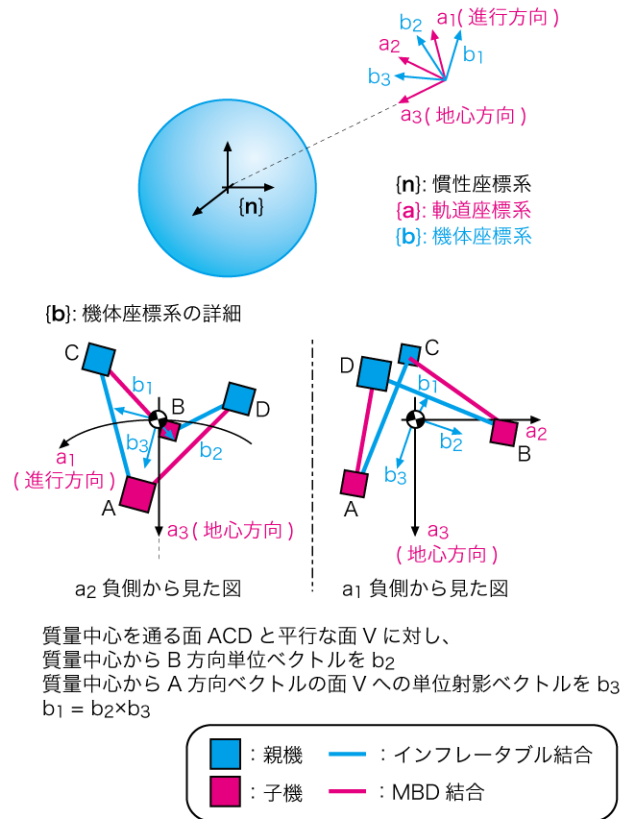


Fig.4.5.2.1 座標系の定義

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_g &= 3n^2 \mathbf{a}_3 \times \mathbf{I} \cdot \mathbf{a}_3 \\ &= 3n^2 \begin{bmatrix} 0 & -C_{33} & C_{23} \\ C_{33} & 0 & -C_{13} \\ -C_{23} & C_{13} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} J_1 & 0 & 0 \\ 0 & J_2 & 0 \\ 0 & 0 & J_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{13} \\ C_{23} \\ C_{33} \end{bmatrix} \\ &= 3n^2 \begin{bmatrix} (J_3 - J_2)C_{23}C_{33} \\ (J_1 - J_3)C_{13}C_{33} \\ (J_2 - J_1)C_{13}C_{23} \end{bmatrix} \\ &\approx \max \left(1.6 \times 10^{-6} \begin{bmatrix} J_3 - J_2 \\ J_1 - J_3 \\ J_2 - J_1 \end{bmatrix} \right) \end{aligned} \quad (4.5.2)$$

ただし、 n は軌道周回レートであり、高度 700[km] の太陽同期軌道の場合は、 $n \approx 1.06 \times 10^{-3}$ である。また C は軌道座標系(LVLH 系)から機体固定座標系への座標変換行列である。

本衛星における主慣性モーメントの大きさは、 $[J_1 \ J_2 \ J_3] = [1.04 \times 10^5 \ 1.07 \times 10^5 \ 1.11 \times 10^5] [kg \cdot m^2]$ と求まっているので、それぞれの主慣性モーメントの差 $J_i - J_j$ ($i, j = 1, 2, 3$) は、最大でも $7.00 \times 10^3 [kg \cdot m^2]$ 程度である。よって重力傾斜トルクの最大値は以下のように見積もることができる。

$$M_g = 1.6 \times 10^{-6} \times (7.00 \times 10^3) = 1.12 \times 10^{-2} [Nm] \quad (4.5.3)$$

本衛星は 1 辺が 100[m] の正四面体に近い形状をしているため、非対称性は比較的小さいものの、その慣性モーメントは非常に大きいという特徴がある。その結果として、衛星に働く重力傾斜トルクが上記のように非常に大きくなってしまっていると考えられる。

空力トルク [14]

衛星に作用する空力トルクは次式で定義される。

$$\mathbf{M}_a = (\mathbf{r}_a - \mathbf{r}_c) \times \left(-\frac{1}{2} \rho C_d S \mathbf{v} \mathbf{v} \right) \quad (4.5.4)$$

衛星全体の形状の対称性から、空力中心と質量中心との距離 $|\mathbf{r}_a - \mathbf{r}_c|$ は、大きく見積もっても衛星間距離の 5% である 5[m] 程度であると予想される。空力トルクの算出に用いた諸定数と空力トルクの最大値を Table.4.5.2.1 に示す。

Table.4.5.2.1 空力トルク

投影面積 $S [m^2]$	16.1
抵抗係数 C_d	0.8
軌道半径 $r [km]$	700
大気密度 $\rho [kg/m^3]$	1.0E-13
空気抵抗 $[N]$	3.7E-05
空力トルク $[Nm]$	1.8E-04

太陽輻射トルク [14]

衛星に作用する太陽輻射トルクを次式で定義する。

$$\mathbf{M}_s = (\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_c) \times \left\{ \frac{F_s}{c} \mathbf{S} (1+q) \cos i \right\} \quad (4.5.5)$$

太陽輻射圧作用点と質量中心との距離 $|\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_c|$ は、空力トルクの時と同様、大きく見積もっても 5[m] 程度であると予想される。太陽輻射トルクの算出に用いた諸定数と太陽輻射トルクの最大値を Table.4.5.2.2 に示す。

Table.4.5.2.2 太陽輻射トルク

太陽定数 F_s	1367
光速 $c [m/s]$	3.00E+08
投影面積 $S [m^2]$	16.1
放射係数 q	0.6
太陽仰角 $i [deg]$	0
太陽輻射圧 $[N]$	1.20E-04
太陽輻射トルク $[Nm]$	5.90E-04

外乱磁気トルク [14]

地球磁場を巨大な永久磁石がつくる磁場と近似して扱うことで、地球の磁気ダイポールは、

$$M_e = 7.96 \times 10^{15} [T \cdot m^3] \quad (4.5.6)$$

とあらわすことができる。

このとき、高度 700km の軌道上における磁束密度の大きさ B は次式で与えられる。

$$B = \frac{2M_e}{R_c^3} = 4.64 \times 10^{-5} [T] \quad (4.5.7)$$

ここで、過去に設計した同程度の大きさの衛星の残留磁気ダイポールの計測結果を参考にして、本衛星の残留磁気ダイポールを $M_r = 0.1 [A \cdot m^2]$ とすると、外乱磁気トルクの最大値を次のように見積もることができる。

$$M_m = M_r B = 4.64 \times 10^{-6} [Nm] \quad (4.5.8)$$

以上の結果より、これらすべての外乱トルクが一方方向に作用したワーストケースを仮定して、外乱トルクの最大値を見積もると以下のように計算することができる。

$$\begin{aligned} M_{\max} &= M_g + M_a + M_s + M_m \\ &= 1.2 \times 10^{-2} [Nm] \end{aligned} \quad (4.5.9)$$

4.5.3 姿勢制御用アクチュエータの設計

上記の外乱トルクの見積もりにより、軌道上で本衛星に加わる外乱トルクの最大値を求めた。よって、この外乱トルクにより衛星本体に蓄積される軌道 1 周あたりの角運動量の大きさは、軌道周期を t として以下のようにあらわすことができる。

$$\begin{aligned} H &= T_{\max} \cdot t = (1.2 \times 10^{-2} [Nm]) \cdot 5800 [s] \\ &= 69.4 [Nm \cdot s] \end{aligned} \quad (4.5.10)$$

つまり、姿勢制御用のアクチュエータには、上で求めた蓄積角運動量を打ち消すだけの出力を持ち、

かつ観測期間内でその出力を維持できるような設計が必要である。

以下では磁気トルカ、リアクションホイール、スラスタのそれぞれの仕様について検討を行ったときの結果を示していくことにする。

磁気トルカの検討[14]

コイルによって発生するモーメント \mathbf{T} は、磁気双極子モーメントを \mathbf{M} 、外部磁場を \mathbf{B} とすると以下のようになる。

$$\mathbf{T} = \mathbf{M} \times \mathbf{B} \quad (4.5.11)$$

ここで、磁気双極子モーメント \mathbf{M} は、以下のようにあらわすことができる。

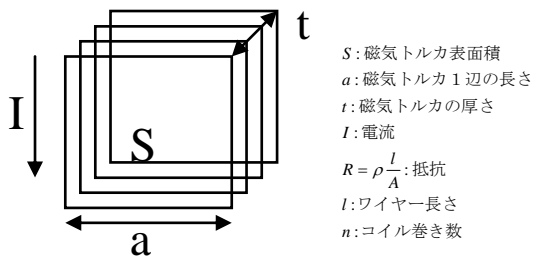


Fig.4.5.3.1 空心磁気トルカ

$$\begin{aligned} \mathbf{M} &= nI\mathbf{S} \\ &= n\sqrt{\frac{W}{R}}S\hat{\mathbf{n}} = n\sqrt{\frac{WA}{\rho l}}a^2\hat{\mathbf{n}} \\ &= n\sqrt{\frac{WA}{\pi n\rho}}a^2\hat{\mathbf{n}} = \sqrt{\frac{W}{\pi a\rho}}a^2t\hat{\mathbf{n}} = \sqrt{\frac{W}{\pi\rho}}a^{\frac{3}{2}}t\hat{\mathbf{n}} \end{aligned}$$

(4.5.12)

本衛星では、コイル一辺の長さは 20[cm] が限界であると考えられる。また、磁気トルカの厚さを 3[cm] とする。

さらに、伸展後の編隊飛行衛星にかかる外乱トルクの最大値は $M_{\max} = 1.2 \times 10^{-2} [N \cdot m]$ と求まっているので、これより必要となる消費電力は以下のように計算できる。

$$\begin{aligned} W &= \frac{\pi\rho}{a^3t^2} \cdot \left(\frac{T}{B}\right)^2 \\ &= \frac{3.14 \times (7.2 \times 10^{-8})}{(0.20)^3 \times 0.03^2} \cdot \left(\frac{1.2 \times 10^{-2}}{30 \times 10^{-6}}\right)^2 \\ &= 5.0[kW] \end{aligned}$$

(4.5.13)

ここでは、地球磁場の平均をおよそ 30[μT] として計算を行った。

これと同様に、下の図に示すような鉄心を用いた磁気トルカについても検討を行ってみた。

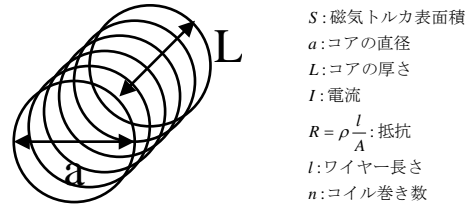


Fig.4.5.3.2 鉄心磁気トルカ

$$\begin{aligned} \mathbf{M} &= \mu_{\text{eff}}nI\mathbf{S} \\ &= \mu_{\text{eff}}n\sqrt{\frac{W}{R}}S\hat{\mathbf{n}} = \mu_{\text{eff}}n\sqrt{\frac{WA}{\rho l}}a^2\hat{\mathbf{n}} \\ &= \mu_{\text{eff}}n\sqrt{\frac{WA}{\pi n\rho}}a^2\hat{\mathbf{n}} = \mu_{\text{eff}}\sqrt{\frac{nW}{\pi\rho}}a^{\frac{3}{2}}\hat{\mathbf{n}} \\ &= \mu_{\text{eff}}\sqrt{\frac{LW}{\pi\rho d}}a^{\frac{3}{2}}\hat{\mathbf{n}} \end{aligned} \quad (4.5.14)$$

ここで μ_{eff} は実効透磁率であり、コアの長さと同径によって決まってくる。

$$\mu_{\text{eff}} = \left(\frac{1}{\mu_a} + \frac{1}{\mu_0} \frac{n\rho l}{p^2}\right)^{-1} \quad p = \frac{L}{a} \quad (4.5.15)$$

これらをもとに計算を行った結果、本衛星における限界寸法においても消費電力は約 500[W] 必要となることがわかった。

よって、磁気トルカに鉄心を用いた場合の消費電力は、本衛星で補うことのできる電力よりもはるかに大きい値となってしまいうため、磁気トルカを用いた姿勢制御は本衛星においては非現実的であると言える。

リアクションホイールの検討

リアクションホイールとは、回転軸が機体に固定されたホイールを持つアクチュエータで、角速度を変化させることで必要なトルクを得る装置である。本衛星では、外乱トルクにより蓄積する角運動量を相殺できる設計が要求される。

