

8 位節展開構造体実験衛星「あすと」

大阪大学大学院工学研究科機械工学専攻 / 大阪大学工学部応用理工学科

東山大輝 谷口明日斗 杉浦大貴 西村和真 野瀬勇斗 小林雅弥 / 岩郷浩武 田坂直也

1 ミッションデザイン

1.1 はじめに

我々人類は宇宙開発において大きな役割を担う人工衛星を宇宙へ輸送する手段として、未だロケット打ち上げ以外の手段を持たない。したがって宇宙へ人工衛星を輸送する際には、ロケットのキャパシティにより人工衛星の大きさや重さが制約される。このロケットのキャパシティによる制約は近年注目されている超小型衛星において、より大きな問題となる。

超小型衛星はその名の通り、人工衛星のサイズや重量を抑えることで、その打ち上げコストを大きく削減したものである。コスト削減により、多くの打ち上げ機会に恵まれるなど様々な利点を持つ。実際に 50 [kg] 以下の超小型に分類される衛星の打ち上げ数は、2010 年には 50 機に満たなかったが 2016 年には 400 機に迫り、今後も打ち上げ数の増加が予想される [1]。このように超小型衛星は多くの利点を持つが、サイズの制約が厳しく大型のアンテナや太陽光パネルを必要とするミッションには不向きである。そこで我々は超小型衛星におけるサイズの制約を克服する手段として展開機構に着目した。展開機構を打ち上げ時は小さく収納し軌道上において大きく展開することで、超小型衛星においても大型のアンテナや太陽光パネルを搭載することが可能となる。

1.2 8 位節展開構造体

本衛星「あすと」は展開機構のなかでも特に難しいとされる 2 次元展開に挑戦する。さらに展開・収縮を自由自在に行い、かつ展開時に平面を形成する。このように自由自在に 2 次元展開・収縮し、さらに平面を形成することができれば、そのメリットは大きく今後の様々な応用が期待される。我々は新たな展開機構である 8 位節展開構造体に着目した。8 位節展開構造体は大阪大学の田中展氏らにより開発された展開機構である。実際に製作された 8 位節展開構造体の展開・収縮の様子を図 1.1 に示す。8 位節展開構造体は 1 入力により自由自在な 2 次元展開・収縮が可能である。さらに展開時には図 1.1 のように格子状の平面が形成される。我々はこの 8 位節展開構造体の 2 次元展開・収縮実験を軌道上において行い、8 位節展開構造体の技術実証を行う。

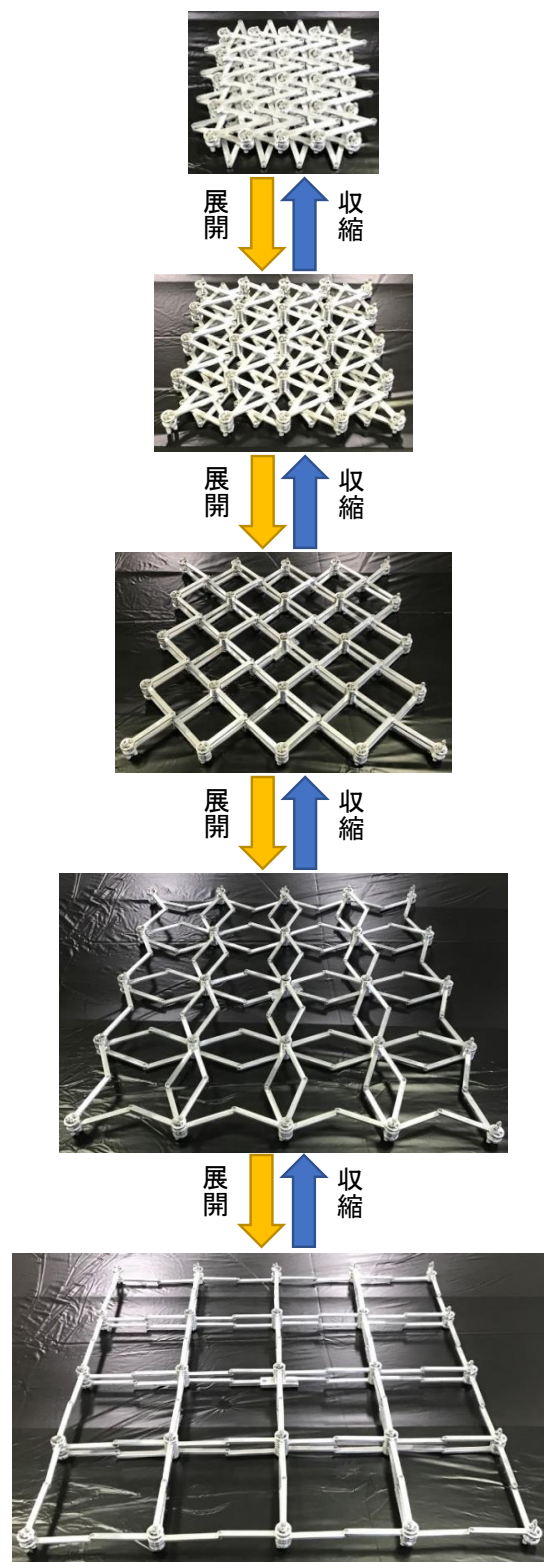


図 1.1: 8 位節展開構造体の展開・収縮の様子

1.3 8位節展開構造体の有用性

これまで打ち上げられた2次元展開機構を有する人工衛星として、JAXAによる小型ソーラー電力セイル実証衛星「IKAROS」や技術試験衛星VIII型「きく8号」などがある[2][3]。しかし、これらはいずれも展開後に収縮することは不可能である。既存の人工衛星において2次元展開を行い収縮までを実現したのものとして、1995年に打ち上げられた宇宙実験・観測フリーフライヤー「SFU」によるミウラ折りを用いた展開機構がある[4][5]。しかしミウラ折りのように折り目を持つ展開機構の場合、折り目にヒンジを用いるため強度は低くなる。さらに折り目により展開時の平面度は低くなってしまふ。一方、8位節展開構造体は、はりとそれらを連結する節からなるため、連結部にヒンジなどを用いる展開構造物に比べてより強度が確保される。また展開時の8位節展開構造体は図1.1のように格子状の平面となるため、この上にパネルを設置することができれば、平面度の高い平面を形成することができる。

1.4 平面の形成

我々は8位節展開構造体の上に平面を形成する手段として、8位節展開構造体の上にパネルを重ねて設置し、8位節展開構造体の展開力によりパネルを展開し平面を形成する機構を考案した。また、この機構は8位節展開構造体の収縮力を用いて収縮することも可能である。この機構をBi-dimensional Spiral Deployment Mechanism(以下BSDM)と名付ける。BSDMの展開・収縮の様子を図1.2に示す。このように8位節展開構造体の展開・収縮力を用いて、BSDMによりパネルを展開・収縮することで平面を形成することができる。今回我々はBSDMのパネルを太陽光パネルとすることで、BSDMによる太陽光パネルの展開・収縮実験を行う。

1.5 ミッション目的

本衛星は軌道上で8位節展開構造体の2次元展開・収縮実験を行う。主なミッション目的を次に示す。

- 8位節展開構造体の展開・収縮を軌道上で行う。
- BSDMにより大型平面の展開・収縮を行う。
- 展開・収縮実験の様子を撮影し地上へ送信する。

1.6 ミッション意義

超小型衛星において2次元展開・収縮が可能な8位節展開構造体の技術実証を行う。またBSDMにより大型の平面の展開・収縮が可能であることを実証する。これらの技術実証は地上においても可能であるが、ロケットの打ち上げ環境や宇宙という特殊な環境において実証することは重要である。

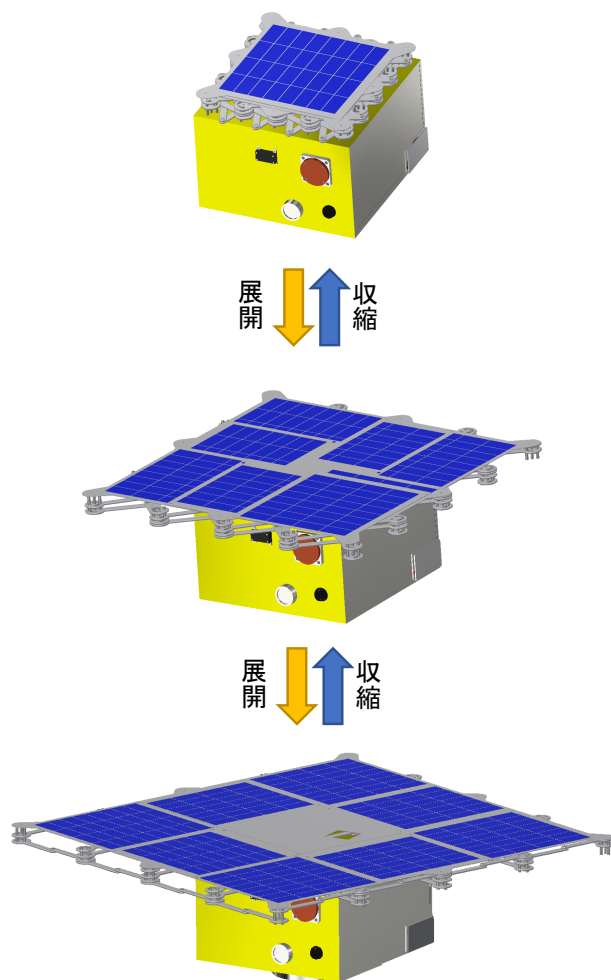


図 1.2: BSDM の展開・収縮の様子

8位節展開構造体およびBSDMの軌道上における技術実証がなされれば、超小型衛星において大型のアンテナや太陽光パネルなど大型の平面を必要とする様々なミッションの実現の可能性が示される。このようなミッションとして例えば合成開口レーダによる地上観測がある。合成開口レーダによる観測は通常同じ地点を2回違う角度から撮影する必要があるため、1機の人工衛星で撮影する場合は軌道2周回を用いて撮影する。しかし2機の超小型衛星に合成開口レーダを搭載して同時に撮影するような手段を用いると、大型衛星1機で2周回を用いて撮影する場合に比べ、コスト削減が可能である。また展開だけでなく収縮も可能であるため例えばソーラーセイルを用いた場合には、平面の大きさを制御することで、受ける太陽光輻射圧の大きさの調整が可能となる。ここで列挙した応用例の他にも、8位節展開構造体およびBSDMは様々なミッションへの応用が期待される。

1.7 ミッション要求

本ミッションを遂行するために要求される事項を以下にまとめる。

- 打ち上げ時の荷重や振動に耐えるように 8 位節展開構造体を保持できる機構を持つこと
- ひとつのアクチュエータのみで展開・収縮できる 8 位節展開構造体の技術立証を軌道上で行えること
- 太陽光パネルを 2 次元展開できる機構を持つこと
- 展開・収縮確認を行うためのカメラを搭載すること

これらの要求を満たすように設計を行う。

2 ミッション解析

2.1 8 位節展開構造体

本節では 8 位節展開構造体の基本構造や展開原理、展開率について述べ、本衛星で使用する 8 位節展開構造体の設計を行う [6]。

2.1.1 基本構造

8 位節展開構造体は、はり部材および結合節により構成された展開・収縮動作を示す構造体である。この構造体の結合節は、8 位節および 2 位節からなる。8 位節、2 位節はそれぞれ 8 組、2 組のはり部材の一端を結合した節である。図 2.1 に 8 位節の概略図を示す。図 2.1 中の黒塗りで表されているユニットをユニット 1、白抜きで表されているユニットをユニット 2 とする。それぞれのユニットは 4 組のはり部材の一端を十字に剛節として結合したものである。8 位節は 2 個のユニットの中心を、滑節として結合したものである。8 位節展開構造体は、8 位節をマトリクス状に配置し、隣接する 8 位節と結合するはり部材の他端同士を滑節として結合した構造を基本構造としている。4×4 セルの 8 位節展開構造体の結合の様子を図 2.2 に示す。図 2.2(a) は全体図を示し、図 2.2(b) は図 2.2(a) 中の A の部分の拡大図を示す。図 2.2 のように 8 位節同士は 2 位節により滑節として結合される。図 2.2 においては隣接する 8 位節同士の結合を平面的に示しているが、実際は階層的に結合される。階層化については後述する。

2.1.2 8 位節展開構造体の展開・収縮原理

本節では 8 位節展開構造体の展開原理を説明する。図 2.3 に 4 個の 8 位節を結合した場合における展開の様子を概略を示す。4 個の 8 位節を図 2.3(a) のように、それぞれ (A)–(D) と名付ける。図 2.3(a) は最も収縮した状態を示しており、図 2.3 中 (a) から (d) にかけて漸次展開していく。まず図 2.3(a) の状態から漸次展開していく原理を説明する。図 2.3(a) 中 (A) の 8 位節のユニット 1 (黒塗りのユニット) に時計回りの回転を与えると、そ

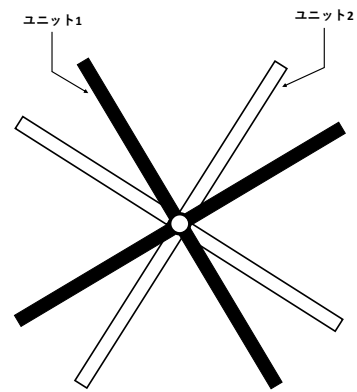
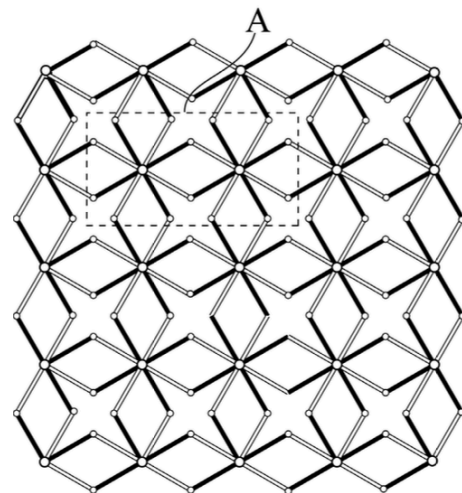
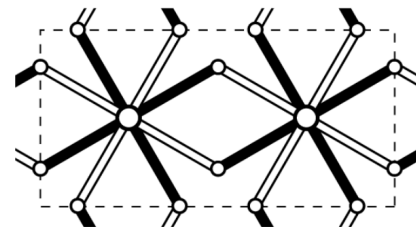


図 2.1: 8 位節の概略



(a) 4×4 セルの 8 位節展開構造体 (全体図)



(b) 4×4 セルの 8 位節展開構造体 (拡大図)

図 2.2: 4×4 セルの 8 位節展開構造体 ([6] より引用)

のユニットに結合されている (B), (C) のユニット 2 (白抜きのユニット) は反時計回りに回転する。(B), (C) のユニット 2 が反時計回りに回転することにより、(D) のユニット 1 は時計回りに回転する。同時に (A) のユニット 2 に反時計回りの回転を与えると、同様にして (B), (C) のユニット 1 が時計回りに回転し、これにより (D) は反時計回りに回転する。このようにして (A) のユニット 1 およびユニット 2 に逆向きの回転作用を与えることで、回転作用は 8 位節展開構造体全体に伝播する。展開時の 2 位節で結合されるはりのなす角は 180 [deg] となるが、後述するように展開前のなす角は $2\theta_0$ [deg] であるため、展開前後で 8 位節展開構造体は θ_0 [deg] 傾く。

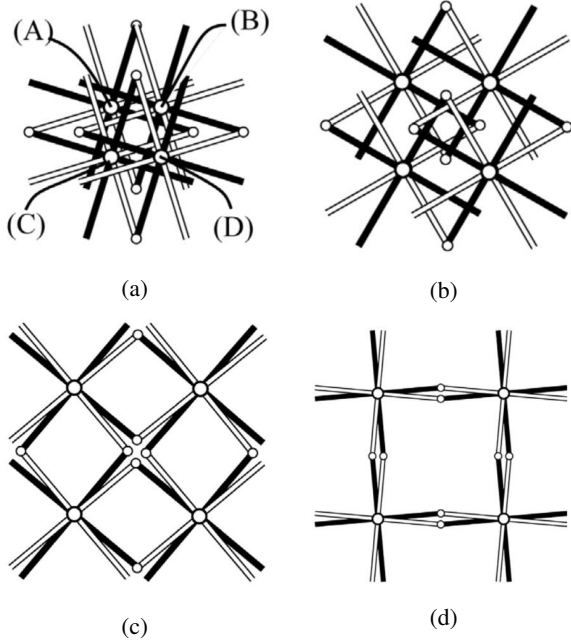


図 2.3: 8 位節展開構造体の展開の仕組み ([6] より引用)

この回転作用を与える 8 位節は任意である。収縮は、展開と逆の動作により実現される。

2.1.3 展開率

図 2.4 のように最小収縮時の 8 位節展開構造体の一辺の長さを H_{min} 、最大展開時の 8 位節展開構造体の一辺の長さを H_{max} とし、展開率 D_{exp} を式 (2.1) のように定義する。

$$D_{exp} = \frac{H_{max}}{H_{min}} \quad (2.1)$$

8 位節展開構造体の部材寸法および部材干渉を考慮した収縮時の配置を図 2.5 に示す。 b ははり部材の幅を示し、 d は 8 位節の直径を示す。 l は 2 位節と 8 位節との節間の長さを示し、 x_0 は最小収縮時の隣接する 8 位節間の距離を、 y_0 は 2 位節のセルからの突出部の長さを、 θ_0 は最小収縮時にはり部材が水平となす角を示している。

図 2.5 に示す三角形 ABC の幾何学的関係より式 (2.2) が得られる。

$$x_0 \sin \theta_0 = \frac{b+d}{2} \quad (2.2)$$

同様に、三角形 DAE より式 (2.3) が得られる。

$$\cos 2\theta_0 = \frac{l - x_0 \sin \theta_0}{l} \quad (2.3)$$

式 (2.2) と式 (2.3) より x_0 を消去し、はり部材のなす角とはり部材の寸法の関係が式 (2.4) で得られる。

$$\sin \theta_0 = \sqrt{\frac{b+d}{4l}} \quad (2.4)$$

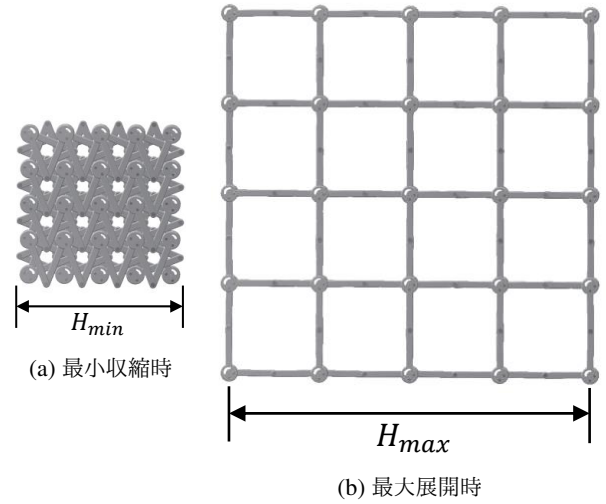


図 2.4: H_{min} と H_{max} の定義

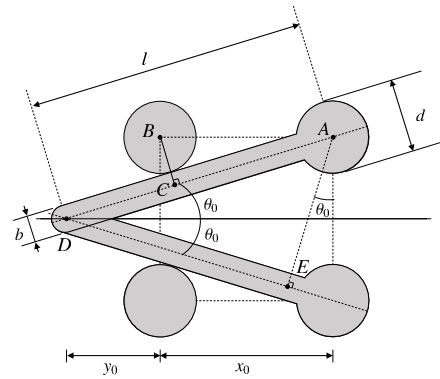


図 2.5: 各パラメータの定義

式 (2.4) を式 (2.3) に代入すると 8 位節間の距離と部材寸法の関係が式 (2.5) で表される。

$$x_0 = \sqrt{l(b+d)} \quad (2.5)$$

一方、図 2.5 より $y_0 = l \cos \theta_0 - x_0$ であるので y_0 は式 (2.6) で表される。

$$y_0 = \sqrt{l^2 - \frac{l(b+d)}{4}} - \sqrt{l(b+d)} \quad (2.6)$$

よって $n \times n$ セルの最小収縮時の辺の長さ H_{min} は式 (2.7) で表される。

$$H_{min} = nx_0 + 2y_0 = (n-2)\sqrt{l(b+d)} + \sqrt{4l^2 - l(b+d)} \quad (2.7)$$

最大展開時の一辺の長さ H_{max} は図 2.4(b) より式 (2.8) で表される。

$$H_{max} = 2nl \quad (2.8)$$

したがって式 (2.1) で定義される展開率は式 (2.9) のように表される。

$$D_{exp} = \frac{H_{max}}{H_{min}} = \frac{2\sqrt{l}}{(1 - \frac{2}{n})\sqrt{b+d} + \frac{1}{n}\sqrt{4l - (b+d)}} \quad (2.9)$$

2.1.4 展開力

図 2.6 のようにある一つの節に回転モーメント M を付加した場合、水平方向に力 F が働くとする。この力 F を展開力と呼び、以下で M と F の関係を求める。 $n \times n$ セルの 8 位節展開構造体におけるはり部材単体に着目する。回転動作に伴う角度の回転変位を θ とする。 M と F の関係を図 2.6 に示し、1 本のはり部材のモーメントと力の関係を図 2.7 に示す。このとき、構造体の各ユニットの回転モーメントの絶対値は等しい値 M' となり、 M' は式 (2.10) で表される。

$$M' = \frac{M}{(n+1)^2} \quad (2.10)$$

また、各 2 位節にかかる水平方向の力 F' は 8 位節の位置関係より式 (2.11) で表される。

$$F' = \frac{F}{2n} \quad (2.11)$$

このとき図 2.7 のような 1 本のはり部材についての力のつり合いより式 (2.12) が得られる。

$$M' = F'l \cos(\theta + \theta_0) \quad (2.12)$$

ここで、式 (2.10)、式 (2.11) を式 (2.12) に代入すると、 M と F の関係が式 (2.13) のように得られる。

$$M = \frac{(n+1)^2}{2n} l \cos(\theta + \theta_0) F \quad (2.13)$$

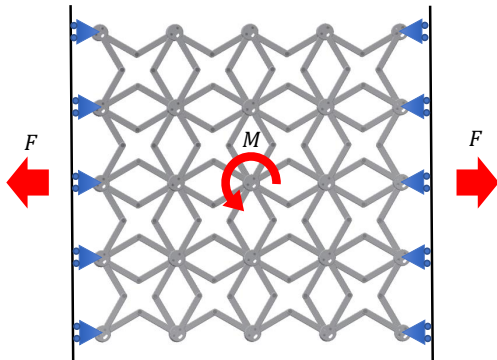


図 2.6: M と F の関係

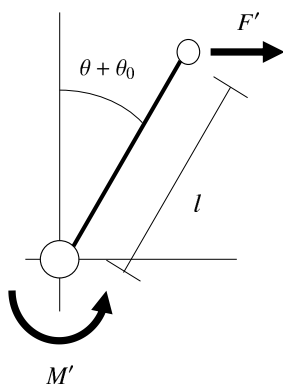


図 2.7: M' と F' の関係

ここで部材間の干渉がなく、関節部にも摩擦が発生しなければ展開に必要な回転モーメントおよび展開力は 0 である。しかし、8 位節展開構造体が展開するとき、部材間の干渉および関節間の摩擦が発生するため、展開には回転モーメントが必要となる。各部材間の干渉および関節間の摩擦による展開に対する抵抗力が求めれば、それらの合力とつり合う展開力を求め、式 (2.13) より展開に必要な回転モーメントを求めることができる。しかし、各部材間の干渉および関節間の摩擦による展開に対する抵抗力を解析的に求めることは困難であるので、これらの合力とつり合う力を実験的に求め、これを展開に必要な展開力とする。実験では図 2.6 の F の方向に力を付加し展開させ、このとき付加した力を計測しこれを展開に対する抵抗力とつり合う力とする。式 (2.13) より展開に必要なモーメント M が最大となるのは、 $\cos(\theta + \theta_0)F$ が最大となるときであることがわかる。実験よりこの値が最大となるのは $\theta + \theta_0 = 75$ [deg]、 $F = 3.77$ [N] のときであった。したがって展開に必要な回転モーメントの最大値は 1.13 [Nm] となる。

今回実験で用いた 8 位節展開構造体のはり部材はアルミニウム製である。後述するが本衛星に搭載する 8 位節展開構造体は摺動性に優れる PEEK を用いるため、実験で用いたものより摩擦が小さい。よって、実験により求められる展開に必要な回転モーメントは本衛星に搭載する 8 位節展開構造体を展開するのに十分な大きさであるといえる。また、部材間の干渉および関節間の摩擦は運動の方向に依存しないと考えられるので、収縮に必要な回転モーメントは展開に必要な回転モーメントと等しい。

2.1.5 8 位節展開構造体の階層化

これまで 8 位節展開構造体の説明を平面において行ってきたが、実際は部材同士の干渉を考慮し 8 位節展開構造体を階層化する必要がある。8 位節展開構造体の周期性、それぞれの結合を考慮し 8 位節は図 2.8 のように階層化される。ここで図 2.8(a) は最下段を +1 とする 8 位節の階層レベルを表す。図 2.8(b) は図 2.8(a) の階層レベルに対応する 8 位節を示す。また図 2.8(b) のように階層化された 8 位節を周期的に結合した 8 位節展開構造体を図 2.8(c) に示す。図 2.8(c) を見ると、結合されている 2 位節の階層レベルの差が 1 となる。したがって任意の隣接する 8 位節と結合している 2 組のはり部材は互いに干渉せず、互いの端部が 2 位節として滑節結合できる条件を満足している。また 2 位節間の階層レベルは周期性を満たしているため、最小まで収縮しても、重なる 2 位節の組は階層レベルが異なり非干渉である。

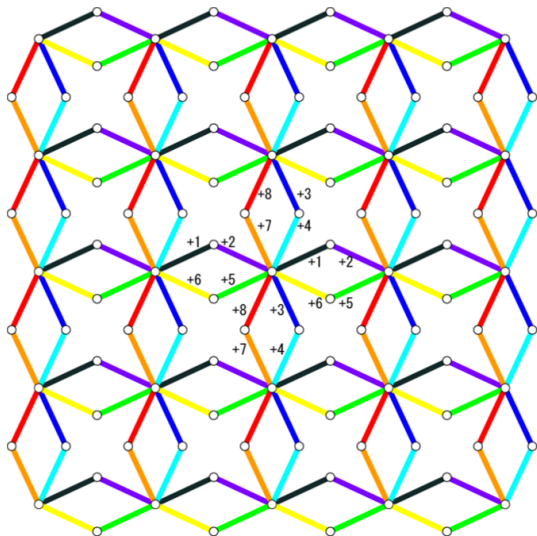
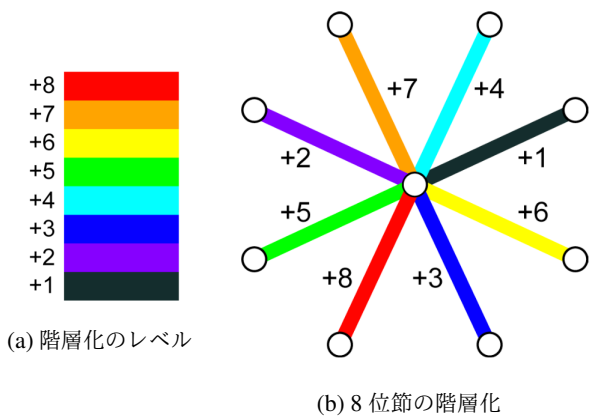


図 2.8: 8 位節展開構造体の階層化 ([6] より引用)

2.1.6 8 位節展開構造体の設計

8 位節展開構造体が展開機構として成り立つための 8 位節の条件は次のようになる。

- 4 本のはりが剛節結合されたユニット 2 組が滑節結合されている
- 8 位節は階層化され、各階層のはり部材は特定の方向を向く

これらの条件を満たす 8 位節の組み立て分解図を図 2.9 に示す。図 2.9 のように 8 位節の各階層レベルのはりには円板部分が存在し、それぞれの円板部分から条件を満たす方向にはり部材が伸びている。各円板部分には中心軸を合わせるための中心ピン貫通穴と、2 本のスタッドボルトを貫通させるためのボルト貫通穴があげられている。ボルト貫通穴は 2 種類ある。ひとつはボルトを固定するための円形状の貫通穴である。もうひとつは C 字形状をしており、貫通するスタッドボルトが中心軸に対して $180 [\text{deg}]$ 回転可能となっている。2 種類のボルト貫通穴のうち、円形状の貫通穴を通るスタッドボルトにより

各階層レベルのはりは剛節結合され、C 字形状の貫通穴を通るスタッドボルトにより滑節結合される。このような 2 種類のボルト貫通穴を組み合わせることで、4 本のはりが剛節結合されたユニット 2 組を滑節結合することができる。図 2.9 に示すように各階層の円板部分を配置することで、スタッドボルト 1 を介して階層 1, 3, 5, 7 間がユニット 1 として剛節結合され、スタッドボルト 2 を介して階層 2, 4, 6, 8 間がユニット 2 として剛節結合される。またこのように結合されたユニット 1 とユニット 2 は、C 字形状の貫通穴を通るスタッドボルトにより滑節結合されているため、ユニット 1 とユニット 2 の間では回転は連動しない。またスタッドボルトはナットにより固定されている。以上より図 2.9 の 8 位節は本節のはじめに述べた条件を満たしている。次に図 2.10 に設計したはり部材の寸法を示す。8 位節のはり部材は、C 字形状の穴の開き方が図 2.10 の様なものと、C 字形状の穴の位置を $90 [\text{deg}]$ ずつ回転させた 4 種類存在するが寸法は同じであるため、残りの 3 種類については割愛する。また $\theta_0 = 21.375 [\text{deg}]$ となるため、8 位節展開構造体は展開前後で $21.375 [\text{deg}]$ 傾く。

次に 8 位節展開構造体に用いる材料について述べる。宇宙空間においては、同一金属が接触すると真空蒸着が発生してしまう。そこで軽量かつ高強度のプラスチック

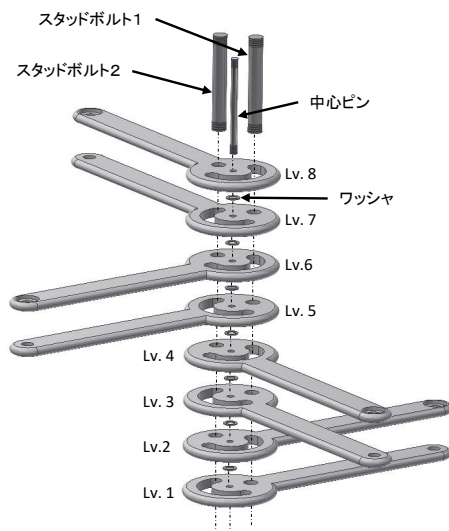


図 2.9: 8 位節の組み立て分解図

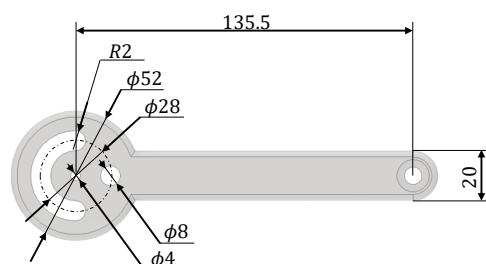


図 2.10: はり部材の寸法

である高摺動性ポリエーテルエーテルケトン (PEEK) を用いる。表 2.1 に PEEK の機械的特性を示す [7]。また 8 位節展開構造体の諸元を表 2.2 に示す。表 2.2 の質量には、8 位節展開構造体の上に搭載する太陽光パネルで発電した電力を電力制御機へ送る導線を含む。導線は 8 位節展開構造体のスタッドボルトに穴を開けることで、8 位節展開構造体の上部から下部へいき、階層 1 の 8 位節の側面をつたって衛星本体まで電気を伝える。このようにすると、展開・収縮により導線の長さを変わらない。

表 2.1: PEEK の機械的特性

項目	値	単位
密度	1.44	g/cm ³
引張強さ	137	MPa
降伏応力	140	MPa
縦弾性係数	11.2	GPa
横弾性係数	9.6	GPa

表 2.2: 8 位節展開構造体の諸元

項目	値	単位
質量	4kg	
寸法 (展開前)	0.45 × 0.45 × 0.0435	m
寸法 (展開後)	1.089 × 1.089 × 0.0435	m
展開率	2.4	-

2.1.7 駆動系の設計

本節では 8 位節展開構造体に展開・収縮力を与える駆動系を設計する。8 位節展開構造体を展開・収縮させるには、任意の 8 位節の 2 個のユニットに逆方向の回転を作用させる必要がある。本衛星では中心に位置する 8 位節に回転作用を与える。図 2.11 に駆動系と 8 位節の接続部を示す。図 2.11 に赤いボルトと緑色のアクチュエータはそれぞれ異なるユニットに接続されている。また赤いボルトは衛星本体に固定されている。このため緑色のアクチュエータを回転させることで、8 位節展開構造体を展開・収縮することができる。このアクチュエータとして、Oriental motor 製の中空ロータリアクチュエータ (DG85R) を用いる。また中空ロータリアクチュエータを駆動するモータとして、同じく Oriental motor 製のステッピングモータ (AR46SAK) とモータドライバ (ARD-KD) を用いる。それぞれの詳細を表 2.3 - 2.5 に示す。中空ロータリアクチュエータはステッピングモータを駆動することで、上部の回転テーブルを順方向および逆方向に回転駆動することができる。また表 2.3

に示すように ±0.067 [deg] と高い精度での位置決めが可能である。必要なトルクは 2.1.8 節より 1.13 [Nm] と見積もられるが、このアクチュエータの許容トルクは 2.8 [Nm] であるため駆動トルクは十分である。

表 2.3: 中空ロータリアクチュエータの諸元

項目	値	単位
許容トルク	2.8	Nm
許容回転速度	200	rpm
減速比	1 : 18	-
位置決め精度	0.067	deg
質量	1.2	kg
寸法	85 × 85 × 36	mm

表 2.4: ステッピングモータの諸元

項目	値	単位
励磁最大静止トルク	0.3	Nm
ステップ角	0.36	deg
電源入力	24	V
消費電力	43.2	W
質量	0.44	kg
寸法	42 × 42 × 83	mm

表 2.5: モータドライバの諸元

項目	値	単位
入力電圧	24	V
質量	0.8	kg
寸法	35 × 70 × 100	mm

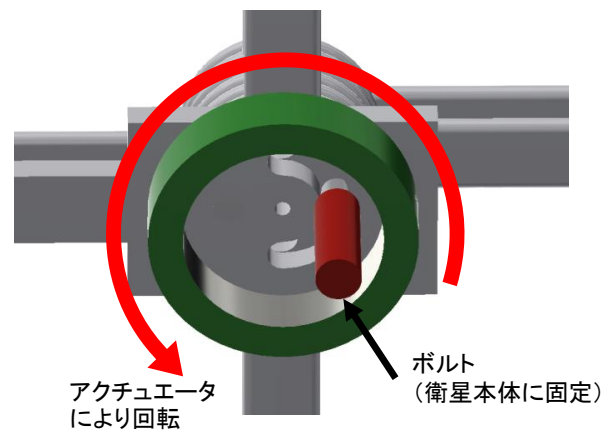


図 2.11: 8 位節展開構造体の駆動

2.1.8 強度解析

展開・収縮時には、中心に向かうにつれモーメントが積算されるので、全回転モーメントが集中する図 2.12 中のスタッドボルトとアクチュエータ取付板を連結固定している赤色のボルトの強度解析を行う。展開に必要な回転モーメント $M_{exp}(=1.13 \text{ [Nm]})$ を与える時にボルトにかかる力を T_0 とする。このとき図 2.10 よりボルトと中心ピンの距離は 14 [mm] であるので、 T_0 は式 (2.14) のようになる。

$$T_0 = \frac{M_{exp}}{r_0} = 80.7 \text{ [N]} \quad (2.14)$$

次にボルト、スタッドボルト、アクチュエータ取付板の関係を図 2.13 のようにモデル化する。図 2.13 のモデルでは、左端がアクチュエータ取付板との結合により変位および角度が拘束され、右端がスタッドボルトとの結合により外力モーメント M_0 により角度拘束される状態が表現されている。このときはりの長さ $l_0=35.5 \text{ [mm]}$ である。右端から x' の距離にある断面の曲げモーメントを $M(x')$ とすると、このとき $M(x')$ が式 (2.15) のようになる。

$$M(x') = -M_0 - T_0x' \quad (2.15)$$

またヤング率を E 、 z' 軸周りの断面二次モーメントを $I_{z'}$ とすると、自由端から x' の距離にある断面のたわみ角 $\theta(x')$ およびたわみ $y(x')$ は式 (2.16) および式 (2.17) のよ

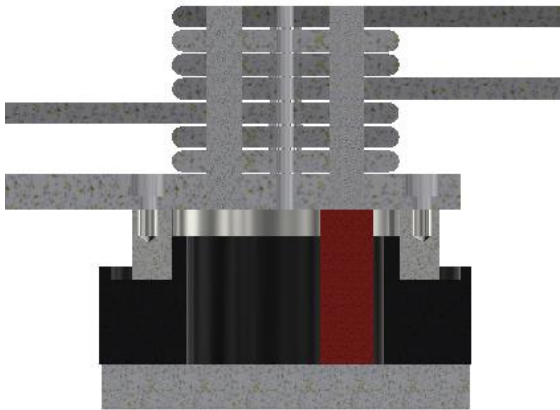


図 2.12: ボルトの位置

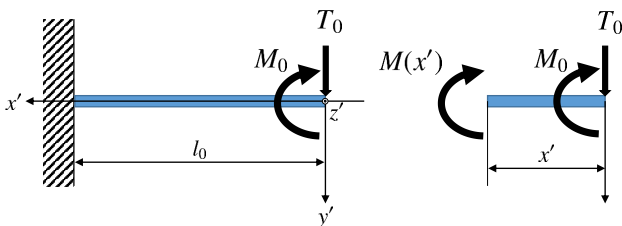


図 2.13: スタッドボルトのモデル

うになる。ただし C_1, C_2 は積分定数である。

$$\theta(x') = -\frac{1}{EI_{z'}} \int (-M_0 - T_0x') dx' + C_1 \quad (2.16)$$

$$y(x') = -\frac{1}{EI_{z'}} \iint (-M_0 - T_0x') dx' dx' + C_1x' + C_2 \quad (2.17)$$