ここでは、基本的なスペックとして無負荷回転数 14,000[rpm]、最大許容トルク 2 [mNm] の貴金属ブラシコアレスモータに、10:1 のギアを用いて、要求トルクである 20 [mNm] を実現する。この条件のもと、1 周期あたりに蓄積される角運動量をコントロールするために必要となるホイールの大きさを Table.4.5.3.1 に示す。

Table.4.5.3.1 ホイールスペック

密度(真鍮) [kg/m ³]	8920
直径 [mm]	200
高さ [mm]	70
質量 [kg]	19.6161
慣性モーメント [kg m ²]	0.098081

この表からもわかるように、軌道1周で蓄積される角運動量を蓄えようとするだけでも、ホイールのサイズ・質量ともにだいぶ大きなものになってしまう。そのため本衛星におけるリアクションホイールの使用は衛星の条件上、難しいといえる。

スラスタの検討

スラスタには大きく分けて、

- 1) コールドガス方式
- 2) 化学反応方式
- 3) 電氣的反応方式

などの方式があるが、姿勢制御用のアクチュエータとしては、主にコールドガス方式あるいは一液式化学方式が用いられる。そこで、本衛星ではインフレーターブルチューブ伸展用気体が圧縮されているタンクを有効利用することを考え、圧縮された気体を電磁弁・電動弁を介してそれぞれのスラスタに供給し噴射させることで推力を得るコールドガス方式を検討することにする。

スラスタ出力と蓄積角運動量の関係は以下のようにならわすことができる。

$$(\mathbf{I} \times \mathbf{F})_t = \mathbf{H} \begin{pmatrix} \mathbf{F}: \text{スラスタ出力} \\ \mathbf{l}: \text{質量中心からスラスタへの位置ベクトル} \\ t: \text{スラスタ噴射時間} \end{pmatrix} \quad (4.5.16)$$

また、運動量と力積の関係より、以下の式が成り立つ。

$$\mathbf{F}t = m\mathbf{v}_e \begin{pmatrix} m: \text{スラスタガスの質量} \\ \mathbf{v}_e: \text{ガス噴出速度} \end{pmatrix} \quad (4.5.17)$$

この2式より、蓄積角運動量とスラスタガスの消費質量の関係は、理想的には以下ようになる。

$$I|\mathbf{v}_e| = |\mathbf{H}| \quad m = \frac{1}{I|\mathbf{v}_e|} |\mathbf{H}| \quad (4.5.18)$$

以上の関係をもとにタンクの容積を見積もり、観測期間との関係を Fig.4.5.3.3 に示す。

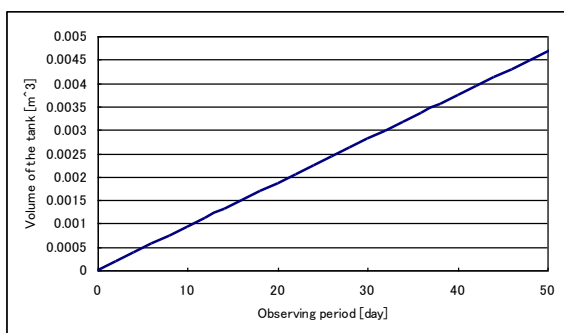


Fig.4.5.3.3 タンク体積の見積もり

Fig.4.5.3.3 のグラフより、タンク容積を直径 120[mm]、長さ 100[mm]として設計を行うことで、およそ 20 日間の観測が可能になる。このときのタンク全体の質量 (スラスタガスの質量を含む) は 3.0[kg]となる。

これらの計算には“MAROTTA “製の“SV06 Cold Gas Thruster” と呼ばれるコールドガス使用のスラスタを用いた。このスラスタのスペックをまとめたものを Table.4.5.3.2 に示す。

Table.4.5.3.2 スラスタ [15]

Operating Media	Butane, Propane, GN ₁
thrust levels	between 0.1N and 5N
Operational Temperature	-40°C to 65°C
Operating Pressure	4 bar
Opening/Closing Response	< 5 msec
External Leakage	< 1 × 10 ⁻⁶ scc/s GHe
Internal Leakage	< 1 × 10 ⁻⁴ scc/s GHe
Operating Voltage	24 ± 4 Vdc
Minimum Cycle Life	30,000
Materials	Radiometal, Stainless Steel
Mass	< 32 g
Maximum Body Length	21 mm
Outside Diameter	16 mm

以上 3 つのアクチュエータについての検討結果より、姿勢制御用のアクチュエータとしてはスラスタを用いた制御だけが今回の衛星の仕様を満たすことができるという結論に至った。よって、本衛星ではスラスタを用いた姿勢制御法を採用することにする。

4.5.4 姿勢制御則の設計

今回の姿勢制御では衛星全体で 12 基のスラスタを搭載する。これは 1 つの回転軸の正負方向それぞれに偶力モーメントを発生させるために 4 基のスラスタが必要となるため、3 軸を制御するときには衛星全体で 12 基のスラスタが必要となるからである。

スラスタによる姿勢制御の問題点として、バルブの開閉時間や衛星間の通信時間などによって、スラスタ推力が ON, OFF になる時間までの間にタイムラグが生じてしまうことなどが挙げられる。そこで本衛星では、スラスタを用いた姿勢制御に非線形システムのロバスト制御の 1 つの手法である『スライディ

ングモード制御([16]~[19])』を用いることにした。この方法はスライディングモードと呼ばれる現象を利用してロバストな制御系を得ようとする可変構造制御方式で、その利点としては、プラントのパラメータ変化に対してロバスト性を保つ制御系を構築することができるということが挙げられる。今回のケースではスラスト出力の切り替えによって制御系の構造を変化させることを考える。

<記号表 I >

軌道座標系(LVLH) : $\{a\}$

機体固定座標系 : $\{b\}$ (Fig. 4.5.4.1 を参照)

宇宙機のクォータニオン : $\mathbf{q} = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T, q_4$

$$\bar{\mathbf{q}} = [\mathbf{q}^T \ q_4]^T$$

目標姿勢を表すクォータニオン : \mathbf{q}_c

宇宙機の機体角速度 : $\boldsymbol{\omega} = \{b\}^T \boldsymbol{\omega}$

宇宙機の目標機体角速度 : $\boldsymbol{\omega}_c = \{b\}^T \boldsymbol{\omega}_c$

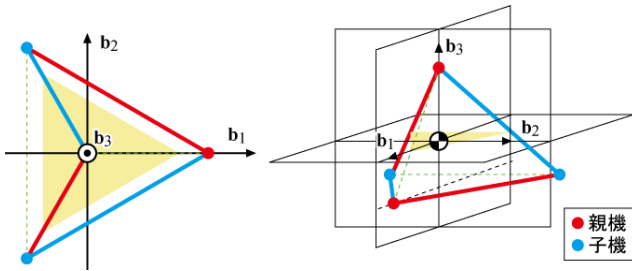


Fig.4.5.4.1 機体固定座標系の定義

スライディングモード系の設計は、状態を拘束する超平面の設計とプラントを超平面に到達させるための制御則の設計の2つに大別されるが、まず始めに超平面の設定を行うことを考える。今回のケースでは以下のような単純な超平面を設定する。

$$\sigma = [k \ 1] \mathbf{x} = \boldsymbol{\omega}_e + k \mathbf{q}_e \operatorname{sgn}(q_{e4}) = 0 \quad (4.5.19)$$

ここで、 $\mathbf{x} = [\mathbf{q}_e \ \boldsymbol{\omega}_e]$ であり、 k は位相面における直線の傾きである。またその要素である $\boldsymbol{\omega}_e$ 、 \mathbf{q}_e は以下の式で与えられる。

$$\boldsymbol{\omega}_e = \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_c \quad (4.5.20)$$

$$\bar{\mathbf{q}}_e = \mathbf{Q}_c^{-1} \bar{\mathbf{q}} \quad (\mathbf{Q}_c = (q_{c4} \mathbf{U} + \bar{\mathbf{q}}_c \ -q_c)) \quad (4.5.21)$$

上式を用いて、状態が超平面に拘束されたときの系の安定性を調べる。(4.5.19)式を用いて $\boldsymbol{\omega}_e$ と \mathbf{q}_e の関係を求め、それをクォータニオンの微分関係式である、

$$\dot{\bar{\mathbf{q}}} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (4.5.22)$$

に代入すると、以下の式が得られる。

$$\dot{q}_{ei} = -\frac{1}{2} k q_{ei} (q_{e4} \operatorname{sgn}(q_{e4})) \quad (i = 1, 2, 3) \quad (4.5.23)$$

$$\dot{q}_{e4} = \frac{1}{2} k [1 - q_{e4}^2] \operatorname{sgn}(q_{e4}) \quad (4.5.24)$$

(4.5.24)式において、クォータニオンの定義から $|q_{e4}| \leq 1$ であることより、 $\operatorname{sgn}(q_{e4}) = 1$ のときに q_{e4} は単調増加で1に収束し、逆に $\operatorname{sgn}(q_{e4}) = -1$ のときに q_{e4} は単調減少で-1に収束することがわかる。

さらに、(4.5.23)式において $0 \leq (q_{e4} \operatorname{sgn}(q_{e4})) \leq 1$ であることより、(4.5.23)式は、

$$|q_{ei}| \leq e^{-\frac{1}{2}kt} \quad (i = 1, 2, 3) \quad (4.5.25)$$

と解くことができる。これは q_{ei} が漸近安定であることを意味し、平衡点である $q_{ei} = 0$ に向かうことがわかる。

以上より、状態が超平面上に拘束されているときには制御対象のパラメータに関係なく、偏差クォータニオン \mathbf{q}_e は $[0 \ 0 \ 0 \ \operatorname{sgn}(q_{e4})]^T$ に向かうことが示される。

次に、プラントを上で求めた超平面に到達させるための制御則の設計をおこなう。今回はスラストを用いたリレー制御をこの制御則に利用する。

スラストの制御においては、スラスト出力の大きさを変化させるのが困難なため、入力関数として以下のような単純なリレー制御を用いる。

$$\mathbf{u} = \begin{cases} K \operatorname{sgn}(\sigma) & (\sigma \neq 0) \\ 0 & (\sigma = 0) \end{cases} \quad (4.5.26)$$

sgn は符号関数で、ここでは

$$\operatorname{sgn}(x) = \begin{cases} 1 & (\sigma < 0) \\ -1 & (\sigma > 0) \end{cases} \quad (4.5.27)$$

と定義する。また、 K はスラスト出力による発生トルクの大きさで定数である。

以上の制御則の妥当性をMATLABのSimulinkを用いたシミュレーションにより検討する。以下のシミュレーションでは、姿勢の表現方法として2-3-1オイラー角を用いることにする。

<記号表 II >

軌道座標系(LVLH) : $\{a\}$

機体固定座標系 : $\{b\}$ (Fig. 4.5.4.1 を参照)

宇宙機のオイラー角： $\theta = [\theta_1 \ \theta_2 \ \theta_3]^T$
 目標姿勢を表すオイラー角： $\theta_c = [\theta_{c1} \ \theta_{c2} \ \theta_{c3}]^T$
 衛星の角速度： $\omega = \{\mathbf{b}\}^T \omega$
 衛星軌道の平均運動： n
 衛星全体の系(正四面体)の慣性テンソル：
 $\mathbf{I} = \text{diag}(J_1 \ J_2 \ J_3)$ (※ $\{\mathbf{b}\}$ が宇宙機の慣性主軸系の時)
 スラスタ発生推力の大きさ： f
 各慣性主軸からスラスタまでの距離： r_1, r_2, r_3

外力トルクとして重力傾斜トルクを考慮したときの宇宙機の運動方程式は、微小角近似が可能な場合には以下のようにあらわすことができる。

$$\begin{cases} \text{roll} : J_1 \ddot{\theta}_1 - n(J_1 - J_2 + J_3) \dot{\theta}_3 + 4n^2(J_2 - J_3) \theta_1 = fr_1 \text{sgn}(\sigma) \\ \text{pitch} : J_2 \ddot{\theta}_2 + 3n^2(J_1 - J_3) \theta_2 = fr_2 \text{sgn}(\sigma) \\ \text{yaw} : J_3 \ddot{\theta}_3 + n(J_1 - J_2 + J_3) \dot{\theta}_1 - n^2(J_1 - J_2) \theta_3 = fr_3 \text{sgn}(\sigma) \end{cases} \quad (4.5.28)$$