$\theta(0) = 0$ より $C_1 = 0$ となる。また $\theta(l_0) = 0$ より式 (2.18) が得られる。

$$M_0 = -\frac{T_0l_0}{2} \quad (2.18)$$

式 (2.15) に式 (2.18) を代入し式 (2.19) が得られる。

$$M(x') = \frac{T_0l_0}{2} - T_0x' \quad (2.19)$$

式 (2.19) より、 $x' = 0, l_0$ の位置で曲げモーメントが最大となり、その大きさは M_{max} は式 (2.20) で表される。

$$M_{max} = \frac{T_0l_0}{2} = 1432 \text{ [Nmm]} \quad (2.20)$$

次に式 (2.20) で表される曲げモーメントに耐えうるボルトの設計を行う。今回ボルトにはアルミニウム合金 A5083-O を用いる。この材料の 0.2 % 耐力は $145 \text{ [N/mm}^2]$ 、引張強度は $290 \text{ [N/mm}^2]$ である。この曲げモーメントにより生じる曲げ応力の最大値 σ_{max} はボルトの直径を d_0 として式 (2.21) のようになる。

$$\sigma_{max} = \frac{32M_{max}}{\pi d_0^3} \quad (2.21)$$

A5083-O の 0.2% 耐力の値をこのボルトが耐えうる応力として計算すると、0.2% 耐力に対する安全率を 2 として

$$d_0 = \sqrt[3]{\frac{32M_{max}}{\pi \frac{\sigma_{max}}{2}}} = \sqrt[3]{\frac{32 \times 1432}{\pi \frac{145}{2}}} = 5.9 \text{ [mm]} \quad (2.22)$$

本衛星ではさらに 6.1 [mm] 加えて、ボルトの直径 d_0 を 12.0 [mm] とする。ここで $d_0 = 12.0 \text{ [mm]}$ としたときのボルトに生じる最大曲げ応力を求め直す。

$$\sigma_{max} = \frac{32 \times 1432}{\pi \times 12.0^3} = 8.44 \text{ [N/mm}^2] \quad (2.23)$$

となる。安全余裕 MS を求めると

$$MS = \frac{145}{2 \times 8.44} - 1 = 7.5 \quad (2.24)$$

となり、ボルトの直径は 12.0 [mm] で十分であることを確認した。

2.1.9 ロック機構

本衛星は 8 位節展開構造体が打ち上げ時の振動による展開を防ぐローンチロックが必要である。また収縮状態、展開状態を維持するために回転を拘束する必要がある。本節ではこの機構の設計を行う。我々が設計するロック機構は図 2.14 のようにシャフトにくぼみ付きの円盤 (水色) を取り付け、ロック時はこのくぼみにピンを挿し、円盤を固定しシャフトの回転を拘束するというものである。図 2.15 にピンの動作の概念図を示す。ここで図 2.15 中の水色の円盤は図 2.14 中の水色の円盤に対応している。図 2.15 においてピンの出し入れはマクソングヤ製のモータ (A-max 16) によって行う。ウォームギヤとウォームホイール (歯車) は構造上、ウォームギヤにトルクをかけた場合ウォームホイールも回転するが、ウォームホイールにトルクをかけた場合はウォームギヤは回転することはない。よってウォームギヤを用いることで、打ち上げ時に加わる加速度によりピン (ラック) にこれが抜ける方向に力が働いた場合でも、ラックとウォームギヤの間の歯車が回転することはないので、ピンが外れることはない。ウォームギヤ、ウォームホイール、ラックとして、それぞれ小原歯車工業製の SWG1.5-R1(S45C 製), AG1.5-20R1(CAC702(AIBC2) 製), SRG1.5-100(S45C 製) を用いる。これらのモジュールは全て 1.5 である。8 位節展開構造体が収縮状態から展開状態となるとき、中空ロータリアクチュエータの回転テーブルは 137.25[deg] 回転する。中空ロータリアクチュエータとステッピングモータ間の減速比は 1:18 であるので、この間にシャフトに取り付けられた円盤は $137.25 \times 18 = (360 \times 6 + 310.5)[deg]$ 回転することになる。よって、収縮後・展開後にロックが可能となるように、図 2.15 中のように 2 つのくぼみのなす角を $360 - 310.5 = 49.5[deg]$ とする。

モータとこれに取り付けるマクソングヤ製のギヤヘッド (プラネタリギヤヘッド GP 16A) の詳細を表

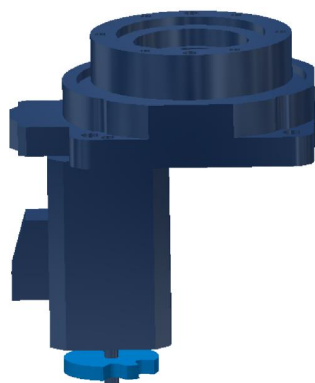


図 2.14: 円盤の取り付け方

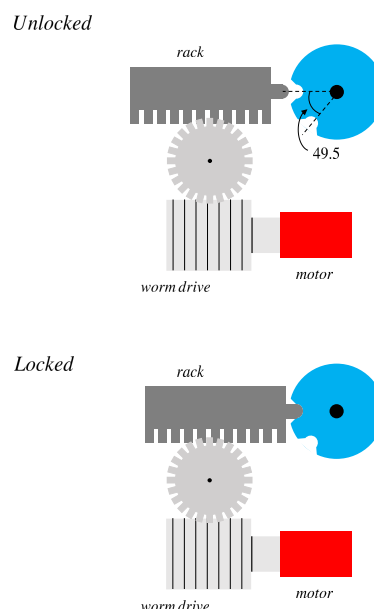


図 2.15: ピンの動作の概念図

2.6, 2.7 に示す。円盤は PEEK 製であり、寸法は直径 33[mm], 厚さ 5[mm] である。ラック, ウォームギヤ, ウォームホイールの寸法の詳細をそれぞれ図 2.16 – 2.18 に示す。ただし、ラックに関しては既製品を加工し、ピンを付けまた全長を 101[mm] から 44[mm] に変更し使用する。

表 2.6: モータ (A-max 16) の諸元

項目	値	単位
公称電圧	3	V
最大連続トルク	1.3	mNm
最大連続電流	0.6	A
周囲温度	-30 – 60	℃
質量	21	g
寸法	31.5 × 16 × 16	mm

表 2.7: ギヤヘッドの諸元

項目	値	単位
減速比	19:1	-
段数	2	-
連続最大トルク	0.15	Nm
断続最大トルク	0.225	Nm
周囲温度	-15 – 60	℃
質量	23	g
寸法	30.8 × 16 × 16	mm

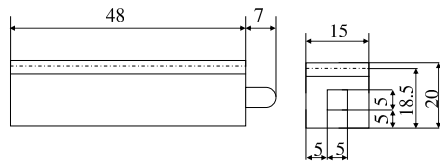


図 2.16: ラックの寸法

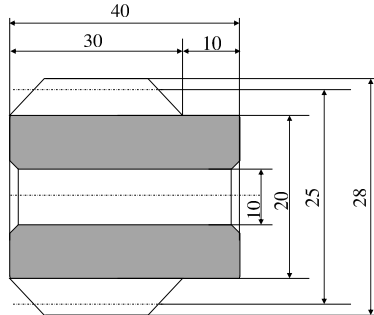


図 2.17: ウォームギヤの寸法

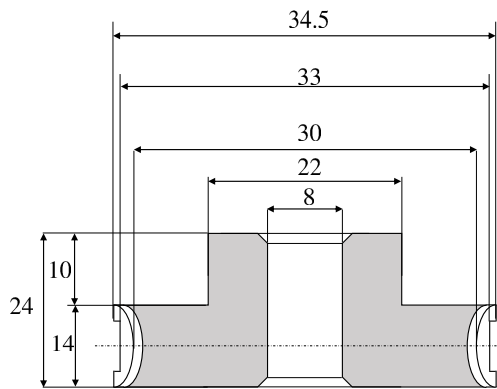


図 2.18: ウォームホイールの寸法

2.2 BSDM

本節では 8 位節展開構造体の上部に接続する太陽光パネルの展開機構 BSDM の検討を行う。このパネル展開機構として図 2.19 に示したような複数の剛体板が収縮状態では \tilde{z}_{BS} 軸方向に重なり展開状態では $\tilde{x}_{BS}\tilde{y}_{BS}$ 平面に広がる展開機構を提案する。ここでは、座標原点を図 2.20 のように取る。この剛体板を組み合わせた機構を用いる利点として、1 枚 1 枚の平面度が確保される、動作が 2 次元的で明確である、収縮が可能であるということがあげられる。しかし、複数の剛体板の組み合わせであることに起因して展開後の剛体板どうしの接続によって平面度を保つ仕組みを考える必要がある。また、パネル展開機構の候補としてミウラ折りを採用したものがあるが、こちらは確実に展開できるという利点があるものの、動作が 3 次元的で不鮮明である、収縮を視野に入れるためには展開後の平面度を犠牲にしなければならないなどの欠点がある。よって、平面度を追求する本衛星では複数の剛体板を組み合わせた展開機構を用いる。次節より、この展開機構の詳細な構造を検討する。

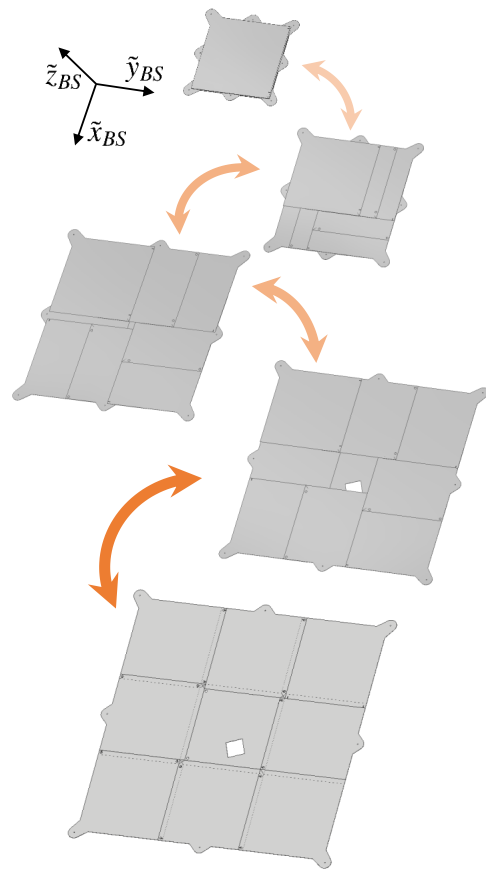


図 2.19: BSDM の収縮・展開図

2.2.1 8 位節展開構造体と剛体板との接続

構造上、このパネル展開機構と接続できる 8 位節展開構造体の部位は、図 2.20 の緑色で示した最外節と座標原点をとった中心節に限られる。また、その最外節は中心節を中心として図 2.20 の矢印で示すように直線的に広がり、一辺上にある節は常に直線をなしている。これを利用して展開機構を考える。8 位節展開構造体の展開率が 3 倍前後であることとなるべく枚数が少ないほうが信頼性が高いことから、剛体板の枚数は 9 枚とする。この 9 枚の剛体板は 8 位節展開構造体の四隅節、十字方向最外節と接続する。

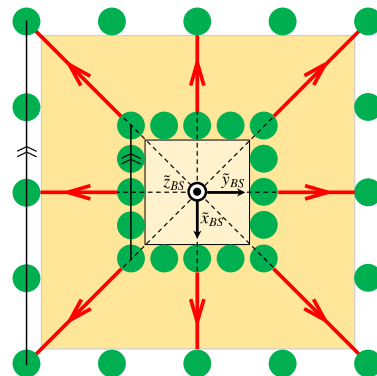


図 2.20: 8 位節展開構造体の結合節の挙動

2.2.2 剛体板のモデル化

図 2.21 に展開状態の BSDM の概念図, 図 2.22 に収縮状態の BSDM の概念図を示す. BSDM の収縮の再現性を高めるため, 展開後に各剛体板がわずかに重なっている状態が望ましい. また, 収縮時に一つの剛体板と隣の剛体板を拘束している節との干渉を避けるために剛体板の一边が最外節の中心を結んだ正方形の一边よりも常に内側になければならない. これらから, 図 2.22 のように収縮状態のある一边をなす 2 つの四隅節の中心間の距離を h_{min} とすると準展開率 $D' = H_{max}/h_{min}$ は $D' < 3$ でなければならない. 図 2.21 のように展開状態における BSDM の端から端までの長さを $3x_{BS}$ とする. 各剛体板の寸法をすべて等しくすると, 剛体板どうしが重なるためには剛体板の一边が x_{BS} よりも大きくなければならない. そこでその加算量を a_{BS} とすると 1 枚の剛体板の一边の長さは $x_{BS} + a_{BS}$ である (図 2.22). また, 図 2.21 において, 実線が剛体板境界において上方から見えている部分, 破線が見えていない部分であり, 実線と破線の間が展開後に剛体板どうしが重なる部分である. それらから計算することにより, 実線と破線の間は $3a_{BS}/2$ と得ることができる. 収縮状態において剛体板 A_{BS} が最上板であり, 剛体板 I_{BS} が最下板である. 展開後に剛体板が重なることによって, 剛体板間に段差ができてしまい平面度が損なわれることを回避するため, 図 2.24 の 2 重線で示した部分のように, 剛体板どうしが重なる部分に斜めのカットを加える.

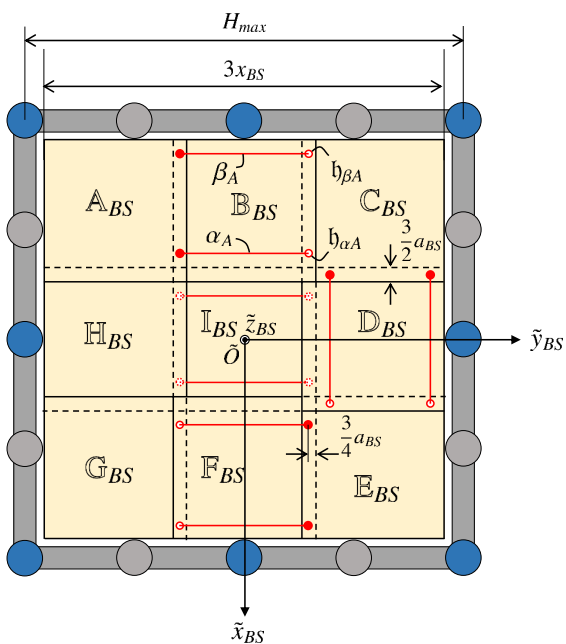


図 2.21: BSDM 展開状態概念図

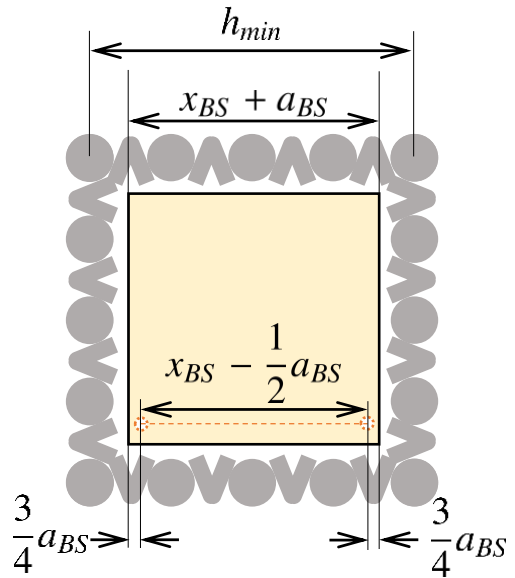


図 2.22: BSDM 収縮状態概念図

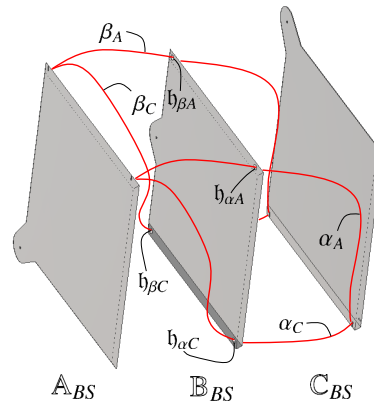


図 2.23: 剛体板形状図

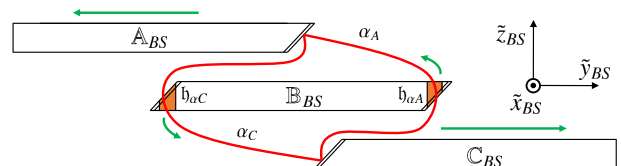


図 2.24: 展開時の剛体板 A_{BS}, B_{BS}, C_{BS} の挙動

2.2.3 剛体板拘束用ストリング

8 位節展開構造体の各節は展開・収縮時それぞれ回転しているため, 剛体板と節の接続は回転に対して自由となっている. このことに起因して各剛体板の各接続節 (図 2.21 青色節) を中心として, 剛体板が回転してしまうという問題がある. これに対し剛体板拘束用ストリングを提案する. このストリングは図 2.21 の赤線で示した部分である. 図 2.21 の剛体板 A_{BS}, B_{BS}, C_{BS} を例にとって説明する. このストリングは 2 本組が 2 組, 計 4 本で剛体板 A_{BS} と C_{BS} を接続しており, その一組の接続の仕方が図 2.23 である. 展開時のストリングの挙動について説明する. 図 2.24 にその概念図を示す. 展開時に

剛体板 A_{BS} が \tilde{y}_{BS} 軸負の方向に動くとともにストリング α_A, β_A によって剛体板 C_{BS} を \tilde{y}_{BS} 軸正の方向に引っ張り、同様に剛体板 C_{BS} が \tilde{y}_{BS} 軸正の方向に動くとともにストリング α_C, β_C によって剛体板 A_{BS} を \tilde{y}_{BS} 軸負の方向に引っ張る。収縮時にはこの関係が逆になる。つまり、剛体板 C_{BS} が \tilde{y}_{BS} 軸負の方向に動くとともにストリング α_A, β_A によって剛体板 A_{BS} を \tilde{y}_{BS} 軸正の方向に引っ張り、同様に剛体板 A_{BS} が \tilde{y}_{BS} 軸正の方向に動くとともにストリング α_C, β_C によって剛体板 C_{BS} を \tilde{y}_{BS} 軸負の方向に引っ張る。このようにすることで \tilde{z}_{BS} 軸方向と \tilde{x}_{BS} 軸方向の剛体板どうしのずれを拘束することが可能である、また、展開時にストリング α_A, β_A がそれぞれ剛体板 B_{BS} の穴 $h_{\alpha A}, h_{\beta A}$ の位置に \tilde{y}_{BS} 軸負の方向に加える力とストリング α_C, β_C がそれぞれ剛体板 B_{BS} の穴 $h_{\alpha C}, h_{\beta C}$ の位置に \tilde{y}_{BS} 軸正の方向に加える力がつりあうため、剛体板 B_{BS} の \tilde{y}_{BS} 座標は常に剛体板 A_{BS} の \tilde{y}_{BS} 座標と C_{BS} の \tilde{y}_{BS} 座標の中央にある。ストリングの接続している位置と穴の位置はともに剛体板の重なり部分の中心点とする。つまり、ストリングの剛体板への接続位置は $\tilde{x}_{BS}, \tilde{y}_{BS}$ 軸の座標で表すと式 (2.25) のようになっている。

$$\begin{aligned} \alpha_A, \alpha_C : & \begin{pmatrix} -\frac{1}{2}x_{BS} - \frac{5}{4}a_{BS}, -\frac{1}{2}x_{BS} + \frac{1}{4}a_{BS} \\ -\frac{1}{2}x_{BS} - \frac{5}{4}a_{BS}, \frac{1}{2}x_{BS} - \frac{1}{4}a_{BS} \end{pmatrix} \\ \beta_A, \beta_C : & \begin{pmatrix} -\frac{3}{2}x_{BS} + \frac{3}{4}a_{BS}, -\frac{1}{2}x_{BS} + \frac{1}{4}a_{BS} \\ -\frac{3}{2}x_{BS} + \frac{3}{4}a_{BS}, \frac{1}{2}x_{BS} - \frac{1}{4}a_{BS} \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (2.25)$$

また、剛体板の厚さを l_{BS} とすると、図 2.22 から、ストリングの長さは $x_{BS} - a_{BS}/2 + 2l_{BS}$ となり、常に一定でたるむことはなく他部品への干渉はないと考えられる。

ところで、剛体板 A_{BS} は最上板であり、剛体板 H_{BS} は下から 2 番目の板であるため、剛体板 A_{BS}, H_{BS}, G_{BS} の列はストリングによる接続ができない。したがって、剛体板 H_{BS} の拘束は剛体板 I_{BS} との接続によって行うこととする。その接続の様子を図 2.25 に示す。

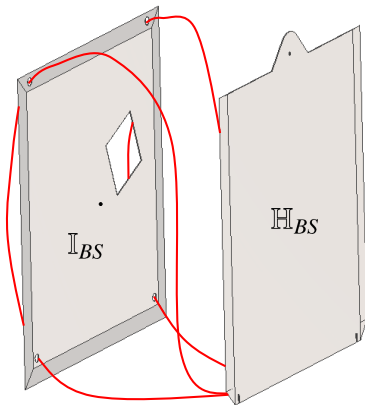


図 2.25: 剛体板 H_{BS}, I_{BS} との接続

2.2.4 実際の剛体板の構造と材料

宇宙空間での熱や放射線などの環境条件に加え、要求される性能を考慮し各部材の材料を考察する。実際の剛体板の構造を図 2.26 に示す。後述するが、剛体板 I_{BS} には太陽センサが覗くための穴がある。それぞれの剛体板の青で示した部分は収縮状態で \tilde{z}_{BS} 方向に異なる座標にあるが、展開状態で同じ座標になければならない。よって、展開時に青で示した部分を 8 位節展開構造体に引き寄せることが必要となる。そこで、本衛星ではあらかじめ青で示した部分にフッ素ゴムを用いることとする。剛体板の材料には、真空蒸着などの摩擦が大きくなる要因を回避し、真空中での相対運動を約束するような材料を選定しなければならない。この剛体板の材料として 8 位節構造体と同じく、高摺動性 PEEK を用いることとする。また、剛体板拘束用ストリングの選定基準としては、展開・収縮時に発生する引張応力に耐えうることを要求する。この材料としては軽量かつ高耐放射線性、高強度を有する炭素繊維とする。

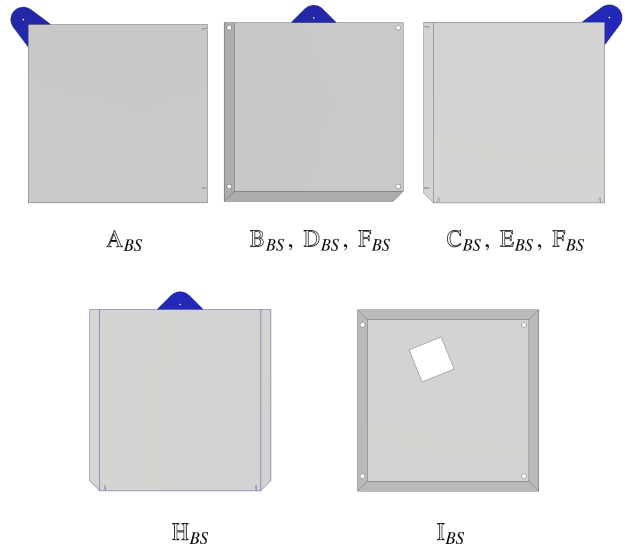


図 2.26: 剛体板の実際の形状

2.2.5 各寸法の決定

図 2.5 で示した 8 位節展開構造体の各パラメータと BSDM の各パラメータの関係性を式 (2.26)–(2.28) に示す。

$$H_{max} = 3x_{BS} + b \quad (2.26)$$

$$H_{min} = x_{BS} + a_{BS} + b + 2y \quad (2.27)$$

$$h_{min} = x_{BS} + a_{BS} + b \quad (2.28)$$

これらの関係から各々の寸法を $x_{BS} = 354.7[\text{mm}]$, $a_{BS} = 13.6[\text{mm}]$, $l_{BS} = 1.0[\text{mm}]$, ストリング直径 $r_{BS} = 0.4[\text{mm}]$ と決定する。

2.3 カメラ

2.3.1 カメラ選定

8 位節展開構造体および BSDM が展開・収縮する様子を撮影するカメラを選定する。本ミッションでは展開・収縮できることを動画で確認する必要がある。そこで超小型衛星向けに開発されたカメラであるワテック社の WAT-078H を使用する。このカメラを衛星に 2 台設置し、2 方向を撮影する。このカメラの諸元を表 2.8 に示す。本来は 1644 × 1236 画素であるが、本衛星においてはデータ量の削減のため 640 × 480 画素で撮影を行うこととする。

2.3.2 レンズ選定

本ミッションでは、8 位節展開構造体および BSDM の四隅の接続部分と剛体板同士の境界を撮影することで平面度を確認する必要がある。また、カメラから撮影対象までの距離が非常に近いことから、焦点距離の小さなレンズを使用する。そこでレンズは衛星搭載用のレンズを製造している FUJINON 社に特注する。カメラの映像素子とレンズの焦点距離より視野角は $91.61 \times 74.26[\text{deg}]$ となる。これより撮影可能範囲を計算すると、カメラを 8 位節展開構造体に対して約 $72[\text{deg}]$ 傾けて設置することで所望の範囲を撮影できる。カメラの撮影範囲を図 2.27 に示す。また特注するレンズの諸元を表 2.9 に示す。

2.3.3 投光器選定

投光器は、「きずな」や「いぶき」等で搭載実績のある明星電気社の衛星搭載モニタカメラ付属の投光器を使用する。今回の撮影においてカメラから撮影目標までの最大距離は 1[m] であるため、1[m] 先を 2000[lx] で照射可能な大きさに小型化する。投光器もカメラ同様 2 台搭載する。投光器の諸元を表 2.10 に示す。

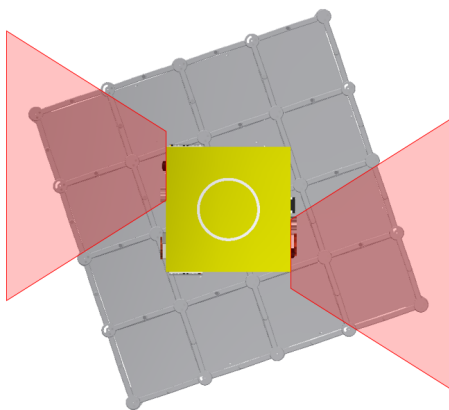


図 2.27: カメラの撮影範囲

表 2.8: カメラの諸元

項目	値	単位
撮像素子	1/1.8 型 CCD	-
有効画素数	640 × 480	pixel
セルサイズ	4.4 × 4.4	μm
同期方式	内部同期	-
走査方式	プログレッシブスキャン	-
フレームレート	25	fps
CDS ゲイン	0-18	dB
PGA ゲイン	-0.54-36.1	dB
映像出力 IF	LVDS	-
電源電圧	5	V
寸法	45 × 45 × 30	mm
質量	0.038	kg
レンズマウント	CS マウント	-

表 2.9: レンズの諸元

項目	値	単位
焦点距離	3.5	mm
絞り範囲	F1.4-16C	-
最短撮影距離	0.2	m
寸法	φ35 × 31	mm
質量	0.056	kg
マウント	CS マウント	-

表 2.10: 投光器の諸元

項目	値	単位
インターフェース	専用インターフェース	-
消費電力	5.4	W
動作電圧	5	V
質量	0.2	kg
寸法	72 × 72 × 31	mm
剛性	100 ≤	Hz
動作温度	-15-55	℃

2.4 衛星運用

2.4.1 初期運用

本衛星の太陽電池セルは全て BSDM に貼り付けられているため、展開を行うまで十分な電力を補うことが難しい。そこでロケットからの分離後の初期運用においては、可能な限り早く展開を行い電力を確保する。図 2.28 に初期運用の流れを示す。図 2.28 のように衛星分離後

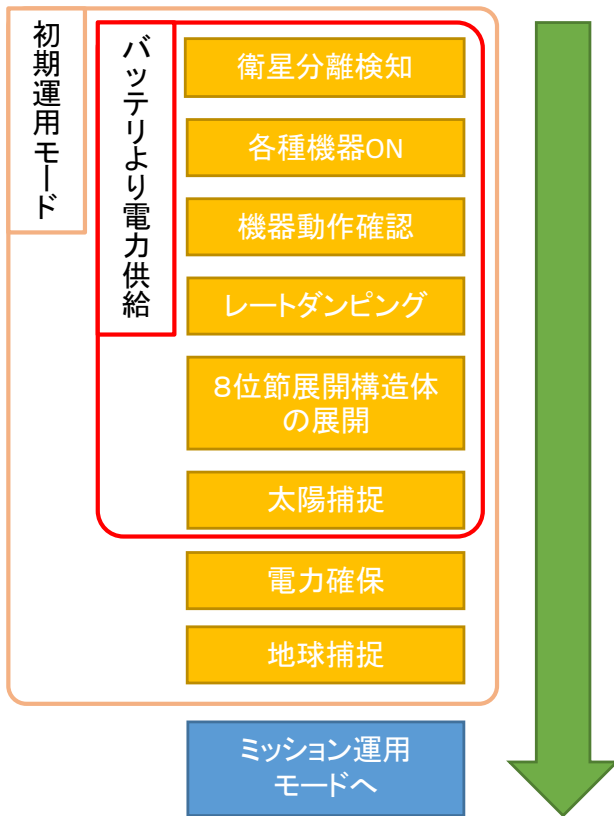


図 2.28: 初期運用

に、ジャイロセンサ、磁気センサ、GPS、CPU、電力制御機を ON にする。各種機器が正常に動作することを確認した後にレートダンピングを行う。その後 8 位節展開構造体を展開する。このとき展開確認用のカメラや投光器も起動する。展開後に太陽捕捉を行い、太陽光パネルを太陽方向へ向ける。十分な電力を確保した後、地球捕捉を行い機器の動作確認の後にミッション運用へ移行する。

2.4.2 ミッション運用

初期運用後ミッション運用へ移行する。ミッション運用は、通信フェーズと収縮・展開フェーズからなる。通信フェーズでは 8 位節展開構造体の展開・収縮の様子を撮影した動画を地上へ送信する。収縮・展開フェーズでは、8 位節展開構造体を収縮しその後すぐに展開し、その様子をカメラで撮影する。

初期運用において、すでに 8 位節展開構造体が展開する様子を撮影しているため、初期運用終了後は通信フェーズへ移行し、展開の様子を撮影した動画を地上へ送信する。全データを送信した後、収縮・展開フェーズへ移行し、収縮・展開の様子を撮影する。その後、再び通信フェーズへ移行し撮影した動画を地上へ送信する。収縮・展開の様子を地上へ送信の完了により本衛星のミッションは達成される。その後は運用可能であれば、収縮・展開フェーズ、通信フェーズを繰り返す。これによ

表 2.11: ミッション運用

	通信フェーズ	収縮・展開フェーズ
1 週目	通信モード(LONG)	通信モード(LONG)
2 週目	通信モード(SHORT)	アンローディングモード
3 週目	アンローディングモード	充電モード
4 週目	充電モード	アンローディングモード
5 週目	充電モード	充電モード
6 週目	アンローディングモード	アンローディングモード
7 週目	通信モード(LONG)	通信モード(LONG)
8 週目	通信モード(SHORT)	アンローディングモード
9 週目	アンローディングモード	充電モード
10 週目	充電モード	収縮・展開モード
11 週目	充電モード	アンローディングモード
12 週目	アンローディングモード	充電モード
13 週目	充電モード	アンローディングモード
14 週目	充電モード	充電モード
15 週目	アンローディングモード	アンローディングモード

り 8 位節展開構造体の収縮・展開の再現性を確認する。

次に通信フェーズ、収縮・展開フェーズにおける運用の詳細を述べる。通信フェーズ、収縮・展開フェーズはそれぞれ通信モード、アンローディングモード、充電モード、収縮・展開モードからなる。本衛星は 1 日に地球を 15 周回するが、そのうち 4 周で通信可能となる。通信可能な 4 周の中でも可視時間が長い周と短い周があるため、可視時間が長い周を通信モード (LONG)、可視時間が短い周を通信モード (SHORT) とする。通信フェーズでは容量の大きい動画を地上へ送信する必要があるため、通信可能な周においてダウンリンクを行う。収縮・展開フェーズではテレメトリデータのみを地上へ送信すれば良いので、通信モード (LONG) でのみ通信を行う。また後述するが本衛星では 3 周毎にアンローディングが必要となる。これらを考慮し、通信フェーズ、収縮・展開フェーズではそれぞれ各周回を表 2.11 のように割り当てる。表 2.11 では 1 周の間継続して、通信、アンローディングなどを継続して行うように表したが、例えば通信を行う周では可能な時間は通信を行い不可能な時間は充電を行う。

2.4.3 ミッション期間

本衛星のミッション期間について述べる。展開に要する時間は 20[s] であるため、初期運用において展開の様子を撮影した 20[s] の動画と、収縮・展開モードにおいて撮影した 40[s] の動画の合わせて 60[s] の動画データを地上へ送信する必要がある。後述するが 60[s] の動画データを地上へ送信には約 140 日必要となるため、マージンをとり本衛星の運用期間を 400 日とし、400 日の運用が可能となるよう設計する。

2.5 サクセスクライテリア

本衛星のサクセスクライテリアを図 2.29 に示す。

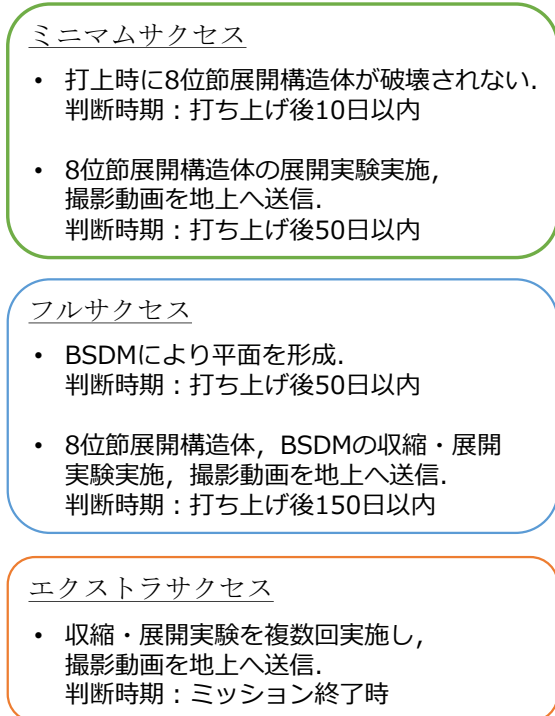


図 2.29: サクセスクライテリア

2.6 システム要求

本ミッションを達成するための各系へのシステム要求を示す。

2.6.1 構体系

システムの構造上、8位節展開構造体と衛星本体はアクチュエータのみで接続されることになる。そのため、打ち上げ時には8位節展開構造体を衛星本体に押し付けるような機構を設け、剛性を確保できることを要求する。さらに軌道上で衛星本体と8位節展開構造体との接続部分での破壊が見込める。そのため接続部分での破壊が起こらないように設計を行うことが求められる。

2.6.2 電源系

初期運用モードでは8位節展開構造体の展開が行われていない状態、すわなち充電ができない状態で、電源投入、動作確認、レートダンピング、8位節展開構造体の展開、太陽捕捉までを行う。そのため、8位節展開構造体の展開が行われていない状態で太陽捕捉までに必要な消費電力を賄える電源容量を要求する。

2.6.3 通信系

展開・収縮確認の動画を地上局へ送信する。このミッションデータは約3[GB]であり、これを約140日かけて送信する。これに必要な通信として、1日あたり約20[MB]程度のダウンリンク通信を要求する。

3 構体系

3.1 衛星概要

まず、表 3.1 に本衛星の概要をまとめる。

表 3.1: 衛星概要

衛星名	あすと	
打ち上げロケット	H-IIA ロケット	
ミッション内容	8位節展開構造体の展開・収縮 BSDMによる平面の形成 展開・収縮実験の様子を撮影	
主要ミッション機器	8位節展開構造体	
構造	寸法 [mm]	収縮状態 467×495×370 展開状態 1089×1089×380
	質量 [kg]	35.58
	外観	図 3.2 参照
軌道	タイプ	太陽同期ドーンダスク軌道
	高度 [km]	565
	軌道傾斜角 [deg]	97.65
	周期 [min]	96
	ミッションライフ	400 日
姿勢	タイプ	3軸ゼロモーメント姿勢制御
	センサ	磁気センサ×1, 太陽センサ×1, 地球センサ×1, ジャイロセンサ×3, GPS×1
	アクチュエータ	RW×3, 磁気トルカユニット×3
電源	仕様	安定化バス
	バス電圧 [V]	24
	安定化方式	パーシャルシャント方式
	太陽電池	3 接合太陽電池
	バッテリー	リチウムイオンバッテリーセル
通信	アップリンク	UHF, 9600bps 大阪大局
	ダウンリンク	S バンド, 0.1W, 100kbps 大阪大局

次に本衛星のシステムブロック図を図 3.1 に示す。

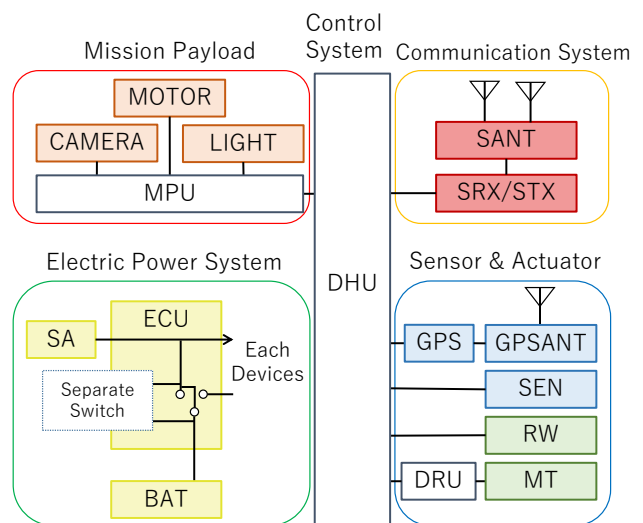


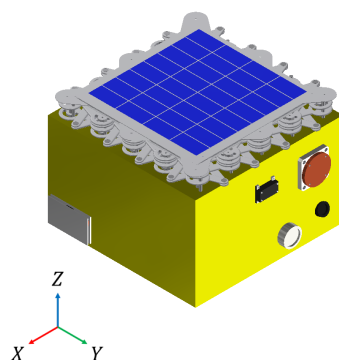
図 3.1: システムブロック図

3.2 衛星形状

衛星の収縮状態・展開状態の外観および機体座標系を図 3.2 に示す。ここで、機体座標系の原点は分離面と分離面の中心軸の交点とする。表 3.2, 3.3 に本衛星のサイズおよび質量特性を示す。