ここで、現在の姿勢から目標姿勢までのオイラー角の偏差を以下のように表すことにする。

$$e_i = \theta_i - \theta_{ci} \quad (i = 1, 2, 3) \quad (4.5.29)$$

目標姿勢を表すオイラー角 θ_c がステップ入力の場合には以下の関係が成り立つ。

$$\begin{cases} \dot{e}_i = \dot{\theta}_i \\ \ddot{e}_i = \ddot{\theta}_i \end{cases} \quad (i = 1, 2, 3) \quad (4.5.30)$$

(4.5.28)、(4.5.29)式の関係を用いて、(4.5.28)式を \ddot{e}_i について解くと以下の関係式が成り立つ。

$$\begin{cases} \ddot{e}_1 = \frac{n(J_1 - J_2 + J_3)}{J_1} \dot{e}_3 - \frac{4n^2(J_2 - J_3)}{J_1} e_1 - \frac{4n^2(J_2 - J_3)}{J_1} \theta_{c1} + \frac{fr_1}{J_1} \text{sgn}(\sigma) \\ \ddot{e}_2 = -\frac{3n^2(J_1 - J_3)}{J_2} e_2 - \frac{3n^2(J_1 - J_3)}{J_2} \theta_{c2} + \frac{fr_2}{J_2} \text{sgn}(\sigma) \\ \ddot{e}_3 = -\frac{n(J_1 - J_2 + J_3)}{J_3} \dot{e}_1 + \frac{n^2(J_1 - J_2)}{J_3} e_3 + \frac{n^2(J_1 - J_2)}{J_3} \theta_{c3} + \frac{fr_3}{J_3} \text{sgn}(\sigma) \end{cases} \quad (4.5.31)$$

スラスタ制御による姿勢変動のシミュレーションを行うために、上で導出した(4.5.31)式を用いて作成したブロック線図を以下に示す。

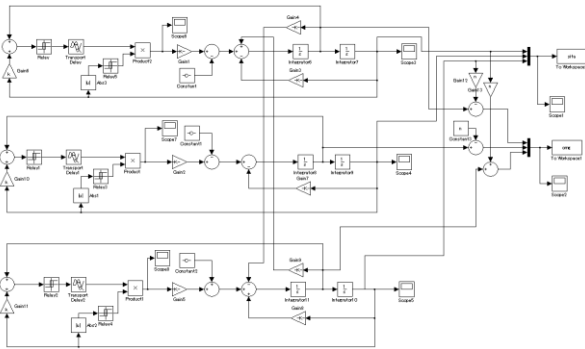


Fig.4.5.4.2 システムのブロック線図

ミッション例の1つとして、軌道面外方向のみに角速度($\omega = [0 \ 0.02 \ 0]^T$ [rad])をもっている衛星を、軌道座標系に対して静止させる($\omega = [0 \ -n \ 0]^T$ [rad])という姿勢制御を考える。

今回のシミュレーションでは、スラスタのバルブ開閉時間および衛星間の通信時間によるタイムラグの影響を考慮し、スラスタ推力発生までのタイムラグを大きく見積もって5[sec]と設定した。また、スラスタ出力時間の制限として、バルブを開いてから最低でも5[sec]以上はその状態を保持することを条件として定めた。

本衛星における姿勢制御については、高出力による高速姿勢変更の必要がないため、スラスタ発生推力はなるべく小さい方が燃料消費量の面からも都合がよい。そのため今回のシミュレーションで用いるスラスタ推力の大きさはTable.4.5.3.2のスペック表を参考にして、最小推力である0.1[N]の場合での検証を行うことにした。以上をもとに、各パラメータを以下のように設定する。

衛星軌道の平均運動： $n = 1.06 \times 10^{-3}$ [rad/sec]

衛星全体の系(正四面体)の慣性テンソル：

$$\mathbf{I} = \text{diag}(1.08 \ 1.11 \ 1.04) \times 10^5 \text{ [kgm}^2\text{]}$$

スラスタ出力の大きさ： $f = 0.1$ [N]

スラスタ推力発生までのタイムラグ： $t = 5$ [sec]

スラスタ推力保持時間： $t = \min(5 \text{ [sec]})$

各慣性主軸からスラスタまでの距離： $\begin{cases} r_1 = 52.5 \\ r_2 = 50.0 \\ r_3 = 41.7 \end{cases}$ [m]

衛星初期オイラー角： $\theta = [\frac{\pi}{4} \ -\frac{\pi}{4} \ 0]^T$ [rad]

目標姿勢のオイラー角： $\theta_c = [0 \ 0 \ 0]^T$ [rad]

衛星初期角速度： $\omega = [0 \ 0.02 \ 0]^T$ [rad/sec]

超平面設定パラメータ： $k = 0.01$

解析結果を以下に示す。

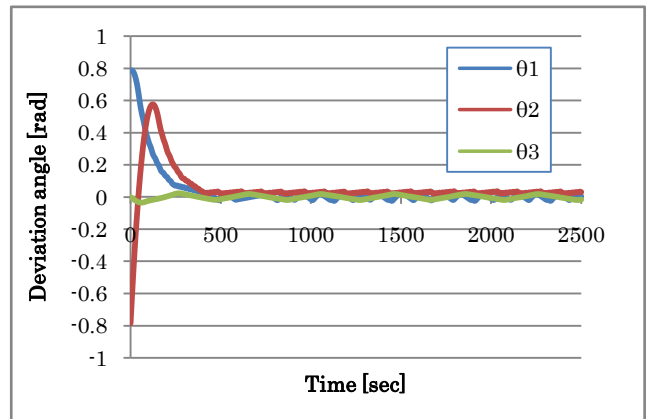


Fig.4.5.4.3 目標姿勢角に対する衛星の偏差角

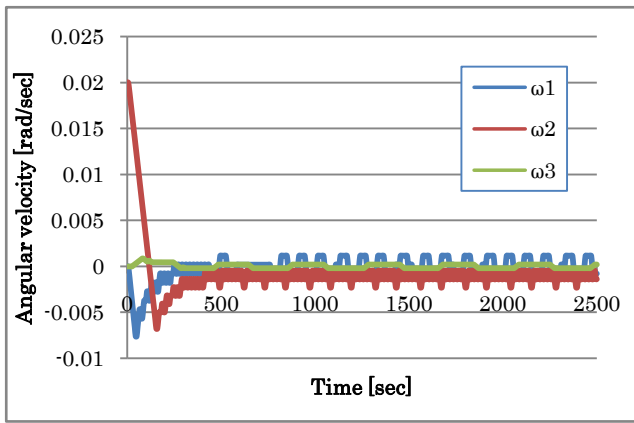


Fig.4.5.4.4 衛星の角速度

シミュレーション結果より、目標姿勢角から±1[deg]以内に収束するまで約500[sec]の時間を要することがわかる。また収束後の目標姿勢角からの偏差（オフセット）については、±1[deg]以内に制御されている。

これらの結果より、スラスタを用いた衛星姿勢制御に『スライディングモード制御』を用いることで、スラスタのバルブ開閉時間および衛星間通信によって生じるタイムラグやスラスタ特性の影響による制御精度の劣化を最小限に防ぐことができ、目標姿勢角からの偏差を±1[deg]以内に抑えることが可能であるといえる。

4.6 C&DH 系

本衛星は親機が地上局と通信を行うため、データは基本的に親機に保存する。そのため、子機のデータはリアルタイムで衛星間通信を用い親機に送信される。

4.6.1 データ量の検討

地上と通信する無線機を搭載した衛星(親機とする)と MBD 伸展機構を搭載した衛星(子機とする)では搭載機器が異なるためデータハンドリング量が変わる。親機は子機の各種データを全てリアルタイムで受け取るため親機のデータハンドリング量には子機のデータハンドリング量が加算される。

データハンドリングを必要とする機器とそのデータレートを Table.4.6.1.1 に示す。表の黄色部分は親機のみ、赤色は子機のための機器である。

4.6.2 メモリサイズの検討

Table. 4.6.1.1 より一日に必要なメモリサイズは親機で 61.7[MB]、子機で 27.9[MB]となる。今回のミッションではインフレータブルチューブの伸展

や姿勢制御に約 3 日を要するため、親機には 4 日分のデータを蓄えておけるようにメモリサイズを設定する。4 日分のデータを蓄えるためにはメモリサイズは 248[MB]必要である。よって 128MB の SDRAM を二つ使い 256MB のメモリサイズとする。また、子機にもデータの一時保存用に 128[MB]のメモリを搭載する。

4.6.3 システム構成

本衛星で使用する MPU は姿勢制御を行うため高速であり、また、衛星サイズに対してアクチュエータが多いためにできるだけ省電力であることが望ましい。そこで、省電力かつ高速処理が可能な FPGA を用いた組み込みボードである「SUZAKU-V」を用いる。Fig.4.6.3.1 にその概観を、Table. 4.6.3.1 にその仕様を示す。

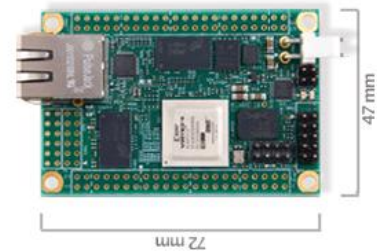


Fig.4.6.3.1 SUZAKU-V の概観

Table.4.6.3.1 SUZAKU-V 諸元

CUPクロック	350MHz
バスクロック	87.5MHz
DRAM	32MB
基本サイズ	72 × 47mm
入力電源	3.3V
消費電力	3W
使用温度範囲	0~60°
標準 OS	Linux

これに USB ハブと 1-wire を用い、各種センサからのデータハンドリングを行う。

4.6.4 コマンド

Table.4.6.4.1 に必要となるコマンドを示す。

ミッション系ではインフレータブルチューブと MBD 伸展用のコマンドを用意する。インフレータブルチューブでは伸展を開始・一時停止するコマンドを用意する。MBD では伸展を開始・一時停止・収納するコマンドを用意し、また、新規に立体配置を地上からアップデートで追加できるようにする。

姿勢制御系では姿勢制御の開始・終了のコマンド、姿勢制御のステータスを設定するコマンドを用意する。設定値には制御を行っている時間、どの姿勢を

維持するかなどを設定する。

通信系では無線機の調整および電源管理用のコマ

C&DH系ではOBCのリセット、電源 ON・OFF コマンド、また、衛星間通信を設定するコマンドも用意
 コマンドと、RAM のデータ消去・データ読込・リセットコマンドを用意する。

Table.4.6.1.1 データレート

SubSystem	Components	Interface	Unit	DataSize[bit/unit]	DataRate[Hz]	Total[MB/day]
ADCS	Sun Sensor	1-wire	6	16	10	10.368
	Magnetism Sensor	A/D	3	16	10	5.184
	Gyro Sensor	RS-232	3	16	10	5.184
	GPS	serial	1	128	10	13.824
	Thermometer Sun Sensor	1-wire	1	8	1	0.0864
	Thermometer Magnetism Sensor	1-wire	1	8	1	0.0864
	Thermometer Gyro Sensor	1-wire	1	8	1	0.0864
	Mission	Reel Encoder	serial	1	8	10
	MBD Encoder	serial	1	8	10	0.864
	Thermometer moter	1-wire	1	8	8	0.6912
	Thermometer moter	1-wire	3	8	8	2.0736
C&DH	Bus Current	1-wire	1	8	1	0.0864
	Bus Voltage	1-wire	1	8	1	0.0864
	Thermometer/OBCbox	1-wire	1	8	1	0.0864
Comm	VHF RF power monitor	1-wire	1	8	1	0.0864
	UHF Tx/RF output Level Monitor	1-wire	1	8	1	0.0864
	UHF Tx/FET Voltage monitor	1-wire	1	8	1	0.0864
	Thermometer modem	1-wire	1	8	1	0.0864
	Thermometer UHF RX	1-wire	1	8	1	0.0864
	Thermometer UHF Tx	1-wire	1	8	1	0.0864
	BlueTooth	USB	1	294	10	31.752
EPS	Bus Current	1-wire	1	10	1	0.108
	Solar Panel Current	1-wire	1	10	1	0.108
	Battery Charge/Discharge Current	1-wire	1	10	1	0.108
	Thermometer PPT BOX	1-wire	1	8	1	0.0864
	Thermometer Battery	1-wire	1	8	1	0.0864
S&M	Thermometer Body	1-wire	1	8	1	0.0864