表 3.2: 衛星のサイズ

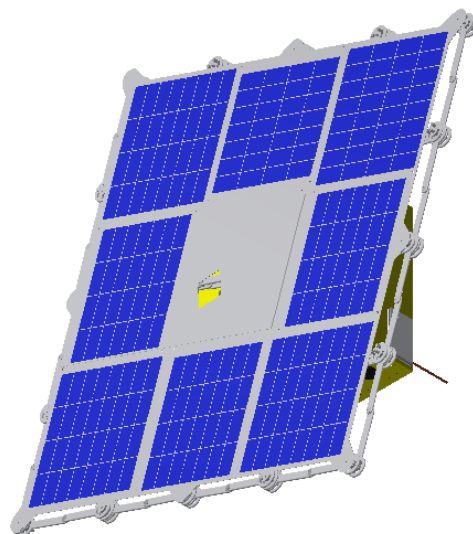
項目	収縮状態	展開状態	単位
幅 (X)	467	1089	mm
奥行き (Y)	495	1089	mm
高さ (Z)	370	380	mm



(a) 収縮状態

表 3.3: 衛星の質量特性

項目		収縮状態	展開状態	単位
質量		35.58	35.58	kg
質量中心	X	-7.03	-5.83	mm
	Y	1.55	3.25	mm
	Z	213.59	217.11	mm
慣性モーメント	X	0.822	1.479	kgm ²
	Y	0.770	1.454	kgm ²
	Z	0.832	2.144	kgm ²
慣性乗積	XY	-0.0324	0.0582	kgm ²
	YZ	-0.0246	-0.1525	kgm ²
	XZ	-0.126	-0.1401	kgm ²



(b) 展開状態 1

3.3 基本構造

本衛星は筐体中央部に支柱を設けた中央支柱型構造を採用している。筐体部分のパネルはリブ厚 10[mm], 最薄部 1.5[mm](底面パネルのみリブ厚 20[mm], 最薄部 2[mm]) のアルミアイソグリッドパネル, 中央支柱は厚さ 5[mm] のアルミ板を採用する。衛星筐体のパネルには比剛性が高いハニカムサンドイッチパネルを用いることも多いが, ハニカムサンドイッチパネルは異方性を持つため, 解析が難しく精度に欠けるという構造解析をする上で非常に重大な欠点がある。本衛星ではバス部およびミッション部の搭載機器が占める重量が比較的小さいため, ハニカムサンドイッチパネルと比べて比剛性の小さいアルミアイソグリッドパネルでも十分な強度を補償できると判断し, 構造解析における信頼性の高いアルミアイソグリッドパネルを選択する。ここでアルミニウムは A6061 を採用する。表 3.4 にアルミニウム A6061 の機械的特性を示す。アルミアイソグリッドパネルに機器を設置する際にねじ穴がリブの交差点と重ならない場合



(c) 展開状態 2

図 3.2: 衛星外観

表 3.4: アルミニウム A6061 の機械的特性

項目	値	単位
密度	2.7	g/cm ³
引張強さ	289.6	MPa
降伏応力	248.2	MPa
縦弾性係数	68.3	GPa
横弾性係数	26.2	GPa
ポアソン比	0.33	-

は、ねじ穴がリブの交差点上にくるような固定具を機器に取り付ける。

また、中央支柱は筒状直方体であり、底面パネルや側面パネルだけでなく支柱壁面にも機器を固定することが可能となっている。

3.4 機器配置

衛星の搭載機器を表付録.1, 図 3.3 に示す。衛星内部の主な機器配置について述べる。中央支柱内部はアルミパネルによって上下に区切られており、上部にはモータと展開部ロック機構、下部には電力制御器と CPU を設置する。バッテリーやドライバ、RW など比較的重量の大きい機器は底面パネルおよび中央支柱外壁に固定する。カメラと投光器は側面パネルに穴をあけ、そこからレンズおよび放光部が外に出るように設置する。

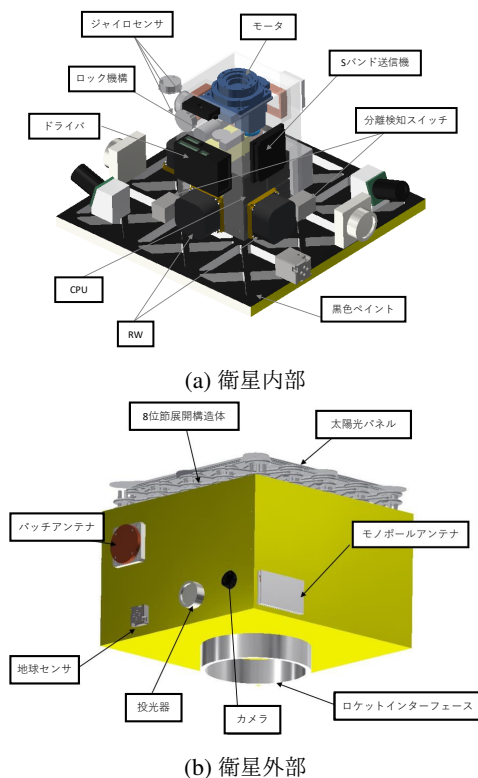


図 3.3: 機器配置

次に衛星外部に取り付ける機器について述べる。4面ある側面パネルのうち、 $-Y$ 側の側面パネルを通信時に地球指向する面に設定し、そこに地球センサとパッチアンテナを設置する。また、パッチアンテナは反対側の側面パネルにも取り付けられており、冗長性を持たせてある。GPS アンテナは地球センサと反対側の側面パネルに設置する。モノポールアンテナは残りの側面パネルに1つずつ設置する。

底面パネルにはロケットインターフェース、上面パネルには中空ロータリアクチュエータ、8位節展開構造体、BSDM、そして太陽センサが取り付けられている。ロケットインターフェースには JAXA の PAF239M を用いる。中空ロータリアクチュエータおよび展開部は上面パネル中央に設置し、打ち上げ時はなるべく振動を抑えるように固定する。詳しい設置方法については後述する。一方太陽センサに関しては、上面パネルに縦 40[mm]、横 30[mm]、深さ 12[mm] のくぼみを作りそこに設置する。そして BSDM の一番下の剛体板には太陽センサの位置および大きさに合わせた穴をあけており、太陽センサはその穴を通して太陽を覗く形となる。ただし太陽センサを用いるのは展開構造を展開しているときに限定している。この概念図を図 3.4, 3.5 に示す。図 3.5 のように上面パネルの中心を原点とした座標系をとった時にくぼみおよび BSDM の穴の中心の座標は $(-90[mm], 0[mm])$

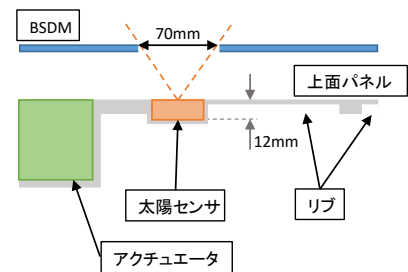


図 3.4: 太陽センサ設置概念図 (断面図)

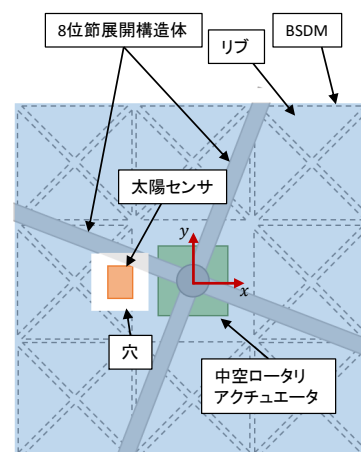


図 3.5: 太陽センサ設置概念図 (上から見た図)

とし、また BSDM の穴の大きさは 70×70[mm] とする。太陽センサを単純に BSDM の一番上の剛体板に取り付けるという方法も考えられたが太陽センサの動作温度の範囲を超えてしまうことが懸念される。これを解決するために、多少複雑ではあるが今回のような設置方法を採用する。

3.5 8 位節展開構造体の固定機構

本衛星における重要な懸念事項の一つとして、打ち上げ時の振動による 8 位節展開構造体の破損が挙げられる。本節ではこれを防ぐための固定方法について検討する。図 3.6 に固定機構の概形を示す。上面パネルには縦 85[mm]、横 85[mm]、深さ 85[mm] のくぼみを作り、そこに中空ロータリアクチュエータを設置する。中空ロータリアクチュエータにはバネとテグスが取り付けられており、中空ロータリアクチュエータがテグスに引っ張られることで 8 位節展開構造体が上面パネルに押し付けられる形で固定される。上面パネルには 8 位節展開構造体のスタッドボルトがはまるような深さ 0.5[mm] のくぼみがついている。これによりスタッドボルトの機軸直交方向の運動を拘束することができる。固定されていると 8 位節展開構造体が展開できないため、展開時には固定を開放する。ニクロム線溶断装置によってテグスを焼き切ることで、中空ロータリアクチュエータ・8 位節展開構造体がバネにより 10[mm] 押し上げられる。そのとき図 3.7 に示すように、それ以上上がらないようにアクチュエータの土台部に、2 つのストッパーがある。

3.6 構造解析

本節では設計した衛星の構造解析を行い、本衛星がロケット打ち上げ時の加速度や振動などに耐える性能を

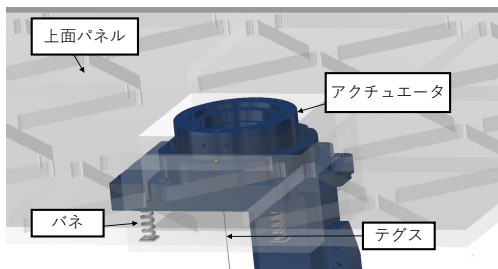


図 3.6: 固定機構の概形

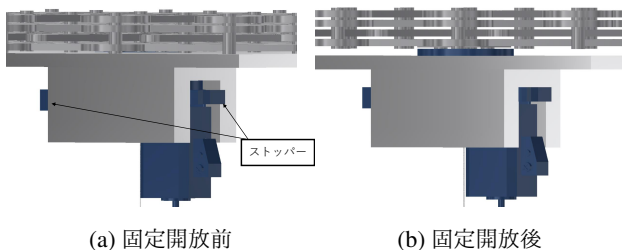


図 3.7: 固定機構開放前と開放後の様子

持っているかを検討する。本衛星は HII-A ロケットでのピギーバックを想定しており、その打ち上げの条件に対して以下の項目を検討する。

- 準静的加速度
- 剛性要求
- 正弦波振動レベル
- ランダム振動

ここで、HII-A ロケットの打ち上げ条件を表 3.5 に示す。また今回の解析において安全率は 1.5 とし、安全余裕 MS は式 (3.1) で定義する。

$$MS = \frac{\sigma_{allow}}{\sigma} - 1 \quad (3.1)$$

ただし、 σ_{allow} 、 σ はそれぞれ部材の許容応力、フォンミーゼス応力を表す。

表 3.5: HII-A ロケットの打ち上げ条件

解析項目	設計要求
準静的加速度	機軸方向 +5.0/ - 6.0G
	機軸直交方向 ±5.0G
剛性要求	機軸方向 120 [Hz] 以上
	機軸直交方向 60 [Hz] 以上
正弦波振動レベル	機軸方向 2.5G _{0-p} (5-100 [Hz])
	機軸直交方向 2.0G _{0-p} (5-100 [Hz])
ランダム振動	20-200 [Hz] +3 [db/oct]
	200-2000 [Hz] 0.032 [G ² /Hz]

3.6.1 モデル化

衛星はロケットにロケットインターフェースによって接続されているため、ここではロケットインターフェースが固定されているとして解析を行う。

解析するうえで、メッシュ数削減のため搭載機器を直方体に近似している。また、8 位節展開構造体は図 3.8 に示す部品を組み合わせ、8 位節の部分スタッドボルトを模擬した円柱で接続する。これを解析モデルとする。このモデルを図 3.9 に示す。8 位節展開構造体は 3.5 節で述べたように固定されているため、スタッドボルトが機軸方向および機軸直交方向に動くことはない想定し、本モデルではスタッドボルトを上面パネルに剛に固定している。さらに搭載機器の大きさにあわせてメッシュサイズを変え、アイソグリッドパネルのリブや各製品のエッジなどについては特に細かくメッシュを切ること、計算時間を短縮しながら解析の精度の向上を図る。

今回の解析は、Autodesk 社の Inventor を用いて作成したモデルを同社の Nastran In-Cad を用いて行う。

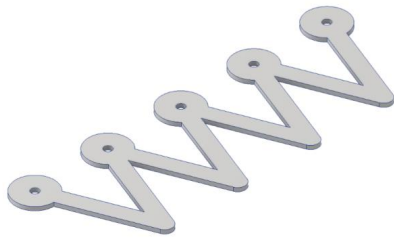


図 3.8: 8 位節展開構造体部品モデル

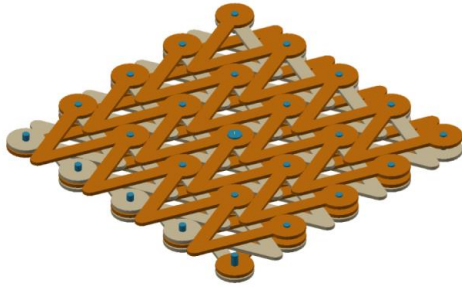


図 3.9: 8 位節展開構造体モデル

3.6.2 準静的加速度

表 3.5 に示した条件を用いて静荷重解析を行い、ロケット打ち上げ時に加わる加速度に耐えるかを検討する。各軸に対して正負があるので 6 パターンの解析を行う。

最大のフォンミーゼス応力が発生したのは $-Z$ 方向で、その値は $7.558[\text{MPa}]$ となった。この時の応力分布を図 3.10 に示す。最大フォンミーゼス応力は上面パネルに発生しており、この部分について安全率を考慮して MS を計算すると

$$MS = \frac{248.2/1.5}{7.558} - 1 \approx 20.9 (> 0) \quad (3.2)$$

となる。これより本衛星は準静的加速度に対して十分な強度を持つことが分かる。

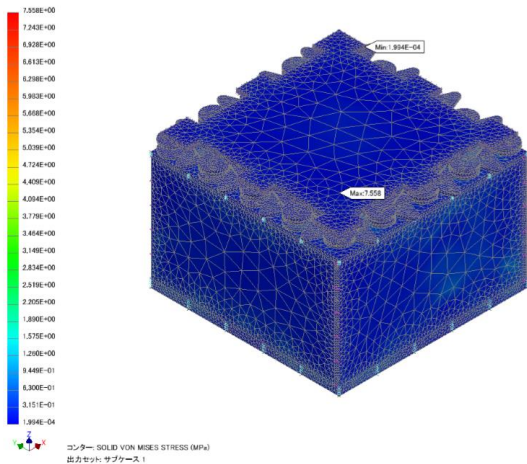


図 3.10: 準静的加速度

3.6.3 剛性要求

表 3.5 に示した条件を用いて固有振動解析を行い、ロケット打ち上げ時に加わる振動により機体が共振を起こさないかを検討する。解析結果を表 3.6 に示す。ここで ξ, η, ζ は第 1 次固有振動の方向で、それぞれ $[-1, -1, 0]$ 方向, $[1, -1, 0]$ 方向, $[0, 0, 1]$ 方向を表す。図 3.11 に第 1 次固有振動の方向を示す。また図 3.12 に各固有振動による変形の様子を示す。これより機軸方向 (ζ 方向) およ

表 3.6: 固有振動解析結果

振動方向		振動数 [Hz]
機軸直交	ξ 方向: $[-1, -1, 0]$ 方向	278.4
	η 方向: $[1, -1, 0]$ 方向	268.2
機軸	ζ 方向: $[0, 0, 1]$ 方向	138.1

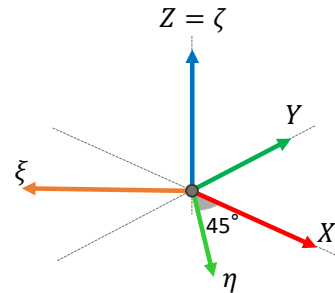


図 3.11: 第 1 次固有振動方向

び機軸直交方向 (ξ, η 方向) について本衛星が剛性要求を満たしていることが確認されたが、機軸直交方向の固有振動数が特に高い値となったので、これについて検討する。衛星を図 3.13 に示すような先端におもりのついた片持ちはりとしてモデル化する。ここで、 l ははりの長さ、 m, m_b はそれぞれおもりとはりの質量を示す。また固定端を原点とし、はりの軸方向を x_b 軸、軸直交方向を y_b 軸とする。このときはりの横振動の運動方程式は密度 ρ 、断面積 A 、縦弾性係数 E 、断面二次モーメント J および時刻 t を用いて式 (3.3) のように表される。

$$\rho A \frac{\partial^2 y_b}{\partial t^2} + EJ \frac{\partial^4 y_b}{\partial x_b^4} = 0 \quad (3.3)$$

これを解くために y_b を

$$y_b(x_b, t) = X(x_b)T(t) \quad (3.4)$$

のように変数分離する。式 (3.3) に代入して変形すると、

$$-\frac{EJ}{\rho A} \frac{1}{X} \frac{d^4 X}{dx_b^4} = \frac{1}{T} \frac{d^2 T}{dt^2} = \text{Const.} \quad (3.5)$$

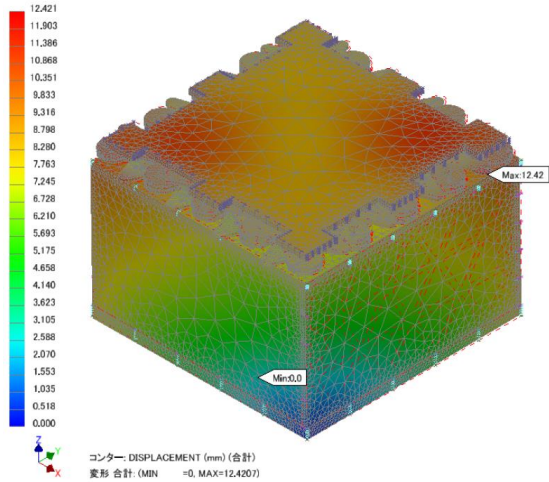
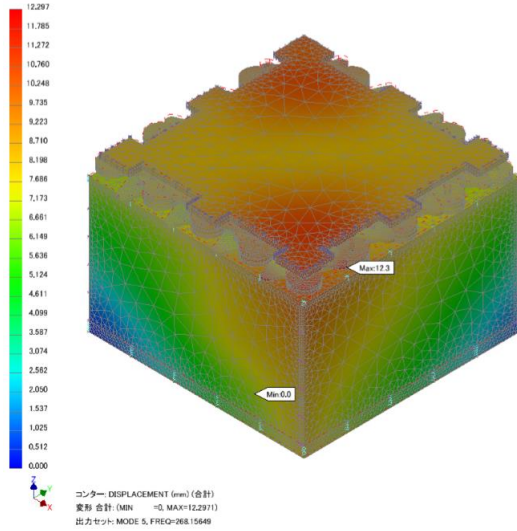
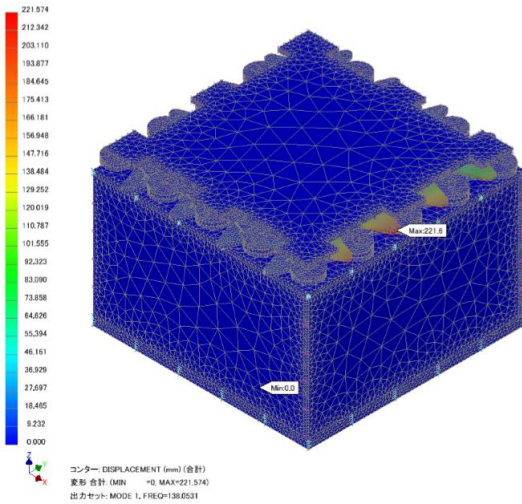
(a) ξ 方向(b) η 方向(c) ζ 方向