Table.4.6.4.1 コマンド

subsystem	component	command
Mission	inflatable tube	tube control deploy/stop
		set tube status
	MBD	MBD deploy deploy/stop
		MBD fold
		set deployed form
ADCS	ALL	start attitude control on/off
		set control status
C&DH	OBC	Power ON/OFF
		reset
		RAM reset
		RAM refresh
		RAM data read
Comm	S Band Tx	Coherent(ON/OFF)
		Ragning(ON/OFF)
		Transmitter(ON/OFF)
	Antenna	RF Output Power Level
	UHF Tx	Antenna switch(ON/OFF)
	UHF Rx	Transmitter(ON/OFF)
bluetooth	real time data transmit (ON/OFF)	

4.7 通信系

通信系の役割・目的は大きく分けて以下の3点である。

- 1) 地上から衛星へのコマンド・プログラミングのアップデート等のアップリンク
- 2) 衛星からの House Keeping Data、ミッションデータを地上へとダウンリンク
- 3) 4機での衛星間通信

4.7.1 通信形態の検討

本衛星は4機で1つのミッションを行うように構成されているが、実際には2機で1組という構成となっている。このため各衛星には衛星間通信用の無線機と各組に地上との通信用の無線機を持つことになる。

- 1) 2組での地上へのHK送信
- 2) 各組での地上とのアップ・ダウン通信形態

3) 各機での 100[m]間の衛星通信

以上を踏まえ、衛星の大きさを考えると、1)では Cube-Sat 搭載レベルの HK 送信用無線機が最適と考えられる。電力的にも省電力であり衛星への負担は軽いと考えられる。また、2)については各組で1対の送受信用の無線機で構成する必要があり、かつ周波数帯もずらし同時に受信できるように地上局を整備する必要がある。また、3)についての詳細は後述する衛星間通信の節を参照のこと。ただし 100[m]オーダーが最大の通信距離となるため Bluetooth など近年有効に使用されているワイヤレス機器の通信方式を応用できると考えられる。

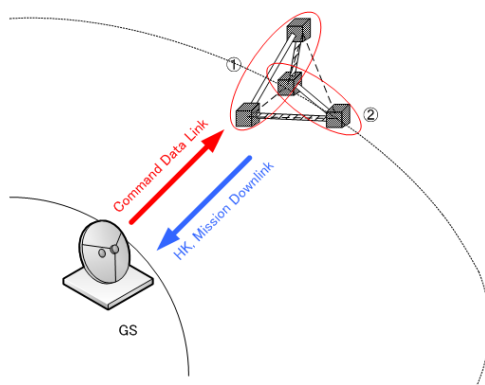


Fig. 4.7.1.1 本衛星の通信形態の概要図

4.7.2 通信要求

アップリンク

衛星に対するミッションコマンド伝送であり、姿勢決定・制御プログラムのアップデートも行う。地球低軌道での通信となるため出力はこれまで本研究室で打ち上げに成功した衛星と同等が良いと考えられる。

ダウンリンク

HK

ビーコン(CW)によりモールス符号を利用して、衛星の HK データを送信し、衛星の状態を把握できるようにする。本衛星では 2 組の衛星ともに CW 送信機を持つため、排他的に送信を行うことで同じ周波数を共用することで、それぞれの衛星からデータ取得を行う。

ミッションデータ

センサや観測機器等のデータのダウンリンクに用いる。なお通信距離はアップリンクと同様である。また、無線機を各組に搭載することにな

るので、周波数を調整することで、データのダウンリンクをする際の区別を明確にする。

衛星間通信

各衛星で測定あるいは算出した GPS データや姿勢系データを相互に通信し、姿勢決定・制御等に役立てる。

制御自体は地上からのコマンドを受けて行うが、各衛星間のデータやりとりをリアルタイムに行うため通信距離が 100[m]程度の通信装置が必要となる。

4.7.3 通信方式

本衛星と地上局間および衛星間では、Table 4.7.3.1 に示す 6 つの通信回線を確認することとする。

Table 4.7.3.1 通信回線表

項目	周波数帯	通信方向	変調方式	必要通信距離
管制コマンド1	144MHz帯	Uplink	AFSK 1200bps/	2000km程度
管制コマンド2	1200MHz帯	Uplink	GMSK 9600bps	
CW Beacon	430MHz帯	Downlink	CW	
ミッションデータ1	430MHz帯	Downlink	AFSK 1200bps/ GMSK 9600bps	
ミッションデータ2	430MHz帯	Downlink	AFSK 1200bps/ GMSK 9600bps	
Bluetooth	2.4GHz帯	衛星間通信	FH-SS 2.1Mbps (最大)	

4.7.2 節でも述べたように、使用周波数帯は本研究室で打ち上げに成功した衛星に準拠する。具体的に述べると、まず地上局側（管制）では、144[MHz]帯と 1200[MHz]帯の 2 種類をコマンドのアップリンクとして使用する。

次に、衛星の HK データについては 430[MHz]帯の周波数帯を用いたビーコン（CW，モールス符号）により取得する。また、CW 送信機は 2 組の衛星それぞれに取り付けることとする。衛星からのミッションデータのダウンリンクでは、2 組それぞれにおいて、430MHz 帯の異なる周波数を用いることで、各組のダウンリンクを区別して行えるよう配慮する。また、変調方式として通信速度 1200[bps]の AFSK と 9600[bps]の GMSK を用意しマルチプレクサによりどちらの波を送信するか判断する。最後に、衛星間通信では Bluetooth

を用いた衛星間でのリアルタイムデータ通信を行い、姿勢制御に役立てることとする。詳しい仕様は 4.7.7 節にて述べる。

続いて、ダウンリンクできるデータ量について考察する。高度 700[km]の太陽同期軌道で運用を行うため、1日に合計で1時間程度日本上空を通過する。ただし、低仰角時のデコード率の低さ、パス中にコマンドのアップリンク、データのダウンリンク間隔などを考慮し、実際にダウンリンクできる時間は30分程度とする。以上の前提のもとで、通信速度を AFSK 1200[bps]または GMSK 9600[bps]として、取得できるデータ量を計算すると以下ようになる。

AFSK の場合 : $1200[\text{bps}] \times (30 \times 60) [\text{sec}] = 2160[\text{kbit}] = 270[\text{kBytes}]$

GMSK の場合 : $9600[\text{bps}] \times (30 \times 60) [\text{sec}] = 17280[\text{kbit}] = 2.16[\text{MBytes}]$

となるため、理想的には1日当たりの衛星4機の全データ量が最大 2.16[Mbytes]以下であれば、衛星からの全ミッションデータを取得できる。

また、衛星間通信におけるデータ量についても考察する。衛星間通信は常時通信可能な状態であり、通信速度は数 [kBytes/sec] ~ 数 10[kBytes/sec]で通常運用を行う予定である。これは Bluetooth の通信速度の条件を十分に満たしているため、衛星間通信については良好に行えることが期待できる。ただし、1日のデータ量は通信速度からの概算で1機ごとに 20[MBytes]程度、これが4機あるため計 80[MBytes]程度となる。これより、単純計算では取得データ量よりも衛星間でのデータ量が多くなるため、複数の日に分割してダウンリンクを行う。あるいは1日分すべてのデータが必要であるとは必ずしも限らないため、必要な部分のデータのみダウンリンクするなどの対処をすることが求められる。

逆に、地上局から指令コマンドを受けた親機から子機へのデータの通信については数十分に1回程度の頻度であり、なおかつデータ量が数十バイト程度であることからここでは検討しない。

4.7.4 地上局

本衛星は今回のコンテストにおける搭載質量の制限から、地上局を直接利用した通信方式を採用する。すなわちデータ中継衛星などは使用せず、常時接続によるデータの取得は困難であるため、基本的なストア&フォワード方式の通信を行うこととする。しかし姿勢系のデータ等はデータ量

が大きくなることが予想されるため、ミッションデータのダウンリンクには東工大1局をはじめ、アマチュア無線家による受信協力、地上局ネットワークの利用などを通じて安定したデコード率を保った運用を行うことが見込める。

また、2組の衛星双方から同時にデータのダウンリンクを行う必要があるため、各々の送信周波数に対する受信環境の構築が必要となる。

4.7.5 通信機器構成

システム全体の冗長度を考慮して、通信機器構成を Fig. 4.7.5.1 に示す。

2組の衛星の親機それぞれに以上の無線機構成を構築し、地上局との通信を行う。また、子機の衛星は CW および衛星間通信用の Bluetooth により構成され、親機との衛星間通信を行う。

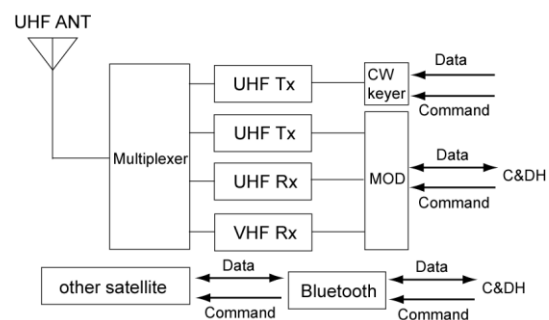


Fig. 4.7.5.1 無線機構成 (親機)

4.7.6 回線設計

回線設計表を Table 4.7.6.1 に示す。

4.7.7 搭載機器諸元

地上局と衛星間での通信 (アップリンク・ダウンリンクについて)

通信系に関する搭載機器を Table 4.7.7.1 に示す。

衛星間通信

本項では搭載機器への要求を以下に挙げる。

- ・常時送受信が行われるため消費電力が低いこと
- ・通信距離が最大で 100[m]であること
- ・通信データレートが数 k ~ 数 10[kBytes] 以上であること

以上より、近年使用が増加している近接デバイス間の 2.4[GHz] 周波数帯の通信装置である Bluetooth を用いる。Bluetooth は 2.4[GHz]の周波数帯を用いて、半径 10~100[m]程度の、Bluetooth 搭載機器と最大 3[Mbps]で無線通信を行うことができる。機器間に障害物があっても電波が届く範囲で通信が可能である、などの利点か

ら本衛星の要求を十分に満たしている。

本衛星では Fig. 4.7.7.1 に示す民生のプリストンテクノロジー社 Bluetooth USB アダプター(出力クラス Class1 対応)PTM-UBT4 を用いる。こ

の製品では上記に加え USB 接続により電力供給が可能という利点を持っている。また、仕様を Table 4.7.7.2 に示す。

Table 4.7.6.1 回線設計表

項目	シンボル記号	W	FM	UP144	UP1295	CW
周波数	f	MHz	437.4750	145.9800	1267.6000	437.2750
送信機出力	Ptx	W	0.3	50	10	0.1
送信機出力	-	dBm	24.77	46.99	40.00	20.00
送信系給電損失	Lftx	dB	-1	-3	-5	-1
送信アンテナピークゲイン	Gatx	dBi	2.15	14	17	2.15
送信アンテナピークゲイン	-	dB	0	11.85	14.85	0
送信アンテナポインティングロス	Laptx	dB	0	-2	-3	0
電力半減ビーム幅	θ	deg	-	-	-	-
ポインティングエラー	e	deg	-	-	-	-
送信EIRP	Pe	dBm	25.92	55.99	49.00	21.15
軌道高度	d	km	700	700	700	700
最低仰角	θ	deg	11	1	20	1
最低仰角	-	rad	0.191986218	0.017453293	0.34906585	0.017453
最長通信距離	-	km	2084.584	2959.808	1583.934	2959.808
自由空間損失	Ls	dB	-151.64	-145.15	-158.50	-154.68
降雨損失	Lra	dB	0	0	0	0
大気吸収損失	La	dB	0	0	0	0
その他の損失	Lv	dB	0	0	0	0
伝送経路損失(*)	Ln	dB	0	0	0	0
受信アンテナピークゲイン	Garx	dBi	18.4	2.15	2.15	18.4
受信アンテナピークゲイン	-	dB	16.25	0	0	16.25
受信増幅器利得	-	dB	27	0	0	27
受信アンテナ給電損失	Laprx	dB	-3	-1	-1	-3
受信アンテナポインティングロス	Lpr	dB	-3	0	0	-3
偏波ロス	Lf	dB	-3	-3	-3	-3
受信電力レベル	Prx	dBm	-116.32	-91.01	-111.35	-124.13
アンプあり受信電力レベル	-	dBm	-89.32	-91.01	-111.35	-97.13
アンテナノイズ温度	Ta	K	500	500	500	500
アンテナ-アンプ給電線損失	Lap	dB	-0.5	0	0	-0.5
アンプノイズフィギュア	NFp	dB	3	0	0	3
アンプ-受信機給電線損失	Lpr	dB	-3	-1	-1	-3
受信機ノイズフィギュア	NFr	dB	10	10	10	10
受信機ノイズ温度	Te	K	-	2700	2700	-
システムノイズ温度	Ts	K	195280.2367	3158.865647	3158.865647	195280.2
システム雑音/Hz	-	dBW/Hz	-175.693417	-193.604688	-193.604688	-175.693
システム雑音/Hz	-	dBm/Hz	-145.693417	-163.604688	-163.604688	-145.693
伝送データレート	R	bps	9600	1200	9600	10
要求Eb/N0	Eb/N0	dB	10.00	10.00	10.00	10.00
要求C/N0	C/N0	dBHz	49.82	40.79	49.82	20.00
受信機ノイズ帯域	B	Hz	20000	20000	20000	20000
受信機ノイズ帯域	-	dBHz	43.01	43.01	43.01	43.01
要求Eb/N0	Req.Eb/N0	dB	10	10	10	10
要求C/N0	Req.C/N0	dBHz	49.82	40.79	49.82	20.00
要求受信電力	Req.P(rx+amp)	dBm	-95.87	-122.81	-113.78	-125.69
実装ロス	-	dB	-2	-2	-2	-2
受信電力レベル(rx)	-	dBm	-92.82	-92.01	-112.35	-100.63
マージン(Eb/N0)	-	dB	-	-	-	-
マージン(C/N0)	-	dB	-	-	-	-
マージン(受信電力レベル)	-	dB	3.05	30.80	1.44	25.06
電力束密度	pfd.	dBW/m ² /4kHz	-	-	-	-

Table 4.7.7.1 搭載機器諸元[20]

機器名	サイズ [mm]	重量 [g]	消費電力 [mW]
UHF Receiver (144MHz)	56x94x14.6	86	200
UHF Receiver (1200MHz)	58x128x24.5	300	200
UHF Transmitter	56x94x14.6	86	10
UHF Monopole Antenna	510x3x0.2	30	—
Triplexer	80x55x25	80	—
Bluetooth (衛星間通信)	14x23x4.5	2	400



Fig. 4.7.7.1 PTM-UBT の外観図

Table 4.7.7.2 PTM-UBT の仕様

型番	PTM-UBT4
伝送方式	FH-SS(周波数ホッピング方式)
周波数範囲	2.4~2.4835GHz
最大通信速度	2.1Mbps
通信距離	100m
電圧	5V
消費電力	400mW
サイズ	14.0×23.0×4.5
質量	2.0g

4.8 電源系[21]

電源系の設計は内部機器の平均搭載電力を見積もり、そこから太陽電池セル枚数及びバッテリー数数の決定を行う。なお、電力制御方式はシーケンシャルシャント方式、太陽電池セルは InGaP/InGaAs/Ge のトリプルジャンクションのもの、バッテリーは Li-ion を選択する。これらは本研究室で既に軌道上での実証により信頼性を得ており、本衛星でも採用する。

4.8.1 消費電力見積もり

衛星を MBD 搭載側とインフレーターブルチューブ搭載側に分け、各機器の消費電力を Table.4.8.1.1 に示す。各フェーズについては以下に示し、マージンとして 10% を取る。

1)衛星解放

ロケットから分離後、ニクロム線によりナイロン線を溶断し、4機の衛星を解放する。このとき日陰、日照どちらでも対応できるように設計する。必要電力は MBD 側で 2.486[W]、インフレーターブル側で 3.366[W]。

2)インフレーターブル伸展

解放後にインフレーターブルチューブの伸展を行う。伸展には 3日間要し、日陰・日照でも運用できるように設計し、日照時には太陽電池発電を主とし蝕時はバッテリーを用いる。必要電力は MBD 側で 1.386[W](日照)、2.486[W](日陰)、インフレーターブル側で 4.521[W](日照)、5.621[W](日陰)。

3)MBD 伸展・変形

インフレーターブルチューブ伸展後に MBD の伸展を行う。また、伸展時の電力消費は MBD によるフォーメーション変更を行う際の電力と同じ

となる。必要電力は MBD 側で 4.906[W](日照)、6.006[W](日陰)、インフレーターブル側で 2.871[W](日照)、3.971[W](日陰)。

4)姿勢制御

姿勢制御のためにスラスタを使用する。ミッション期間は 20日間とし、その間は日照、日陰ともに運用できるように電力をまかなう。必要電力は MBD 側で 1.386[W](日照)、2.486[W](日陰)、インフレーターブル側で 3.476[W](日照)、3.576[W](日陰)。

5)ダウンリンク

ミッション時または終了後に姿勢制御および HK データを地上に送信する時間を 15分と見積もる。必要電力は MBD 側で 1.386[W](日照)、2.486[W](日陰)、インフレーターブル側で 5.346[W](日照)、6.446[W](日陰)。

4.8.2 太陽電池アレイのサイジング

InGaP/InGaAs/Ge のトリプルジャンクションの諸元を Table.4.8.2.1 に示す。

以上より必要な太陽電池面積を算出する。消費電力見積もりより

$$P_{sa} = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d} + \frac{P_t T_t}{X_d} \right)}{T_d + T_t} = 8.46[W]$$

Pe : 蝕時消費電力(=6.006[W]) Pd : 日照時消費電力(=4.906[W]) Te : 蝕時間(=1800[sec])

Pt : 通信時消費電力(=6.446[W]) Tt : 通信時間(=900[sec])

Xe : battery から負荷への電力伝達効率(=0.90)

Xd : 太陽電池アレイから負荷への電力伝達効率(=0.90)

この発生電力をミッション終了時に必要な電力

として太陽電池アレイのサイジングを行う。

$$P_{BoL} = P_{Sun} E_{BoL} H_d E_d \cos\theta = 294.3[W/m^2] : \text{ミッ ション開始時発生電力}$$

$$P_{EOl} = R_d P_{BoL} = 261.9[W/m^2] : \text{放射線劣化考慮後 の発生電力}$$

P_{Sun} : 太陽定数(=1367[W/m²])

E_{BoL} : 3 接合セル効率(=0.275)

H_d : 3 接合セルの温度による性能劣化率(=0.98)

E_d : アセンブリ (ダイオード、ハーネス、伝達 ロス) 効率(=0.85)

θ : 太陽光入射角 (=20[deg]) R_d : 放射線劣化 率(=0.89)

以上より、必要な太陽電池アレイ面積はパッキン グ能率を 95%とし

$$A_{Array(Est)} = P_{sa} / P_{EOl} / 0.95 = 0.034[m^2]$$

よって必要セル枚数はセル面積で割って最低で 15 枚となる。これは衛星の一面あたりに必要なセル 枚数である。また、太陽電池の直列段数を算出 する。セル電圧はマージンとして 5%減じる。

$$N = \frac{V_{Bus} + V_{dl} + V_{hl}}{V_{cell} \times 0.95} = 5.81 < 6$$

V_{Bus} : バス電圧(=12[V]) V_{dl} : ダイオードロス (=0.10[V])

V_{hl} : ハーネスロス(=0.60[V]) V_{cell} : セル電圧 (=2.270[V])

これより、セルは 6 直列 3 並列とし、最低セル枚 数は 18 枚となる。また、構造の設計により、最大 で 1 面あたり 24 枚まで貼ることができ、最大

枚数で張ったときの余剰電力を将来的には理学 観測やカメラ観測に当てることができると考え られる。

4.8.3 搭載バッテリーのサイジング

バッテリーの諸元を Table.4.8.3.1 に示す。この とき必要なバッテリーのサイジングを行う。食事 に必要なバッテリー容量は

$$C_{r_eclipse} = \frac{P_e T_e}{(DOD) \Gamma_n} = 33.367[W \cdot hr]$$

P_e : 蝕時消費電力(=6.006[W])

T_e : 蝕時間(=1800[sec])

Γ_n : 負荷供給伝達効率(=0.9)

DOD : 放電深度(=0.1)

設計要求よりバス電圧は 12[V]であるので

$$N_{Bat_series} = V_{Bus} / V_{Bat_Nominal} = 3.26 < 4$$

よって 4 直列となり、並列数は

$$N_{Bat_parallel} = \frac{C_{r_eclipse}}{V_{Bat_Nominal} N_{Bat_series} C_{r_Nominal}} = 1.94 < 2$$

$C_{r_eclipse}$: 蝕時必要容量(=33.367[Whr])

V_{Bat_series} : バッテリー電圧(=3.8[V])

$C_{r_Nominal}$: バッテリー容量(=1.13[Ah])

N_{Bat_series} : バッテリー直列数(=4)

以上より、バッテリーは 4 直列を 2 並列ユニット 搭載することで、容量は 33.452[Whr]となり、蝕 時に必要なバッテリー容量を満たす。

Table.4.8.1.1 MBD 側

	Amount	Power	①解放		②インフレタブル展開		③MBD展開・変形		④姿勢維持		⑤Downlink		
			日照	日陰	日照	日陰	日照	日陰	日照	日陰	日照	日陰	
AD&C	SunSensor	6	0.12	on	on	on	on	on	on	on	on	on	
	MagneticSensor	1	0.19	on	on	on	on	on	on	on	on	on	
	GyroSensor	3	0.45	on	on	on	on	on	on	on	on	on	
	GPS	1	0.2	on	on	on	on	on	on	on	on	on	
	subtotal		0.96										
C&DH	OBC	1	0.3	on	on	on	on	on	on	on	on	on	
	subtotal		0.3										
Power	BatteryHeater	1	1	off	off	on	off	on	off	on	off	on	
	subtotal		1										
Release	NichromHeater	1	1	on	off	off	off	off	off	off	off	off	
	subtotal		1										
MBD	motor①(展開)	1	1.6	off	off	off			off	off	off	off	
	motor②(変形直線)	1	1.6	off	off	off	on	on	off	off	off	off	
	motor③(変形)	1	1.6	off	off	off			off	off	off	off	off
	motor④	1	1.6	off	off	off			off	off	off	off	off
	subtotal		6.4										
	Total		W	2.26	1.26	2.26	4.46	5.46	1.26	2.26	1.26	2.26	
	Total(10%margin)		W	2.486	1.386	2.486	4.906	6.006	1.386	2.486	1.386	2.486	
	Time		sec	30	3600	1800	3600	1800	3600	1800	900	900	
	Amount of Power Need		Wh	0.0207167	1.386	1.243	4.906	3.003	1.386	1.243	0.3465	0.6215	

Table.4.8.1.2 インフレーターブルチューブ側

		Amount	Power	①解放	②インフレーター展開		③MBD展開・変形		④姿勢維持		⑤Downlink	
				日照	日陰	日照	日陰	日照	日陰	日照	日陰	日照
AD&C	SunSensor	6	0.12	on	on	on	on	on	on	on	on	on
	MagneticSensor	1	0.19	on	on	on	on	on	on	on	on	on
	GyroSensor	3	0.45	on	on	on	on	on	on	on	on	on
	GPS	1	0.2	on	on	on	on	on	on	on	on	on
	subtotal		0.96									
C&DH	OBC	1	0.3	on	on	on	on	on	on	on	on	on
	subtotal		0.3									
Comm	UHF(144MHz)	1	0.2	on	on	on	on	on	on	on	on	on
	UHF(430MHz)	1	0.2	on	on	on	on	on	on	on	on	on
	UHF(1.2GHz)	1	0.2	off	off	off	off	off	off	off	on	on
	Bluetooth	1	0.4	on	on	on	on	on	on	on	on	on
	subtotal		1									
Power	BatteryHeater	1	1	off	off	on	off	on	off	on	off	on
	subtotal		1									
Release	NichromHeater	1	1	on	off	off	off	off	off	off	off	off
	subtotal		1									
Inflatable	Motor	1	0.75	off	on	on	off	off	off	off	on	on
	Encoder	1	0.75	off	on	on	off	off	off	off	on	on
	SolenoidValve①(expand)	1	0.55	off	on	on	on	on	on	on	on	on
	SolenoidValve②(thrust)	1	0.55	off	off	off	off	off				
	SolenoidValve③(thrust)	1	0.55	off	off	off	off	off				
	SolenoidValve④(thrust)	1	0.55	off	off	off	off	off	on	on	on	on
	SolenoidValve⑤(thrust)	1	0.55	off	off	off	off	off				
	SolenoidValve⑥(thrust)	1	0.55	off	off	off	off	off				
	SolenoidValve⑦(thrust)	1	0.55	off	off	off	off	off				
subtotal		5.35										
Total		W	3.06	4.11	5.11	2.61	3.61	3.16	4.16	4.86	5.86	
Total(10%margin)		W	3.366	4.521	5.621	2.871	3.971	3.476	4.576	5.346	6.446	
Time		sec	300	3600	1800	3600	1800	3600	1800	900	900	
Amount of Power Need		Wh	0.2805	4.521	2.8105	2.871	1.9855	3.476	2.288	1.3365	1.6115	