図 3.12: 固有振動解析結果

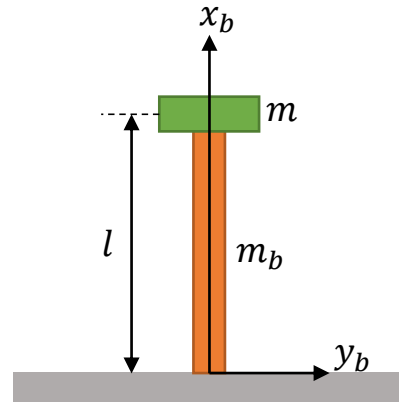


図 3.13: 機軸直交振動モデル

が得られ、この一定値を $-\omega^2$ とおくと

$$EJ \frac{d^4 X}{dx_b^4} - \rho A \omega^2 X = 0 \quad (3.6)$$

$$\frac{d^2 T}{dt^2} + \omega^2 T = 0 \quad (3.7)$$

という 2 つの常微分方程式が得られる。式 (3.6) の一般解は

$$X(x_b) = C_1 \cosh \beta x_b + C_2 \sinh \beta x_b + C_3 \cos \beta x_b + C_4 \sin \beta x_b \quad (3.8)$$

で与えられる。ただし $\beta = (\rho A \omega^2 / EJ)^{1/4}$ であり、また C_1, C_2, C_3, C_4 は未定定数である。つづいて境界条件を考える。本モデルの境界条件を式 (3.9), (3.10) に示す。

$$\begin{cases} y_b = 0 \\ \frac{\partial y_b}{\partial x_b} = 0 \end{cases} \quad (x_b = 0) \quad (3.9)$$

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 y_b}{\partial x_b^2} = 0 \\ \frac{\partial^3 y_b}{\partial x_b^3} = \frac{m}{EJ} \frac{\partial^2 y_b}{\partial t^2} \end{cases} \quad (x_b = l) \quad (3.10)$$

式 (3.10) 第 2 式は自由端のせん断力がおもりの慣性力とつり合う条件から得られる。この境界条件に式 (3.4) および式 (3.7) を考慮すると新しい境界条件が得られる。

$$X(0) = 0 \quad (3.11)$$

$$X'(0) = 0 \quad (3.12)$$

$$X''(l) = 0 \quad (3.13)$$

$$X'''(l) = -\frac{m}{m_b} \beta^4 l X(l) \quad (3.14)$$

これらに式 (3.8) を代入し整理すると

$$(\cosh \beta l + \cos \beta l) C_1 + (\sinh \beta l + \sin \beta l) C_2 = 0 \quad (3.15)$$

$$\begin{aligned} & \left\{ (\sinh \beta l - \sin \beta l) + \frac{m}{m_b} \beta l (\cosh \beta l - \cos \beta l) \right\} C_1 \\ & + \left\{ (\cosh \beta l + \cos \beta l) + \frac{m}{m_b} \beta l (\sinh \beta l - \sin \beta l) \right\} C_2 = 0 \end{aligned} \quad (3.16)$$

となり、この係数を

$$\Phi_{11} = \cosh \beta l + \cos \beta l \quad (3.17)$$

$$\Phi_{12} = \sinh \beta l + \sin \beta l \quad (3.18)$$

$$\Phi_{21} = (\sinh \beta l - \sin \beta l) + \frac{m}{m_b} \beta l (\cosh \beta l - \cos \beta l) \quad (3.19)$$

$$\Phi_{22} = (\cosh \beta l + \cos \beta l) + \frac{m}{m_b} \beta l (\sinh \beta l - \sin \beta l) \quad (3.20)$$

と表すと C_1, C_2 が零でない解を持つ条件 (振動数方程式) として

$$\Phi_{11} \Phi_{22} - \Phi_{12} \Phi_{21} = 0 \quad (3.21)$$

が得られる。この方程式の解から固有振動数を求めることができる。固有振動数を求めるうえで必要な値を表 3.7 に示す。おもり質量 m は 8 位節展開構造体と BSDM の質量合計、はり質量 m_b はそれ以外の衛星質量とし、縦弾性係数 E にはアルミニウム A6061 の値を用いる。また、はり断面は簡単のため図 3.14 に示す形とする。これは中央支柱の断面に等しい。これらの値を用いて式

表 3.7: モデル化による値

項目	変数	値	単位
はり質量	m_b	28.86	kg
おもり質量	m	6.72	kg
はり長さ	l	0.37	m
はり断面積	A	0.0029	m ²
はり密度	ρ	2.690×10^{-4}	kg/m ³
縦弾性係数	E	68.3	GPa
断面二次モーメント	J	1.017×10^{-5}	m ⁴

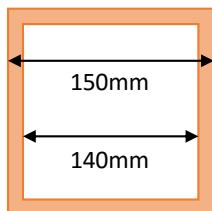


図 3.14: はり断面図

(3.21) を数値的に解いた時の最小の解は $\beta = 4.291$ となり、このモデルの第一次固有振動数は 276.6[Hz] となる。この値は解析によって得られた値 278.4[Hz], 268.2[Hz] と近いので、解析結果は妥当であるとわかる。このような高い固有振動数を持っているのは、衛星全体の質量に対して搭載機器質量の割合が小さいことが原因と考えられる。

3.6.4 正弦波振動レベル

表 3.5 に示した条件を用いて、ロケット打ち上げ時に加わる正弦波振動に耐えうるかを検討する。このとき、入力レベルに共振倍率 Q をかけた値を等価静加速度として解析を行う。

$Q = 20$ とすると、設計荷重 $F_{s,i} (i = X, Y, Z)$ はそれぞれ

$$F_{s,X} = 40 \text{ G} \quad (3.22)$$

$$F_{s,Y} = 40 \text{ G} \quad (3.23)$$

$$F_{s,Z} = 50 \text{ G} \quad (3.24)$$

となり、これらを各軸方向に衛星に負荷すると、最大のフォンミーゼス応力が発生したのは Z 方向で、その値は 67.36[MPa] となった。この時の応力分布を図 3.15 に示す。最大フォンミーゼス応力は上面パネルの内側に発生しており、この部分について安全率を考慮して MS を計算すると

$$MS = \frac{248.2/1.5}{67.36} - 1 \approx 1.45 (> 0) \quad (3.25)$$

となる。これより本衛星は正弦波振動に対して十分な強度を持つことが分かる。

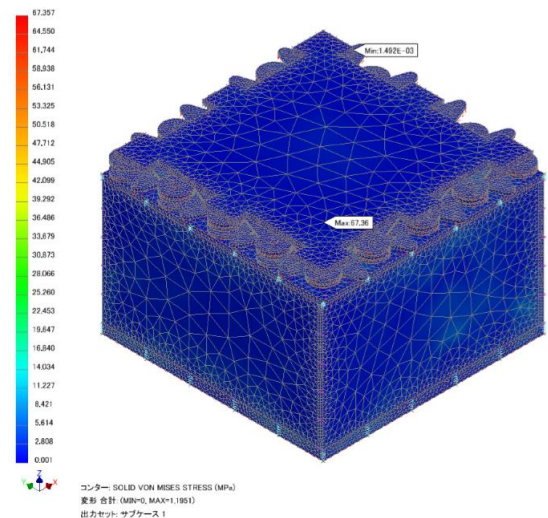


図 3.15: 正弦波振動

3.6.5 ランダム振動

表 3.5 に示した条件を用いて、ロケット打ち上げ時に加わるランダム振動に耐えうるかを検討する。このとき、各固有振動方向の応答加速度 $G_{\text{rms},j} (j = \xi, \eta, \zeta)$ を Miles の式 [11] により計算し、それを 3 倍した値 (3 σ 荷重) を等価静加速度として解析を行う。

設計荷重 $F_{r,j} (j = \xi, \eta, \zeta)$ は式 (3.26) で定義される。

$$F_{r,j} = 3G_{\text{rms},j} = 3 \times \sqrt{\frac{\pi}{2}} \times Q \times f_j \times \text{PSD} \quad (3.26)$$

Q : 共振倍率

f_j : 各軸の第1次固有振動数 ($j = \xi, \eta, \zeta$) [Hz]

PSD : 固有振動数における加速度パワースペクトル密度 [G^2/Hz]

$Q = 20$ とし, f_j に表 3.6 に示した値, PSD に表 3.8 に示す値を代入すると, 各軸の設計荷重 $F_{r,j}$ は

$$F_{r,\xi} = 50.18 G \quad (3.27)$$

$$F_{r,\eta} = 49.26 G \quad (3.28)$$

$$F_{r,\zeta} = 29.36 G \quad (3.29)$$

となる. これらを各軸方向に衛星に付加すると最大の

表 3.8: HII-A の加速度パワースペクトル密度

方向	PSD [G^2/Hz]
ξ 方向	0.032
η 方向	0.032
ζ 方向	0.02208

フォンミーゼス応力が発生したのは η 方向で, その値は 99.48 [MPa] となった. この時の応力分布を図 3.16 に示す. 最大フォンミーゼス応力は底面パネルに発生しており, この部分について安全率を考慮して MS を計算すると

$$MS = \frac{248.2/1.5}{99.48} - 1 \approx 0.66 (> 0) \quad (3.30)$$

となる. これより本衛星はランダム振動に対して十分な強度を持つことがわかる.

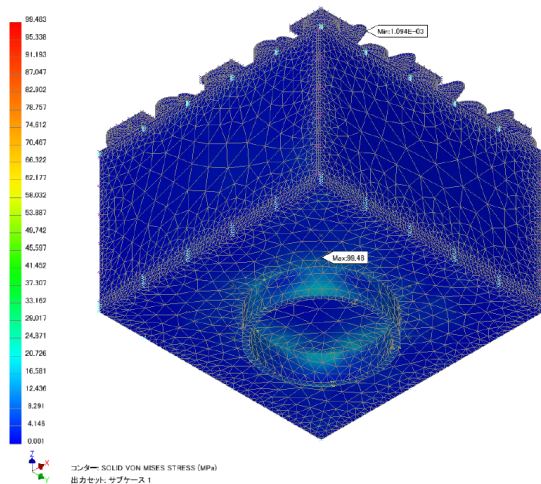


図 3.16: ランダム振動

4 軌道系

本衛星を投入する軌道を決定する. ミッションを遂行するにあたって留意する事項をまとめると,

- 本衛星はピギーバック衛星である
- 工学ミッションの観点からは, どのような軌道であっても問題は生じない
- 自主廃棄を義務付ける

の3点である. 総合的に判断して, 高度約 565 [km] 付近の降交点通過地方時が 6 時である太陽同期ドーナスク軌道を選択する. 図 4.1 にその軌道を示す. この軌道上においては, 衛星に対する太陽入射はおおむね安定し, 熱設計が行いやすいという利点がある. また, 衛星高度の経年変化を図 4.2 に示す. この図から軌道寿命は高々 14 年の計算であり, IADC のスペースデブリ発生防止標準で設定された 25 年以内の再突入をクリアできる [14].

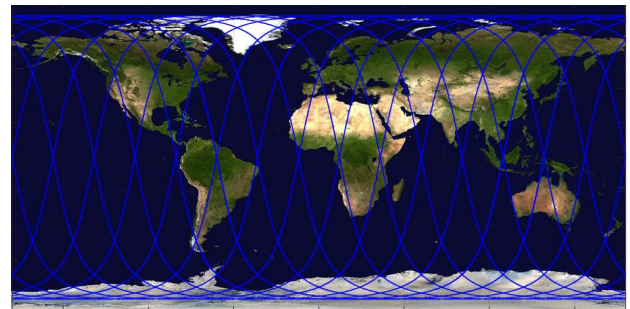


図 4.1: 選定軌道

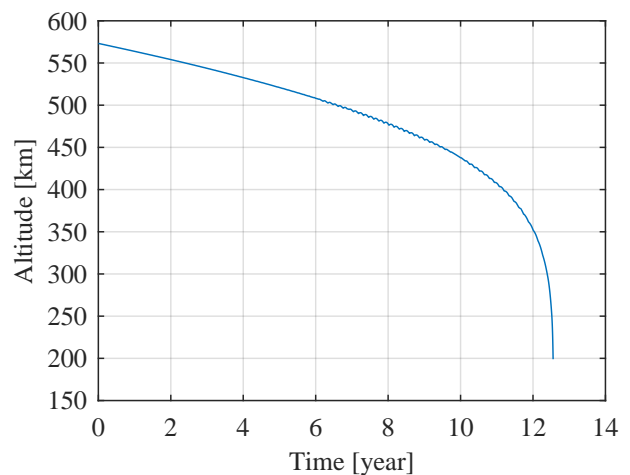


図 4.2: 衛星の高度変化

5 姿勢制御系

5.1 姿勢安定方式

本衛星の姿勢安定方式には3軸安定のゼロモーメント方式を用い、アクチュエータには3軸それぞれの方向を向いた3つのリアクションホイール (RW) を用いる。制御方法としては諸センサによって現在姿勢を取得して目標姿勢へ移行させる。

5.2 センサ選定

本衛星の軌道・姿勢決定のために、GPS 受信機、磁気センサ、ジャイロセンサ、太陽センサ、地球センサを搭載する。GPS 受信機により、衛星の位置、速度を計測する。磁気センサは地磁気の3軸情報を測定し、姿勢の2軸までを決定する。本衛星の姿勢レートを検出するため、ジャイロセンサを用いる。3台搭載することで、3軸の角速度を検出する。現在姿勢は太陽センサとジャイロセンサと地球センサで測定する。本衛星では高精度な姿勢情報を要求しないため、スターセンサを搭載しない。そこで平常運行である太陽指向制御の場合は太陽センサから姿勢情報を得る。また衛星がロケットから分離した直後は、ジャイロセンサにより角速度を検出しながら速やかにレートダンピングを行う。その後、前述したように太陽センサは展開機構を展開しなければ機能しないようになっているため、太陽光パネルとなる展開機構の展開ミッションを行う。続いて、太陽捕捉を姿勢制御により行う。搭載するそれぞれのセンサの諸元を表 5.1-5.5 にまとめる。

5.3 外乱トルクの見積もり

確実に姿勢制御ができるアクチュエータを選定するために、本衛星に加わる外乱トルクの見積もりを行う。本衛星に加わる外乱として、空力、太陽光輻射圧、重力傾斜、地球磁場による外乱トルクを考慮する。本衛星は太陽光パネルが太陽方向へ向くように指向制御を行う。よって、図 3.2a の Z 軸が太陽光と平行であり、X 軸が地球方向を向いている場合に最大の外乱トルクを受けると

表 5.1: GPS 受信機の諸元

項目	値	単位
測距精度	0.9	m
受信周波数	1575.42	Hz
寸法	56 × 36 × 11	mm
質量	39	g
動作電圧	5	V
消費電力	0.8	W
動作温度	-30-70	°C

表 5.2: 磁気センサの諸元

項目	値	単位
磁気測定範囲	±2	gauss
磁気測定分解能	0.1	milli-gauss
方向想定範囲	±60	deg
方向測定分解能	0.1	deg
寸法	38.1 × 15.2 × 1.7	mm
質量	3.75	g
動作電圧	5	V
消費電力	0.75	W
動作温度	-20-70	°C

表 5.3: ジャイロセンサの諸元

項目	値	単位
計測範囲	±100	deg/s
分解能	0.004	deg/s
寸法	φ37.85 × 16.38	mm
質量	60	g
動作電圧	5	V
消費電力	0.1	W
動作温度	-55-85	°C

表 5.4: 太陽センサの諸元

項目	値	単位
正確度	0.3	deg
視野角	120 × 120	deg
寸法	40 × 30 × 12	mm
質量	25	g
動作電圧	3.3/5	V
消費電力	0.36	W
動作温度	-45-85	°C

表 5.5: 地球センサの諸元

項目	値	単位
正確度	1	deg
視野角	33 × 4	deg×array
寸法	40 × 40 × 55	mm
質量	250	g
動作電力	5	V
消費電力	1	W
動作温度	-25-60	°C

予想される。このときそれぞれの外乱トルクの最大値を計算し、それらの外乱トルクの合計を吸収できるようにアクチュエータの選定を行う。

5.3.1 空力トルク

大気抵抗力 F_a は式 (5.1) のように表される。

$$F_a = \frac{1}{2} \rho v^2 C_d A \quad (5.1)$$

ここから大気抵抗トルクが式 (5.2) のように計算できる。

$$T_a = \mathbf{r} \times \mathbf{F}_a \quad (5.2)$$

- ρ : 大気密度 = 1.5619×10^{-13} [kg/m³]
- \mathbf{A} : $[A_x, A_y, A_z]^T$
- A_x, A_y, A_z : X, Y, Z 面の表面積
 $A_x = 0.2768$ [m²]
 $A_y = 0.2768$ [m²]
 $A_z = 1.2910$ [m²]
- v : 衛星速度 = 7.577×10^3 [m/s]
- C_d : 抵抗係数 2.0
- \mathbf{r} : 重心から大気の圧力中心までのベクトル
 $r_x = 5.83 \times 10^{-3}$ [m]
 $r_y = 3.25 \times 10^{-3}$ [m]
 $r_z = 9.67 \times 10^{-2}$ [m]

5.3.2 太陽光輻射圧トルク

太陽光輻射により衛星に働く太陽光輻射圧トルク T_{sp} は式 (5.3) で求まる。

$$T_{sp} = P_s (1 + q) \cos i \mathbf{r} \times \mathbf{A} \quad (5.3)$$

- P_s : 太陽光輻射定数 = 4.617×10^{-6} [N/m²]
- i : 最大太陽光入射角 = 0 [deg]
- q : 反射係数 = 0.6

5.3.3 重力傾斜トルク

重力傾斜トルクは衛星の各質点に作用する重力の差によって発生する。このトルク T_g は式 (5.4) で表せる。

$$T_g = \frac{3\mu}{R^3} \mathbf{u} \times \mathbf{I} \mathbf{u} \quad (5.4)$$

- \mathbf{I} : 衛星の慣性テンソル [kgm²]
- \mathbf{u} : 地球中心から衛星質量中心への単位ベクトル
- R : 軌道長半径 = 7273.637 [km]
- I_x, I_y, I_z : X, Y, Z 軸回りの慣性モーメント
 $I_x = 1.479$ [kgm²]
 $I_y = 1.454$ [kgm²]
 $I_z = 2.144$ [kgm²]