Table.4.8.2.1 InGaP/InGaAs/Ge

Thickness	Vmp	Jsc	Efficiency(BOL)	Structure	Weight	Radiation Degradation
140 μm	2300mV	17.1mA/cm2	27.5%	InGaP/InGaAs/Ge	0.084g/cm2	89%/year

Table.4.8.3.1 バッテリー諸元

Dimentions	Nominal Capacity	Nominal Voltage	Weight	Suitable Dischge Temp
33.6×8.7×47.0mm3	1130mAh	3.8V	38g	25.0°C

4.9 構造系

4.9.1 インフレーターブルチューブ伸展機構

インフレーターブルチューブの伸展はタンク機構とリール機構の二つの箇所に分れる。

リール機構

インフレーターブルチューブは Fig.4.9.1.1 に示す機構に収納されている。

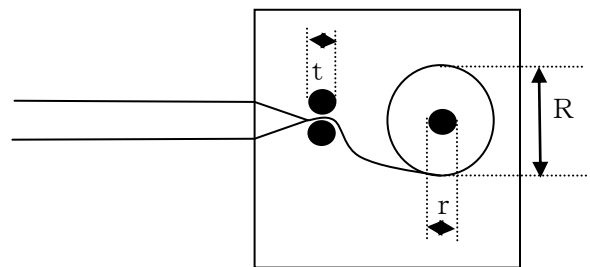
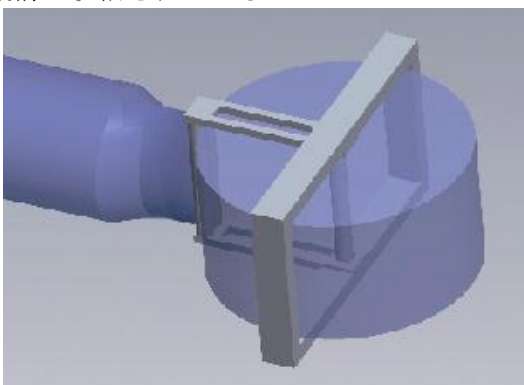


Fig.4.9.1.1 リール機構 3D モデル・簡易断面図

上図において、Rはインフレーターブルチューブのリールの直径であり、rはリールの軸径、tはリール排出機構の回転部の径である。

インフレーターブルチューブに鉛直方向にかかる力の最大値は0.4245[N]であるので、リール軸がそれに耐えるだけの剛性を持っていなければならない。しかし、この値は金属棒にとっては極めて微々たる力であり、金属の中でも曲げ剛性が80[MPa]と低い軟鋼[22]でも必要な軸直径は2.62[nm]で耐える事ができる。

そのため、リール軸はエンコーダの規格に合わ

せて設計する. エンコーダは Fig.4.9.1.2 に示す Motortronics 社の SA35[23]シリーズを用いる.

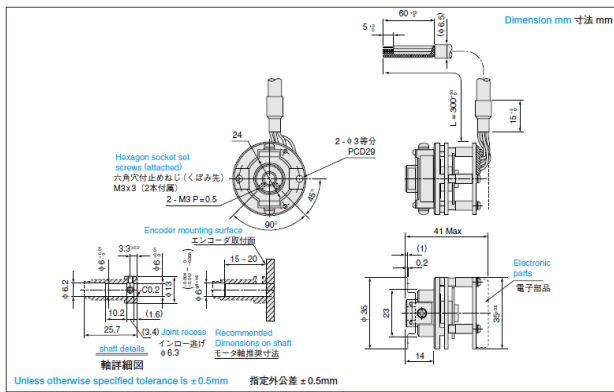


Fig.4.9.1.2 Motortronics 社 SA35 シリーズ

このエンコーダをリールの軸に直接接続する設計をするため、少なくとも接続部の径は6[mm]でなくてはならない。よって、加工の容易さから軸径は10[mm]とする。

リール収納部の外径はインフレーターブルチューブ 1 本の質量が2.2[kg]であることより、その体積は約 $1.58 \times 10^{-3} [m^3]$ となり半径25[mm]のチューブ収納時の幅が約80[mm]であることから、リールの直径は軸を入れて160[mm]必要となる。ここに5[mm]のマージンを取り、リール径は170[mm]とする。

伸展機構においてチューブを挟む機器は減速機構をギア比によって組む必要がある。使用するモータ及びギアヘッドは Fig.4.9.1.3、Fig.4.9.1.4 に示す MAXON 社の A-MAX12-265374 および GS-12A-310317[24]を用いる。

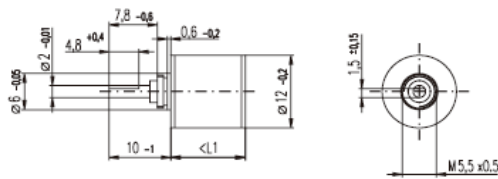


Fig.4.9.1.3 ギアヘッド GS-12A-310317

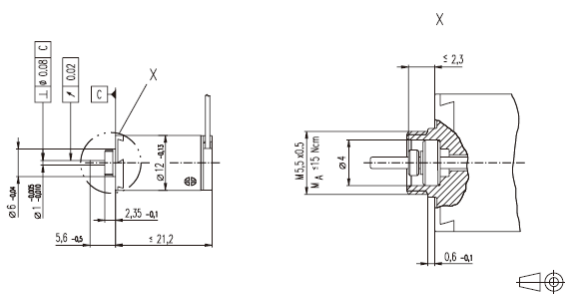


Fig.4.9.1.4 モータ A-MAX12-265374

モータの空転時回転数は1190[rpm]であり、ギアの減速比は4402である。一方、インフレーターブルチューブの伸展速度は0.3[mm/s]で設計されているため、動力伝達機構での減速比をCとすると、伸展部の半径tは

$$t = \frac{36 \times 4402C}{11900\pi} \quad (4.9.1)$$

と表される。ただし、この式のみで径を固定することはモータの回転数変動を考慮に入れていないことを意味するので、さらにリールに設置してあるエンコーダとのフィードバックによって制御する。そのため、伸展部径は制御則によってある程度自由になることからこちらを先に容積等の面から決定し、制御面での仕様を決定する。よって、リール軸と同様の径 $t = 10 [mm]$ とする。

エンコーダをリールに設置する理由は伸展機構における空転を考慮し、それらが検出値に反映されないようにするためである。したがって、モータ自体にはエンコーダは設けない。

タンク機構

本衛星のガスタンクにはインフレーターブルチューブの伸展・保持力源としての役割のみならずスラスタ用タンクとしての役割がある。そのためタンク内のガス容量は大きくなる。

インフレーターブルチューブの伸展に必要なガス体積は Table.4.2.1.5.1 より計算すると、 $0.062001 [m^3]$ となる。これは極めて少量の値であるので、タンクの容量は目標とする衛星の設計寿命を実現するための必要スラスト出力からタンクの容量を検出する。構造系からの許容形状は直径120[mm]、高さ100[mm]の円柱であり、このタンク容積において常時姿勢制御を行った場合の設計寿命は約20日となる。この値が適正かどうか、また常時姿勢制御を行う必要があるかどうか、等は衛星のミッションによって変わってくるので現状はこのサイズでの設計とする。

以上より、タンクの容積は直径120[mm]、高さ100[mm]とする。圧力は余剰分を加味して20[MPa]に設定するとし、必要なタンクの設計を行う。タンク厚をtとして、タンクにかかる最大応力はノズル部を除いて式(4.2.10)より $6 \times 10^5 / t [Pa]$ となる。タンクに用いる素材を強度200[MPa]のアルミニウムを用いるとすると、必要なタンク厚は3[mm]となる。これにISTISの疲労破壊の安全率4を乗じてタンク厚を12[mm]と

する。よって、タンクの体積は $8.885 \times 10^{-4} [m^3]$ となり、密度が $2600 [kg/m^3]$ であることから、タンク自体の重量は $2.31 [kg]$ となる。以上より決定したタンク設計値を Table.4.9.1.1 に示す。

Table.4.9.1.1 タンク設計値

タンク部材	アルミニウム	タンク容積	m^3	0.001131
タンク内高	mm	タンク厚	mm	12
タンク内半径	mm	タンク体積	m^3	0.000888
タンク圧力	Mpa	タンク質量	Kg	2.310081

人工衛星のタンクが配置される子機側にタンクを用いた姿勢制御用スラスタが設置される。それらスラスタとインフレーターブルチューブとの流路の切り替えや減圧を行うために電磁弁とレギュレータが必要となる。レギュレータは2段階必要であり、1段階目はタンク内の圧力を電磁弁の使用範囲圧力に下げて排出するもので、これは $20 [MPa]$ からスラスタ必要圧力 $0.1 [MPa]$ への減圧を行う。もう1つはインフレーターブルチューブ内の圧力を $330 [Pa]$ に保つため、 $0.1 [MPa]$ から減圧するものである。電磁弁も同様に2種類必要で、1つは打ち上げまでインフレーターブルにガスが流入しないよう弁を閉じておくものであり、もう1つは子機に6個ついているスラスタの制御用切り替え機である。同時にタンク内の圧力を知るための圧力センサが必要となる。圧力センサはインフレーターブルチューブ内にも必要となってくるが、現実問題としてチューブと圧力センサとの接続が困難である。また、レギュレータを用いているためにインフレーターブルチューブ内の圧力は常に設定値で変動しない。そのため、き裂等から漏れている場合でも、チューブ用電磁弁は打ち上げ後、常時開放するのでスラスタオフ時にタンクの圧力が減少していればインフレーターブルチューブの圧力低下が検出できることから、圧力センサはタンクのみを設置する。

レギュレータ、電磁弁、圧力センサはそれぞれ Fig.4.9.1.5、Fig.4.9.1.6、Fig.4.9.1.7、に示すスウェージロック社の KCP1PRA2Z2P10000[25]、クロダニューマティクス社の MFS□-A05PD25 八連 [26]、MARTEL 社の BETA Pressure Module[27]を用いるとする。

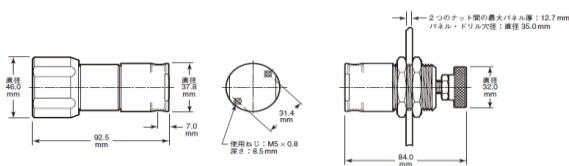


Fig.4.9.1.5 スウェージロック社の KCP1PRA2Z2P10000

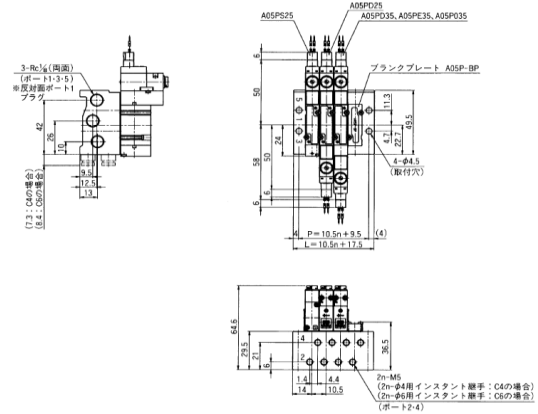


Fig.4.9.1.6 クロダニューマティクス社の MFS □-A05PD25 八連



Fig.4.9.1.7 BETA Pressure Module

4.9.2 MBD 伸展機構

MBD モータ検討

MBD のモータは伸展部、変形部(直線運動、回転運動)、収納部で用いる各必要トルクと選定したモータの対応表を Table.4.9.2.1 に示す。モータは宇宙実証に向けて小型化を図るための検討で MBD 試作機設計時に選定したものをを用いる。

Table.4.9.2.1

	Tm[mN・m]	モータ
変形部(直線)	15	SPG20-1000
変形部(回転)	7	SPG20-1000
収納部	25	SPG20-310
展開部	36	SPG20-310