5.3.4 地球磁場トルク

衛星の磁気モーメントと地球磁場との相互作用で発生するのが地球磁場トルクであり、その大きさは式 (5.5) で求まる。

$$T_m = m \mathbf{B} \quad (5.5)$$

- m : 衛星の残留磁気双極子モーメント = 0.2 [Am²]
- \mathbf{B} : 地球磁場 = 4.7×10^{-5} [T]

5.3.5 外乱トルク合計

以上より、各外乱がすべて同じ方向に加わると仮定して、それぞれの外乱の絶対値をとり加算したものを衛星に加わる外乱トルクの最大値と見積もる。よって、本衛星に加わる外乱トルクは式 (5.6) となる。

$$T_d = \begin{bmatrix} 9.404 \times 10^{-6} \\ 9.403 \times 10^{-6} \\ 9.400 \times 10^{-6} \end{bmatrix} \text{ [Nm]} \quad (5.6)$$

また、本衛星では3周に1回アンローディングを行うので、2周のうちに蓄積する角運動量の最大値を H とすると、3軸に加わる外乱トルクの最大成分より $H_{max} = 9.404 \times 10^{-6} \times 5763 \times 2 = 0.1084$ [Nms] と求まる。アクチュエータはこの角運動量を吸収できるものを選定する。

5.4 アクチュエータの選定

5.4.1 RW の選定

RW には前節で求めた最大角運動量 $H = 0.1084$ [Nms] を蓄積できる、VECTRONIC Aerospace の VRW-02 を用いることとする。その諸元を表 5.6 に示す。

表 5.6: RW の諸元

項目	値	単位
質量	1.0	kg
寸法	70 × 70 × 48	mm
慣性モーメント	3.4×10^{-4}	kgm ²
最大消費電力	25	W
定常消費電力	3.0	W
動作温度	-20-70	°C
最大回転数	±6500	rpm
飽和角運動量	0.2	Nms
定格トルク	±20	mNm

5.4.2 磁気トルカの選定

アンローディングに用いる磁気トルカの選定を行う。アンローディングを行うためには常に外乱トルクよりも大きなトルクを出し続ける必要がある。よって、磁気トルカの最小出力トルクを T_{mi} 、発生磁気モーメントを M_i

とし、5.3 節で求めた外乱の最大値と高度 565[km] 地点での最小地球磁場 $B_{min} = 3.0 \times 10^{-4}[\text{T}]$ を考慮すると式 (5.7) の条件を満たす必要がある。

$$M_t \geq \frac{T_d}{B_{min}} = 0.0313[\text{Am}^2] \quad (5.7)$$

この条件を満たし、かつアンローディングを素早く行うために、CubeSatShop の MT01 Compact Magnetorquer を各軸 4 つずつ配置することとする。その諸元を表 5.7 に示す。

表 5.7: 磁気トルカの諸元

項目	値	単位
質量	7.5	g
寸法	50 × 50 × 3.2	mm
供給電力	250-1750	mW
動作温度	-55-85	°C
発生磁気モーメント	0.19	Am ²
飽和磁気モーメント	0.85	Am ²

5.5 姿勢制御

5.5.1 姿勢解析

衛星姿勢はオイラーパラメータを用いて表す。衛星系を、慣性系から単位ベクトル $\hat{a} = [a_1, a_2, a_3]^T$ 回りに角度 ϕ 回転させたものとする、オイラーパラメータは四元数で

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} a_1 \sin \frac{\phi}{2} \\ a_2 \sin \frac{\phi}{2} \\ a_3 \sin \frac{\phi}{2} \\ \cos \frac{\phi}{2} \end{bmatrix} \quad (5.8)$$

と表される。このとき $\mathbf{q} = [q_1, q_2, q_3, q_4]^T$ はスカラー部 $S(\mathbf{q}) = q_4$ とベクトル部 $V(\mathbf{q}) = [q_1, q_2, q_3]^T$ に分けられ、衛星系が慣性系と一致しているとき $\mathbf{q} = [0, 0, 0, 1]^T$ となる。

目標姿勢へのオイラーパラメータを \mathbf{q}_d とおくと $V(\mathbf{q}_d^\dagger \mathbf{q})$ が姿勢誤差を表す。なお \mathbf{q}_d^\dagger は \mathbf{q}_d の共役オイラーパラメータである。以上より入力トルク \mathbf{u} を次のように与える。

$$\mathbf{u} = -k_p V(\mathbf{q}_d^\dagger \mathbf{q}) - k_d \boldsymbol{\omega} \quad (5.9)$$

$$k_p = 0.0375 [\text{Nm}] \quad k_d = 0.1125 [\text{Nms}] \quad (5.10)$$

これにより目標姿勢へ変更し衛星を静止させることが可能である。

平常運行時においては太陽光パネルが太陽方向に向くように指向制御を行っている。その他の姿勢変更のタイミングとして、衛星開放時と地球の基地局との通

信の時があげられる。衛星開放時において、あらかじめ 0.01[rad/s] 程度の角運動量を持っていると考えられる。よって、初期運用モードにおいてレートダンピングを行う。その後、展開機構を展開し、姿勢情報を得るために太陽補足をおこなう。また、通信モードにおいてアンテナを地球方向に向けるように指向制御を行う。これらの制御が可能であるかシミュレーションにより確認する。姿勢変更の基準となる系を慣性系とし、機体座標系は図 3.2a に示したとおりである。また、外乱として 5.3 節で見積もった外乱トルクの最大値 $9.4037 \times 10^{-6} [\text{Nm}]$ が 3 軸すべてに加わるものと仮定した。

• レートダンピング

衛星開放時において 3 軸それぞれに 0.01[rad/s] の角速度を持っていると仮定し、角速度がゼロとなるようにレートダンピングを行う。そのシミュレーションの結果を図 5.1 に示す。シミュレーション結果から 80[s] 程度で目的の姿勢制御を達成できていることがわかる。

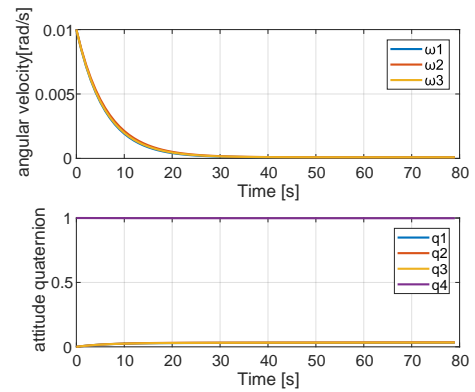


図 5.1: レートダンピング

• 太陽捕捉

初期運用において展開機構を展開後、姿勢情報を得るために太陽捕捉を 2 軸サーチ方式で行う。本衛星では機体系の Z 軸方向に太陽センサがついている。よって、機体系 X 軸方向に 360[deg] 機体を回転させ、その後、Y 軸方向に 360[deg] 回転させ全天探索を行う。その後、最悪の場合を考え、太陽が現在姿勢から $[1, 1, 1]^T$ 方向に 180[deg] 回転した地点にある場合を考える。そのシミュレーションを図 5.2 に示す。この結果より、830[s] 程度で太陽捕捉を完了することがわかる。

5.6 アンローディング

本衛星においてアンローディングは 3 周に 1 回行う。よって、衛星が軌道 2 周する間のホイール蓄積角運動量を磁気トルカにより、アンローディングできるかどうかをシミュレーションにより確認する。5.3 節より軌道 2

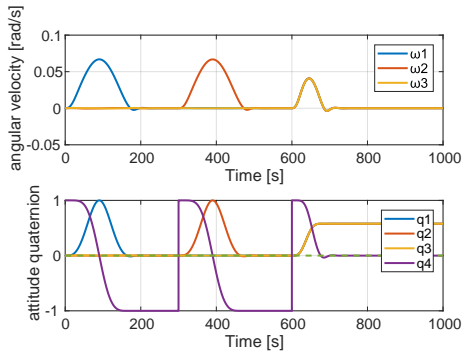


図 5.2: 太陽捕捉

周で蓄積する角運動量は式 (5.11) となる.

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0.1084 \\ 0.1084 \\ 0.1083 \end{bmatrix} \text{ [Nms]} \quad (5.11)$$

またここではクロスプロダクト法により磁気モーメントを式 (5.12) のように与える.

$$\mathbf{M} = k(\mathbf{H}_w \times \mathbf{B}) \quad (5.12)$$

ここでの \mathbf{H}_w はホイールの蓄積角運動量である. 発生トルクは次式となる.

$$\mathbf{T} = -k(\mathbf{B} \cdot \mathbf{B})\mathbf{H}_w + k(\mathbf{H}_w \times \mathbf{B})\mathbf{B} \quad (5.13)$$

よって, 角運動量を低減する方向にトルクを発生させることができる. またここでは, 磁場は最小値 $\mathbf{B} = \mathbf{B}_{min}$ をとり, 外乱トルクは 3 軸すべてに常に最大値が加わっていると仮定してシミュレーションを行った. その結果が図 5.3 である.

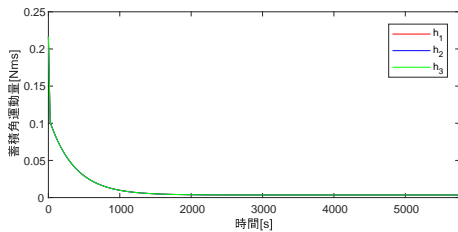


図 5.3: アンローディング

ここでは $k = 1.0 \times 10^4 [1/T^2/s]$ とした, 図 5.3 を見ると, 2000[s] 程度でアンローディングを完了することがわかる.

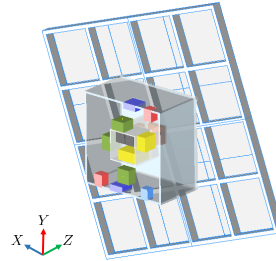
6 熱制御系

本衛星搭載機器には各々許容温度範囲がある. 本章ではそれらすべてに対し適切な温度環境を与えるための衛星の熱設計を行う.

6.1 ノード分割

簡略化のため, 本解析では許容温度範囲の狭いもの, 発熱量の大きいもの, サイズが大きいものを抜粋して

モデル化する. 本衛星のモデル化の結果とその詳細を図 6.1 に示す. 本解析では衛星の構体を 37 のノードに分割したモデルを使用する. 太陽光パネル, RW, CPU, カメラ, 投光器は各々 1 つのノードとする. 宇宙空間も 1 つのノードとして含め, 計 38 点による解析を行う.



ノード	ノードの記述
1,2	: ±X パネル
3,4	: ±Z パネル
5,6	: ±Y パネル
7	: 中央支柱
8-11	: 太陽光パネル
12	: 剛体板 I_{BS}
13-16	: 太陽光パネル
17-20	: 8 位節展開構造体
21	: バッテリ
22	: モータ
23	: アクチュエータ
24	: ドライブ
25-27	: RW
28-31	: CPU
32	: 地球センサ
33	: 電力制御器
34,35	: カメラ
36,37	: 投光器

図 6.1: 形状熱数学モデル

6.2 熱数学モデル

熱数学モデルの各ノードに熱平衡方程式を立てて非定常温度分布を求める. ノード内では温度が均一であると仮定し全ノード数を n とすると, i 番目のノードにおける熱平衡方程式は式 (6.1) で表される [17].

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = Q_i - \sum_{j=1}^n K_{ij}(T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij}(T_i^4 - T_j^4) \quad (6.1)$$

C_i : 熱容量 [J/K]

T_i, T_j : 温度 [K]

t : 時間 [s]

Q_i : 熱入力 [W]

K_{ij} : 伝導熱伝達係数 [W/K]

R_{ij} : 放射係数 [W/K⁴]

i, j : ノード

熱入力 Q_i とは内部熱入力と外部熱入力の和を示す. 内部発熱は搭載機器の消費電力の 95% で発熱するものとみなす.

6.3 熱コンダクタンス

K_{ij}, R_{ij} はそれぞれ接点の位置関係及び形状によって決定される係数である. 伝導熱伝達係数 K_{ij} は式 (6.2) で表される.

$$K_{ij} = \lambda_{ij} A_{kij} / l_{kij} \quad (6.2)$$

λ_{ij} : 熱伝導率 [W/m/K]

A_{kij} : 接触面積 [m²]

l_{kij} : 伝導距離 [m]

さらに, 放射係数 R_{ij} は式 (6.3) で表される.

$$R_{ij} = \epsilon_{Hi} \epsilon_{Hj} \sigma F_{ij} A_{rij} \quad (6.3)$$

$\varepsilon_{Hi}, \varepsilon_{Hj}$: 全半球放射率
 σ : ステファンボルツマン定数 [W/K⁴/m²]
 F_{ij} : 放射形態係数
 A_{rij} : 放射面積 [m²]

なお、放射形態係数 F_{ij} は搭載機器が多く複雑であるため Autodesk 社の CFD を用いて求める。

6.4 外部熱入力

打ち上げから運用終了まで衛星の外部熱入力には主に以下のものが考えられる。

- 1) 太陽放射
- 2) アルベド
- 3) 地球赤外放射
- 4) フェアリングからの輻射熱
- 5) 自由分子流加熱
- 6) ロケットエンジンのプルーム加熱

これらのうち、支配的である 1)–3) を本衛星への熱入力として解析を行う。

6.4.1 太陽放射

太陽放射による熱入力 Q_{si} は式 (6.4) で表される。

$$Q_{si} = \alpha_{si} P_{si} A_{si} \quad (6.4)$$

α_{si} : 太陽光吸収率
 P_{si} : 太陽光放射照度 [W/m²]
 A_{si} : 太陽の投影面積 [m²]

6.4.2 アルベド

アルベドによる熱入力 Q_{ai} は式 (6.5) で表される。

$$Q_{ai} = \alpha_{si} C_a P_{si} A_{ai} \quad (6.5)$$

C_a : アルベド係数
 A_{ai} : アルベドの投影面積 [m²]

6.4.3 地球赤外放射

地球赤外放射による熱入力 Q_{ei} は式 (6.6) で表される。

$$Q_{ei} = \varepsilon_{Hi} P_{ei} A_{ei} \quad (6.6)$$

P_{ei} : 地球赤外放射照度 [W/m²]
 A_{ei} : 地球の投影面積 [m²]

6.5 衛星搭載機器の温度要求

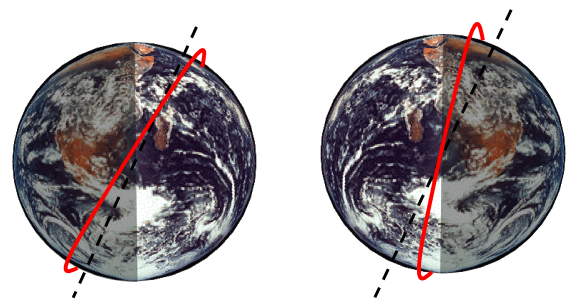
熱設計を行う上で、熱数学モデルで算出されたノミナル温度をそのまま熱設計に反映させるのではなく、通常誤差、不確かさ、予測誤差等を考慮して設計を進めなければならない。そこで、本解析では各搭載機器の許容温度範囲の高温側と低温側にそれぞれ 5[C°] のマージンを持たせる。マージンを加味した各ノードの目標温度を表 6.1 に示す。

表 6.1: 搭載機器配置と目標温度

要素番号	搭載機器名	消費電力	動作時 温度範囲	目標温度
		W	C°	C°
1	モノポールアンテナ	-	-	-
2	モノポールアンテナ	-	-	-
3	MT ユニット	0.25×4	-55~85	-50~80
4	ジャイロセンサ	0.1	-55~80	-35~75
	太陽センサ	0.35	-40~85	
5	パッチアンテナ	-	-20~50	-15~45
	GPS 受信機	1	-30~70	
	GPS アンテナ	0.4	-30~70	
6	パッチアンテナ	-	-20~50	-15~45
7	ジャイロセンサ×2	0.1×2	-55~80	-10~55
	磁気センサ	0.075	-20~70	
	UHF 受信機	0.13	-30~60	
	S バンド送信機	0.1	-20~60	
	MT ユニット×2	0.25×8	-55~85	
	ロック機構	1.1	-15~60	
8-11	太陽光パネル	-	-160~100	-155~95
12	剛体板 I _{BS}	-	-	-
13-16	太陽光パネル	-	-160~100	-155~95
17-20	8 位節展開構造体	-	-	-
21	バッテリー	-	0~40	5~35
22	モータ	43.2	-10~50	-5~45
23	アクチュエータ	-	-	-
24	ドライバ	-	0~50	5~45
25-27	RW	3(定常)	-20~70	-15~65
28-31	CPU	2	-10~50	-5~45
32	地球センサ	1	-25~60	-20~55
33	電力制御器	2	-40~85	-35~80
34,35	カメラ	4	-15~55	-10~50
36,37	投光器	5.4	-15~55	-10~50

6.6 解析条件

ミッション期間中に起こりうる低温最悪温度条件と高温最悪温度条件を考える。本衛星の軌道は太陽同期ドーナスク軌道である。この軌道上では、冬至、春分、秋分の前後では 1 日中太陽放射の影響を受け続けるものの、夏至の前後では太陽放射の影響を受けない時間が存在する。そこで運用時期に関して、夏至が低温最悪温度条件、冬至が高温最悪温度条件であるとする。また、それらの軌道模式図を図 6.2 に示す。そして、本衛星は太陽指向衛星で太陽光パネルのセル面が常に太陽方向に向いているものとする。さらに、詳細な本衛星の温度解析条件を表 6.2 に示す。なお、BOL はミッション初期、EOL はミッション末期をそれぞれ示す。



(a) 低温最悪温度条件 (夏至) (b) 高温最悪温度条件 (冬至)

図 6.2: 衛星の軌道と温度条件

表 6.2: 熱解析ケースの定義

	低温条件	高温条件	単位
想定運用時期	夏至	冬至	-
太陽光放射照度	1309	1399	W/m ²
アルベド係数	0.15	0.6	-
地球赤外放射照度	140	264	W/m ²
軌道周期における食の割合	22	0	%
熱制御素子表面特性	BOL	EOL	-

6.7 熱制御素子の選定

衛星内部は熱が偏らないように黒色塗装で統一する。また、衛星本体の -X 面に OSR を実装し、ラジエータ面とする。そして、その他の面には MLI を用いることで熱を遮断する。さらに、太陽光パネルの裏側は白色塗装を施す。本衛星に用いる熱制御素子等の熱光学特性を表 6.3 に示す。

表 6.3: 熱光学特性

素子名称	α_s	ϵ_H	α_s/ϵ_H
MLI	0.03	0.28	0.11
OSR	0.063(BOL)	0.84	0.075(BOL)
	0.093(EOL)		0.111(EOL)
黒色 Z306	0.92	0.83	1.10
白色 Z202	0.25	0.83	0.30
太陽電池セル (GaAs)	0.82(BOL)	0.74	1.11(BOL)
	0.86(EOL)		1.16(EOL)

6.8 解析

解析結果を図 6.3 に示す。赤色が搭載機器の目標温度範囲外を表し、緑色が本解析により得られたノードの予測温度となっている。この結果、すべてのノードで適切な温度環境が与えられていることが確認できる。

7 通信系

7.1 通信系の概要

本衛星は衛星運用のため地上局からコマンドを送るためのアップリンク回線に加え、衛星の状態を把握するためのテレメトリデータとミッションにより得られた動画データを地上に送信するためのダウンリンク回線を用意する。