モータの仕様はそれぞれ以下となる。今回は低速での伸展、変形を考えており 200~300pps で使用する。

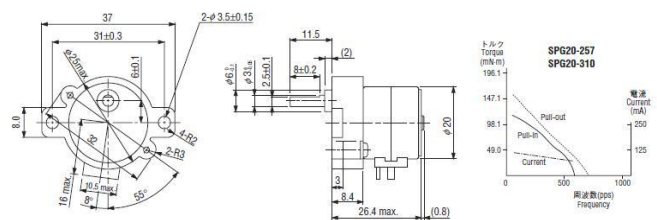


Fig.4.9.2.1 SPG20-310

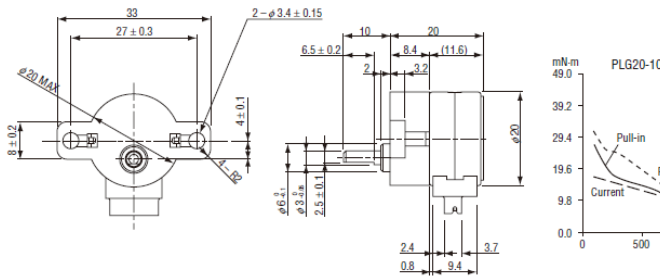


Fig.4.9.2.2 SPG20-1000

MBD の制御は、ステッピングモータによる空転が無いと考え、ステッピングモータに加えるステップ数により、ビームの変形を決定する。また、MBD の先端にはアタッチメントとしてフックがついており、今回は始めから結合しているが、将来の展望としてカメラシステムと組み合わせ、他の衛星にドッキングできると考えられる。

伸展機構設計

MBD のコンポーネントの設計 CAD モデルを Fig.4.9.2.3 に示す。これは設計要求に従い、MBD コンポーネントのサイズに収めており、実際に運用する場合には電力消費も考え、モータがすべて同時に動くことはない。

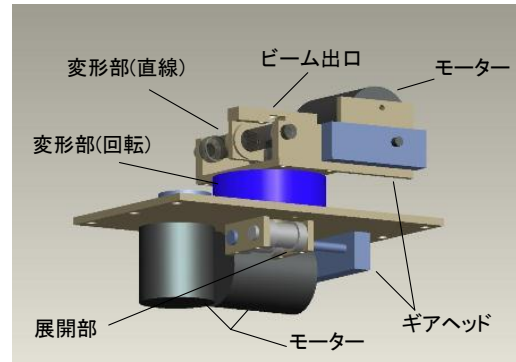


Fig.4.9.2.3 MBD コンポーネント

4.9.3 構造設計

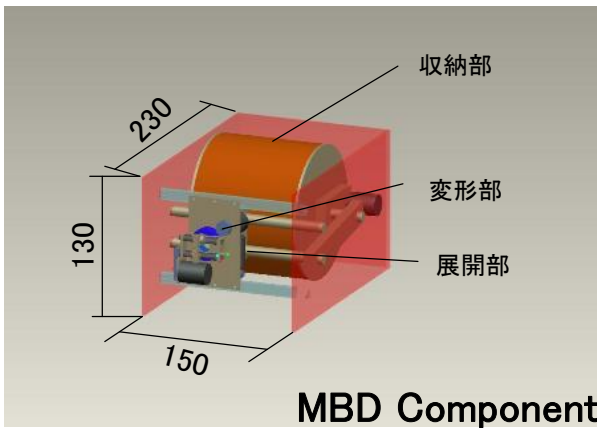
MBD の搭載とインフレータブルチューブ伸展機構のサイズおよび電力収支を考慮した太陽電池セルの枚数に見合う表面積から最低限の衛星サイズを見積もった。さらに、将来搭載し得る理学観測機器スペースを最大限設けられるよう機器配置に配慮し、構造設計を行った。

本衛星のサイズおよび質量を以下に示す。また、Table.4.9.3.1 に搭載機器の質量・サイズを示した。なお、軌道投入後に親子機 2 組計 4 機の衛星に分かれる。

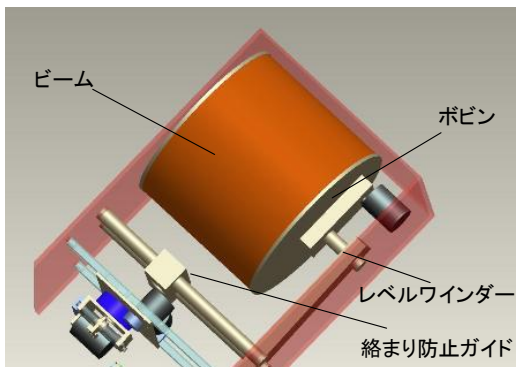
打ち上げ時	サイズ：500×500×450
	質量：43.5[kg]
軌道投入後	サイズ(1機分):250×250×450
	質量(親機):10.3[kg]
	(子機):11.5[kg]

打ち上げ時の外観を Fig.4.9.3.1 に示す。底面でマルマンクランプバンドによりロケット側 IF と固定している。また、内部機器配置およびインフレータブル伸展途中を Fig.4.9.3.2 に示す。

親機・子機ともに姿勢系、電源系、構造系、C&DH 系は同じ仕様・要求となっており、OBC・バッテリー・親子機間通信機器・姿勢決定用センサ・衛星相対位置計測用 GPS が搭載される。また、ミッション系の要求のうち MBD とインフレータブルチューブ伸展機構は容積から同一衛星に搭載できないため、伸展機構を有する機体と MBD およびタンク・レギュレーター・電磁弁・スラスタを有する機体と分けた。そして、通信系より地上局と通信を行う親機を設けることで、MBD にはモータがあり信号のノイズ源になり得る配慮をし、伸展機構を有する機体へ搭載した。最後に、100[m]のインフレータブルチューブお



MBD Component



よび MBD が伸展した様子を Fig.4.9.3.3 に示す。正四面体のねじれの位置にある 1 組の辺がない状態である。これは MBD による立体配置を目指しており、正四面体に配置を固定させないためである。

解放機構

打ち上げ時に 4 機の衛星が分離しないように Fig.4.9.3.4 のような機構で上下計 6 ヶ所を固定する。軌道投入後、Fig.4.9.3.4 の板ばねを把持するナイロン線を溶断することで、4 機の衛星を解放する。

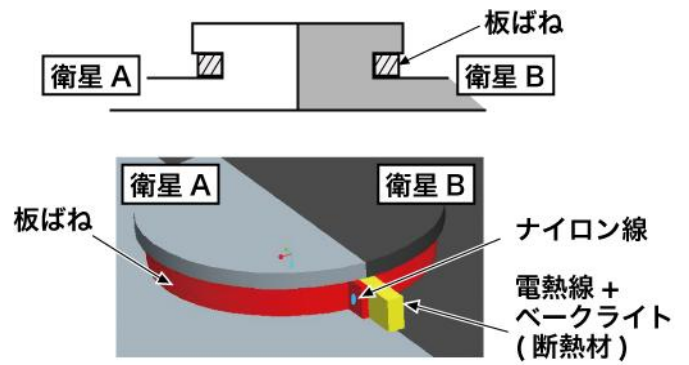


Fig.4.9.3.4 解放機構

Table.4.9.3.1 搭載機器一覧

サブシステム	機器名	体積			質量 [g]	数量	小計 [g]	許容温度範囲 [°C]
		縦[mm]	横[mm]	高さ[mm]				
Mission	モーフアブルビーム	φ 120		100	4000	2	8000	
	MBD伸展機構部	230	150	130	1000	2	2000	
	伸展機構	200	200	80	3000	2	6000	
	タンク	φ 120		100	2300	2	4600	
	レギュレータ	φ 40		70	600	2	1200	
	スラスタ	φ 16		21	32	12	384	
ADCS	ジャイロ	7	7	3	0.5	12	6	-40~85
	磁気センサ	75	30	7	28	4	112	-40~85
	太陽センサ	6	6	2.5	1	48	48	-40~85
	GPS	34	16	6.7	50	4	200	-40~85
Comm	UHF Receiver (144MHz)	56	94	14.6	86	2	172	-20~60
	UHF Receiver (1200MHz)	58	128	24.5	300	2	80	-20~60
	UHF Transmitter	56	94	14.6	86	2	172	-10~60
	UHF Monopole Antenna	510	3	0.2	30	2	60	-20~70
	Triplexer	80	55	25	80	2	160	
	Bluetooth USB	14	23	4.5	2	4	8	
EPS	InGaP/InGaAs/Ge3接合							
	太陽セル	40	60	3.5	20	480	9600.00	-150~140
	電源基板	120	90	10	100	1	100	
	リチウムイオンバッテリー	33.6	47	8.7	38	32	1216	0~45
S&M	構造部材(柱)	10	10	430	116.1	16	1857.6	
		10	10	210	56.7	16	907.2	
		10	10	190	51.3	16	820.8	
	構造部材(壁)	430	200	5	145.125	8	1161	
		430	230	5	166.89375	8	1335.15	
		250	250	5	105.46875	8	843.75	
	解放機構	φ 10		10	20	50	1000	
	Harnessその他	1000						
C&DH	OBC	100	60	10	100	4	400	-20~75
Total							43443.5	

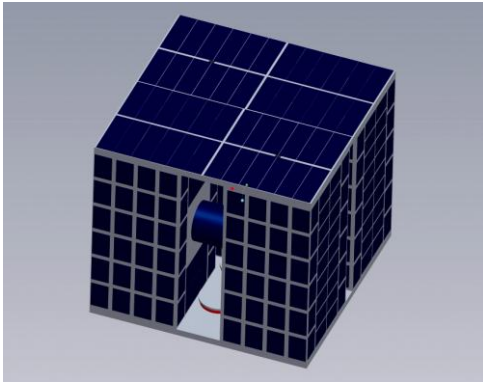


Fig.4.9.3.1 打ち上げ時外観

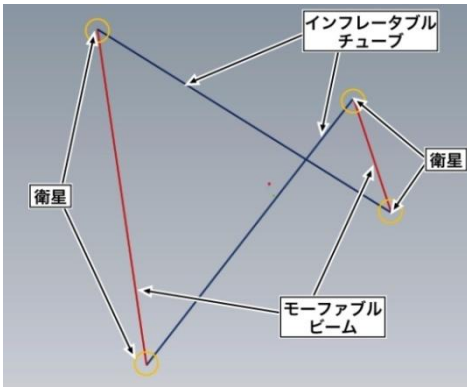


Fig.4.9.3.3 伸展後

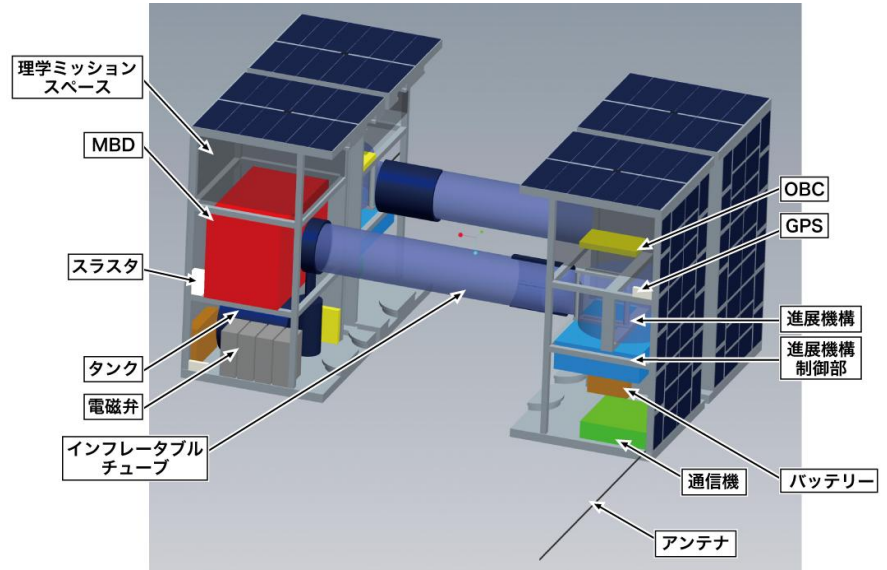


Fig.4.9.3.2 機器配置

4.9.4 熱設計

本衛星の温度要求は動作保障温度範囲が狭いリチウムイオン電池の 0~45℃となっている。そこで、本衛星の親機・子機をそれぞれ様な立方体とモデル化し、初期温度を 25℃と仮定し、軌道高度 700km という設定より日照時間 4000 秒、日陰時間 2000 秒として、下記の 2 条件のもと式 (13.1)に示す熱平衡方程式により衛星温度変化の解析を行った。

高温時の最悪条件：軌道投入後から日照に入る場合
低温時の最悪条件：軌道投入後から日陰に入る場合

熱平衡方程式

$$mC_p \frac{dT}{dt} = \alpha (Q_s + Q_a + Q_e) + q_{in} - \varepsilon \sigma A_b T^4 \quad (4.9.2)$$

m : 衛星の質量 C_p : 比熱

α : 太陽光吸収率 ε : 衛星表面の赤外放射率

σ : ステファンボルツマン定数

$$\text{太陽放射: } Q_s = E_s A F_s \quad (4.9.3)$$

E_s : 太陽放射エネルギー A : 表面積

F_s : 太陽光 に関する形態係数

$$\text{アルベド: } Q_a = a E_s A F_a \quad (4.9.4)$$

a : アルベド係数 A_a : 表面積

F_a : アルベドに関する形態係数

$$\text{地球赤外放射: } Q_e = E_e A F_e \quad (4.9.5)$$

E_e : 地球からの熱放射

F_e : 地球赤外放射に関する形態係数

$$\text{内部機器発熱: } q_{in} : \text{全消費電力の 1\%}$$

この熱平衡方程式での妥当性はこれまでに本研究室で打ち上げに成功した超小型人工衛星 CUTE-I に対し同様の解析を行い実際の温度と ±5℃程度の誤差になることが確認されている。解析の結果、放熱対策を施す必要が生じ、衛星に白色ペイント(S-13G/LO)を塗布する。但し、ソーラーセル面には塗布できないため、実質塗布できるのは全表面積の 2 割程度である。放熱対策後の解析結果を以下に示す。この結果より温度要求を満足している。さらに、親機においては解析誤差によっては 0℃以下となる可能性も考えられるため 1W のヒータを搭載し、信頼性の向上を図った。

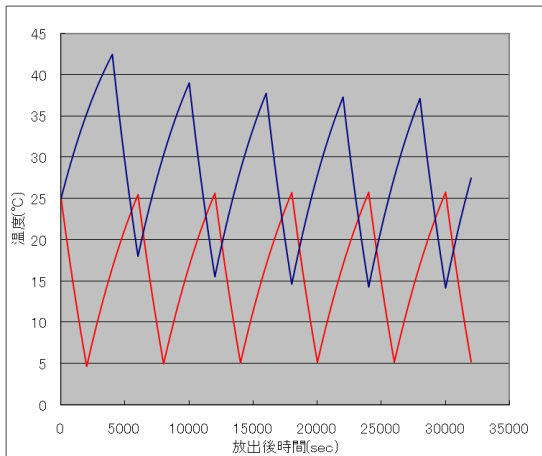


Fig.4.9.4.1 熱解析結果(親機)

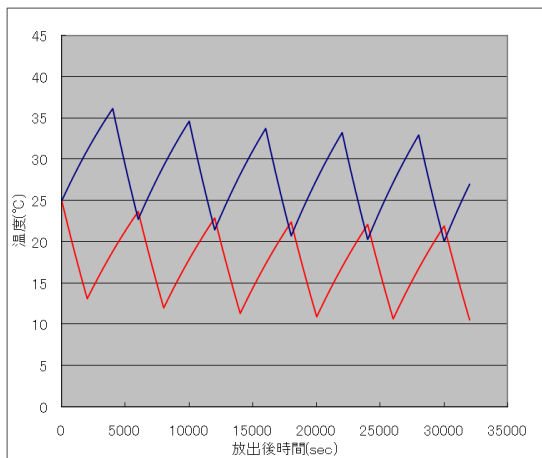


Fig.4.9.4.2 熱解析結果(子機)

5.運用シーケンス

5.1 ロケット分離後～編隊飛行

本節ではロケット分離からインフレーターチューブとMBDによる衛星の編隊飛行までのシーケンスを Fig.5.1.1 に示す。ロケットから分離後は衛星同士を支持している機構の解放を行う。その後、運用により衛星状態を確認する。

次にインフレーターチューブの伸展を開始する。定期的に運用により伸展時データを取得し状況を確認する。もし異常があれば、チューブ伸展を停止し、その原因をデバッグし伸展を再開する。伸展終了後に取得しきれない伸展時データの取得を行う。

チューブ伸展が正常に終了し、全データを取得した後はMBDの伸展を同様に行う。

全て伸展が終了した後はしばらく衛星状態を確認する。

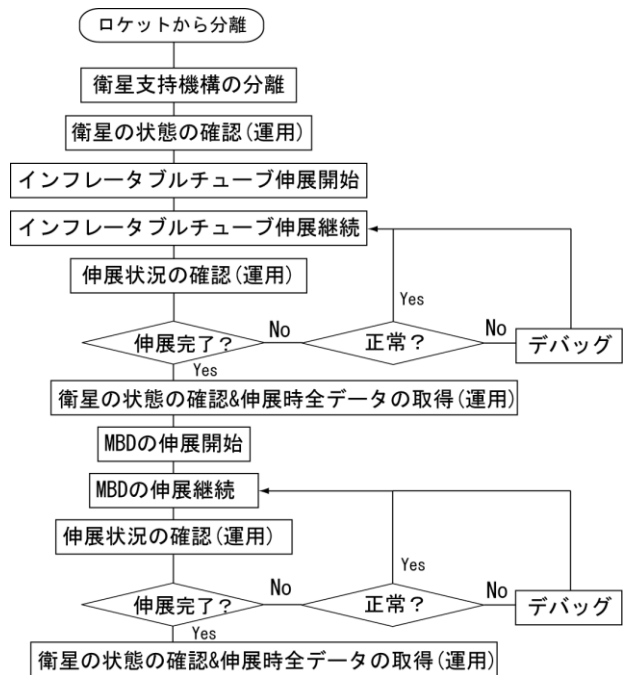


Fig.5.1.1 初期運用シーケンス

5.2 姿勢制御

姿勢制御の運用シーケンスを Fig.5.2.1 に示す。姿勢制御を開始してからは衛星状態を定期的を確認し、ミッション中にタンク圧力低下や電力不足などの異常があれば強制終了する。また、制御終了後、制御結果のデータを取得する。

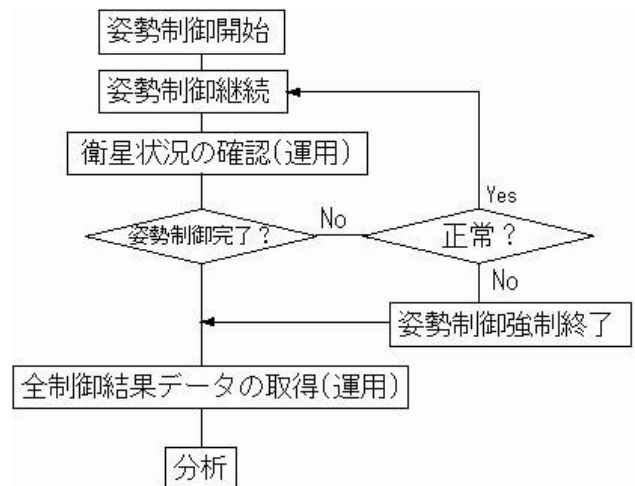


Fig.5.2.1 姿勢制御シーケンス

5.3 フォーメーション変更

フォーメーション変更はMBDの伸展と同様に行う。MBD収納後、地上でこれを確認し衛星が正常であれば新規に立体配置を設定し再伸展を開始する。

5.4 不具合時の対処の検討

5.4.1 電圧不足時

日陰時や何らかの原因でバッテリー電圧が低下した場合、衛星全体が機能停止してしまう。このときは電力消費の大きい MPU を OFF にするなど電力消費を抑えるようにする。また、姿勢制御や伸展中などであればそれを中断し電力が回復するのを待つ。

5.4.2 衛星機能停止時

衛星が機能停止した場合、電力不足や主な原因だと考えられる。この状態で衛星全体を一気に立ち上げてはまたすぐに電圧が不足しシステム全体が機能停止する可能性がある。よって、機能停止後の立ち上がりは HK 用のセンサ、通信コントロール用のシステム、無線機と最小構成とする。これにより再起動時には最低限の電力消費で衛星が再起動するので、再び機能停止する可能性は低くなると思われる。

衛星が復旧した後は運用により電力を確認、正常に戻れば通常運用を再開する。

5.4.3 MBD 挫屈時

ミッションシーケンスでも示したが、MBD 挫屈時にはビームを収納し再伸展を行う。この際、伸展速度を調整し再度伸展を試みる。

5.4.4 タンク内圧力低下時

チューブ内でガス漏れが生じた場合は、スラストによる消費以外でタンク内圧力が低下することになるので、検出が可能である。その際、それ以上のガス漏れを防ぐために電磁弁を閉じるという対処手段があり、それによるチューブ内圧力低下による剛性低下は設計上編隊飛行を維持するには支障ない範囲で収まる。

6. 結論

本解析書において、複数デバイスを用いた宇宙空間での立体編隊飛行を行う衛星を設計した。また、その姿勢維持およびフォーメーション変更が可能であることを示した。

MBD とインフレーターブルチューブという収納性と剛性を併せ持つ結合デバイスを複合的に用いることで、小型衛星の利便性と大型衛星の多機能性を同時に実現した。これによって、小型衛星の長所を生かしつつ、対象物の立体観測や大規模

宇宙構造物の建造など幅広いミッション要求に対応する。

また、宇宙機の外観検査等の利用が提案されている MBD の宇宙環境における実用性を検証することで、各分野への適用に端緒を開く。

本衛星は小型衛星とフォーメーションフライトの概念に新たな分野を確立するものと考えられる。

Reference

- [1]<http://www.stp.isas.jaxa.jp/scope/>
- [2]<http://clusterlaunch.esa.int/science-e/www/area/index.cfm?fareaid=8>
- [3]<http://iss.jaxa.jp/iss/doc04.html>
- [4]<http://www.isas.ac.jp/j/forefront/2006/higuchi/02.shtml>
- [5]<http://www.jsforum.or.jp/event/contest/prize14/pdf/nichidai.pdf> 日本大学 理工学部 航空宇宙工学科
- [6]http://www.ushio.co.jp/jp/technology/technique/cure/cure_03.html ウシオ電気株式会社
- [7]http://www.sankyo-kasei.co.jp/soudan/a_han-you-pra11.htm プラスチック物性表
- [8]http://www.d-mec.co.jp/products/scs/lineup/jushi_01.html 光硬化性樹脂物性表 株式会社ディーメック
- [9]<http://www.seibu-kg.pref.hiroshima.jp/seika/houkoku/2007/5015.pdf> B N フィラーの放熱性樹脂用材料としての特性と B N 配合放熱性エポキシ樹脂の作成方法 広島県立総合技術研究所
- [10]<http://www.jisc.go.jp/app/pager?id=43915> JIS 規格 プラスチックの曲げ剛性評価法
- [11]<http://www.me.sophia.ac.jp/~suemasu/files/mat-mech%20II.pdf> 材料力学 末益 博志
- [12]<http://westisle.typepad.jp/kosoken/files/shibato.pdf> 日本の宇宙開発と有人ロケットへのアプローチ 柴藤 羊二
- [13]「宇宙ステーション入門」 狼嘉彰 (東京大学出版)
- [14]「超小型衛星 Cute-1.7 + APD の姿勢決定制御システムに関する研究開発」 根田康美
- [15]<http://www.marotta.co.uk/pages/prgasthrust.htm>
- [16]「宇宙ロボット実験システムのための位置姿勢制御」 泉田、室津、長岡、三ツ矢

- [17] 「スライディングモード制御」 野波、田
- [18] 「システムのモデリングと非線形制御」
増淵、川田
- [19] 「スライディングモード制御による宇宙機の
位置・姿勢制御」 照井 冬人
- [20] <http://www.princeton.co.jp/product/mobile/ptmubt4.html> プリンストンテクノロジー株式会社
- [21] SPACE MISSION ANALYSIS AND DESIGN James R. Wertz and wiley J. Larson
- [22] <http://homepage2.nifty.com/ty-1999/zairyou/zairyouzenpan-01.html> 材料の物性値 機械設計技術者
- [23] <http://www2.tamagawa-seiki.com/c220.htm>
1 多摩川精機株式会社.
- [24] <http://www.maxonjapan.co.jp/> マクソンジ
ヤパン
- [25] <http://www.swagelok.co.jp/> スウェージロ
ック
- [26] <http://www.kuroda-precision.co.jp/kpl/> ク
ロダニューマティクス
- [27] <http://www.michell-japan.co.jp/index.html>
ミッシェルジャパン