使用周波数としてはアップリンク回線には 400[MHz] 帯の UHF を使用する。400[MHz] 帯はデータ量は少ないが、アンテナパターンに細かな切れ込みが少なく衛星本体によるブロッキングが少ないため衛星がどのような姿勢になっても 1 式のアンテナで安定にコマンド信号を受信できる。しかし本衛星は展開構造体を有しているので、アンテナは 2 式設置する。また、人口密集地域の上

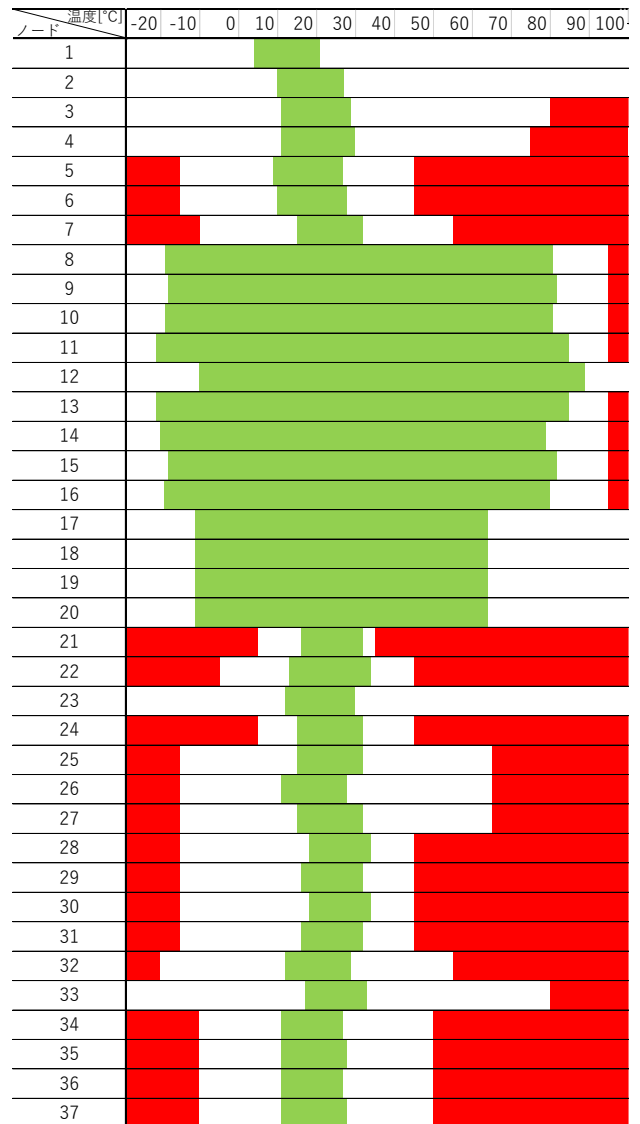


図 6.3: ノードの許容温度範囲と予測温度

空では都市雑音レベルが高いので、雑音に対するマージンを 10–20[dB] ほど多く見積もる必要がある。

ダウンリンク回線には動画データを送信するためデータ量の多い 2[GHz] 帯の S バンドを使用する。S バンドでは電力束密度 (PFD) の規定が適用されるので衛星からの送信電力レベルを下げる必要があり、地上局用に大きな利得が得られるディッシュアンテナが必要となる。この PFD 規格は非常に厳しく、2[m] 級のアンテナを使用する超小型衛星では符号化率 R が小さい符号を使用し符号化利得 G_c を稼ぐことで、送信電力を低減することができる。

7.2 送受信機とアンテナの構成

7.2.1 送受信機

アップリンク回線の UHF 受信機には西無線研究所の RXE430M-301A、ダウンリンク回線の S バンド送信機にはアドニクス社の A88 series S-Band Transmitter を使用する。これらの諸元を表 7.1, 7.2 に示す。

表 7.1: UHF 受信機の諸元

項目	値	単位
質量	0.038	kg
寸法	60 × 50 × 10.5	mm
周波数帯	435-438	MHz
データレート	2.4-9.6	kbps
復調方式	FM	-

表 7.2: S バンド送信機の諸元

項目	値	単位
質量	0.150	kg
寸法	80 × 80 × 14	mm
周波数帯	2250-2300	MHz
送信電力	0.1	W
データレート	100	kbps
変調方式	BPSK	-

7.2.2 衛星のアンテナ

アップリンク回線の UHF 受信アンテナとして 1/4 波長モノポールアンテナを作成する。打ち上げ時は UHF 帯アンテナを衛星側面に収納する。打ち上げ時の振動に晒されてもアンテナが展開することのないように、図 7.1 のようにナイロン線で拘束しておく。展開時にはニクロム線溶断装置によってナイロン線を焼き切ってモノポールアンテナを展開する。また、作成する 173[mm] 垂直接地型モノポールアンテナのアンテナパターンをシミュレーションソフト「MMANA」によって解析する。その結果を図 7.2 に示す。このシミュレーションソフトはモデル化による誤差を多く含んでいるため、実験による実証が必要である。

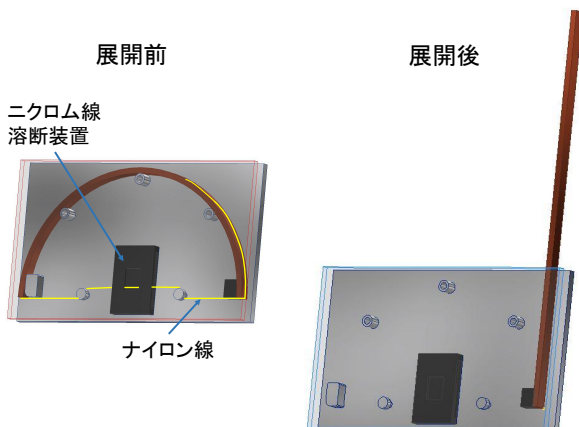


図 7.1: UHF 受信アンテナの展開の様子

ダウンリンク回線の S バンド送信アンテナとしては SURREY 社のパッチアンテナを使用する。パッチアンテナは面に垂直な方向に指向性を持つため、地球に向く面に配置する。パッチアンテナの自由空間における法線方向からの角度とアンテナパターンの関係を図 7.3 に示す。

7.2.3 地上局のアンテナ

本衛星の通信のために大阪大学内に設置されたアンテナを使用する。S バンドのダウンリンクには直径 2.4[m] のディッシュアンテナを使用する。開口率率は 0.6 とする。また 400[MHz] 帯のアップリンクにはディッシュアンテナの上端に取り付けられた円偏波送出可能なクロスダイポール型の八木アンテナを使用する。

7.3 通信要求

7.3.1 通信時間の算出

回帰円軌道であるため、毎日必ず通信の機会が与えられ、通信可能仰角を 5[deg] と取った場合の 1 日で通信可能な時間は 1997[s] となる。そこからマージンを考慮し約 9 割の 1800[s] を 1 日あたりに通信可能な時間とする。

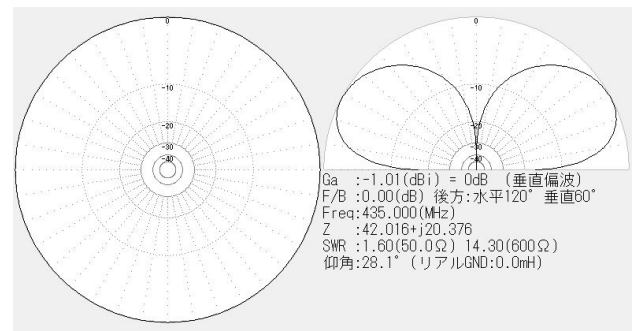


図 7.2: モノポールアンテナのアンテナパターン

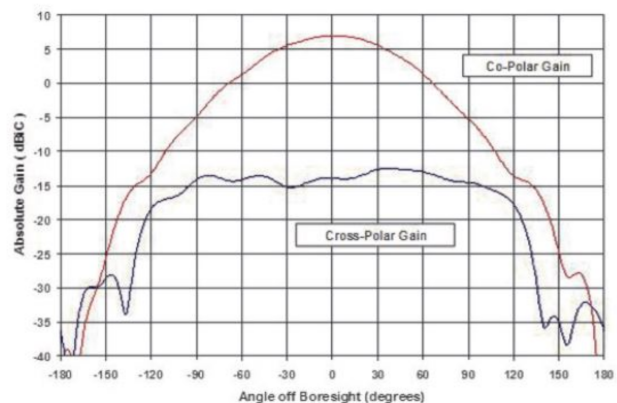


図 7.3: パッチアンテナのアンテナパターン

7.3.2 コマンド

通信時間 1800[s], ビットレート 9.6[kbps] で送信可能なコマンド量は式 (7.1) より求められる。

$$\frac{9600 \times 1800}{1024^2 \times 8} = 2.06[\text{MB}] \quad (7.1)$$

コマンドのフォーマットとして, ヘッダーに 4[byte], メッセージ ID に 2[byte], フィールドには地球指向時に必要な RW の分解能を考慮し 25[byte], チェックサムに 1[byte], 末尾に 2[byte] を割り当て, 1 フレーム 35[byte] で構成するとする。このコマンドを 1 日分送るので, 衛星運用には十分である。

7.3.3 テレメトリデータ

衛星運用を行うにあたって, 衛星の状態を把握する必要がある。このため各機器の状態などを示したデータをテレメトリとする。40 項目について 1 項目あたり 16[bit] として通常運用時は 0.1[Hz], 8 位節展開構造体の展開時などクリティカルとなる運用時は 2[Hz] でサンプリングすると, テレメトリデータは 1 日 1.2[MB] となる。ビットレート 100[kbps] で送信すると, テレメトリデータ送信にかかる通信時間は式 (7.2) より求められる。

$$\frac{1.2 \times 1024^2 \times 8}{100000} = 101[\text{s}] \quad (7.2)$$

そこで余裕をもってテレメトリデータ通信に毎日 120[s] 割り当てる。

7.3.4 ミッションデータ

テレメトリデータに加えて, 本衛星のミッションである 8 位節展開構造体および BSDM が展開・収縮する様子を撮影した動画データも送信する。動画 1[s] あたりのデータ量は (3[byte] × ピクセル数 × フレームレート) であり, 2.3 節で前述したカメラを使用すると式 (7.3) より求められる。

$$\frac{3 \times 640 \times 480 \times 25}{1024^2} = 21.97[\text{MB/s}] \quad (7.3)$$

展開・収縮に要する時間はそれぞれ 20[s] ずつであり, 再現性のため展開は 2 回行うため撮影時間は 60[s] となる。その様子を 2 台のカメラで撮影するため, ミッションデータのデータ量は式 (7.4) より求められる。

$$21.97 \times 60 \times 2 = 2636.4[\text{MB}] \quad (7.4)$$

よってミッションデータのデータ量は余裕をもって 2800[MB] とする。1 日の通信可能時間は 1800[s] であり, そこからテレメトリ送信にかかる 120[s] を差し引いて, ミッションデータの送信には 1680[s] 割り当てられ

る。ビットレート 100[kbps] で送信すると, 1 日当たり送信することができるデータ量は式 (7.5) のようになる。

$$\frac{1680 \times 100000}{1024^2 \times 8} = 20.02[\text{MB/day}] \quad (7.5)$$

したがって式 (7.6) より本衛星のミッションデータは 139.86 日をかけて送信することができ, ミッション期間内にデータを送信することが可能である。

$$\frac{2800}{20.02} = 139.86[\text{days}] \quad (7.6)$$

7.3.5 PFD 規定に対する対策

地上無線回線に妨害を与えないように地表 1[m²], 4[kHz] 周波数帯域において衛星が地上に放射できる電力が電波法施行規則で規定されている。S バンドでは

- 到来角 0–5 [deg] の場合 -154[dBW/4kHz/m²]
- 到来角 25–90 [deg] の場合 -144[dBW/4kHz/m²]

となっている。この規定を満たすために様々な対策を施す [15]。変調方式に BPSK 同期検波を採用し, さらに 100[kbps] の信号に対して符号化率 1/2, 拘束長 7 の畳込み符号を適用し, 軟判定ビタビ複合を施すことで帯域を 2 倍に広げる。そして 11[bit] の Baker シーケンスを用いてスペクトラム拡散を行う。これにより帯域をさらに 11 倍広げることが可能となり, 合計 22 倍帯域を広げられることになる。以上より 13.42[dB] 低減する。

7.4 回線設計

7.4.1 アンテナ利得

地上局及び衛星のアンテナの利得は任意方向に放射される電力と, それと同一電力を供給されている等方性アンテナから放射される電力の比で定義される。アンテナの利得は式 (7.7) のようになる。

$$G = \frac{4\pi}{\lambda^2} A \eta = \left(\frac{\pi D}{\lambda}\right)^2 \eta \quad (7.7)$$

ここで A は開口面積, D はアンテナ直径, λ は使用周波数の波長, η は開口能率を示す。 $G = 1, \eta = 1$ とすると, 等方性アンテナの開口面積である $A = \lambda^2/4\pi$ となる。通常, 式 (7.8) のようにデシベル表示され, アンテナ利得が等方性アンテナ利得との比で定義されていることから [dBi] を単位としている [16]。

$$G = 10 \log_{10} \left[\left(\frac{\pi D}{\lambda}\right)^2 \eta \right] \quad (7.8)$$

7.4.2 送信 EIRP

送信 EIRP は衛星で受信される信号電力 P_t と送信アンテナ利得 G_t の積で表される等価等方放射電力 P_e で地球局送信電力や衛星送信電力を表す尺度として利用されている。

7.4.3 自由空間伝播損失

衛星利用では、電波は非常に長い距離を伝播することにより大きく減衰する。これを自由空間伝播損失といい、式(7.9)で表されるような周波数と通信距離に依存した値となる。

$$L_u = 10 \log_{10} \left[\left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2 \right] \quad (7.9)$$

ここで d は通信距離である。

7.4.4 雑音温度

前述のように衛星通信では、電波は大きな損失を受けるため、受信機での信号電力は非常に微弱なものとなる。したがって受信 C/N を決定する雑音電力 N を小さく抑える必要がある。雑音電力としては受信機から発生する熱雑音とアンテナが外部から受信するアンテナ雑音がある。これらの熱雑音のレベルは非常に小さいことから、雑音電力を表す方法として絶対温度 T が用いられている。単位帯域幅あたりの熱雑音の電力 N_0 が、絶対温度 T の抵抗が発生する熱雑音の電力と等しい場合に、この雑音電力密度 N_0 は絶対温度 T を用いて式(7.10)で与えられる。ただし k はボルツマン係数で $k = 1.38 \times 10^{-23}$ [J/K] である。

$$N_0 = kT \quad (7.10)$$

7.4.5 受信 G/T

受信アンテナ利得 G_r とシステム雑音温度 T_s の比であり、衛星の受信性能指数を表し、衛星使用を決定するパラメータの一つである。

7.4.6 受信 C/N_0

衛星回線の信号品質を評価するためには搬送波電力対雑音電力比 C/N が利用される。ここでは、雑音電力を単位帯域幅あたりの雑音電力密度を用いて C/N_0 [dBHz] で表す。

7.4.7 所要 C/N

所要品質を維持した通信を行うために必要最低限の C/N を所要 C/N という。変復調方式と誤り訂正方式によって決まる E_b/N_0 に対してビット誤り率特定が定まる。ここで E_b/N_0 は、ビット当たりの信号エネルギー対雑音電力密度であり、 C/N とは式(7.11)の関係がある。

$$\frac{C}{N} = \frac{M E_b}{R N_0} \quad (7.11)$$

ここで M は1シンボル中に含まれるビット数であり、 R は符号化率である。

7.4.8 設計方針

アップリンク回線において都市雑音レベルが高いため回線マージンを10[dB]以上確保できるようにする。ダウンリンク回線においては送信アンテナ利得の最悪値である-5[dB]を使用した状態でも回線マージンを確保できるようにする。それに加えPFDの規定もクリアするように設計を行う。

7.4.9 回線計算結果

表7.3に回線設計の結果を示す。PFDの括弧内の値は畳込み符号化およびスペクトラム拡散を適用しない場合の値である。アップリンク回線においては都市雑音を考慮して29.27[dB]のマージンを確保した。ダウンリンク回線においても送信アンテナ利得の最悪値を使用した状態でも回線マージンを11.58[dB]確保した。PFDについても、畳込み符号化およびスペクトラム拡散を適用することにより規定を満足した。

8 電源系

8.1 概要

本衛星はBSDMにより展開される平面の面積により太陽電池アレイの大きさが決定される。そこで本章では決められた太陽電池アレイの大きさを衛星の寿命末期に所要負荷電力の供給が可能であることを確認する。日陰時など太陽光パネルから電力を供給できない場合に、十分な電力量を供給できるようバッテリーをサイジングする。また本衛星は初期運用モードにおいて、BSDMにより太陽光パネルが展開されるまで太陽光パネルから電力を供給できない。したがって初期運用において十分な電力が供給できるかを検討する。余剰電力のシャントにはパーシャルシャント方式を、日陰時の電力供給には安定化バスを採用する。衛星のシステムの始動には分離検知スイッチを2冗長系で配置し、確実に機器に電源を投入する。

8.2 必要電力

本節では各運用モードにおける必要電力を検討する。各運用モードの詳細を以下に示す。要求電力の計算においては、10%の余剰電力を考慮し機器の要求電力に計算する。各運用モードにおける合計要求電力を表8.1に示す。

8.2.1 初期運用モード

衛星分離後、各種センサに電源を投入する。各種機器の動作確認後ただちにレートダンピングを行う。その後8位節展開構造体を展開することで太陽光パネルを展開する。このとき、モータとカメラを作動させるため消費電力が大きくなる。最後に太陽を捕捉し充電を行う。し

表 7.3: 回線設計

項目	記号	アップリンク	ダウンリンク	単位
使用周波数	f	435	2260	MHz
波長	λ	0.6892	0.1327	m
送信機電力	P_{tx}	17	-10	dBW
送信系給電損失	P_{fTx}	3	0	dB
送信アンテナ利得	G_{atx}	10	-5-7	dBi
送信アンテナポインティングロス	L_{afTx}	0	0	dB
送信 EIRP	P_e	24	-15	dBW
軌道高度	H	565	565	km
仰角	EL	5	5	deg
最大通信距離	R	565	565	km
自由空間損失	L_u	140.3	154.6	dB
偏波損失	L_p	3	0	dB
降雨損失	L_{ra}	0	0	dB
大気吸収損失	L_a	0.436	0.436	dB
その他の損失	L_v	0	0	dB
受信アンテナ利得	G_{arx}	-1.01	32.87	dBi
受信アンテナ給電損失	L_{frx}	0	1	dB
受信アンテナポインティングロス	L_{aprX}	0	0	dB
システム雑音温度	T_s	27.7	27.0	dBK
受信 G/T	G/T	-28.7	4.885	dB/K
受信 C/N_0	C/N_0	80.19	63.48	dBHz
変調方式	-	FM	BPSK	-
ビット誤り率	BER	1.0×10^{-6}	1.0×10^{-5}	-
要求 E_b/N_0	E_b/N_0	10.8	4.6	dB
符号化利得	G_c	5.2	5.2	dB
ハードウェア損失	L_d	2.5	2.5	dB
ビットレート	BR	39.82	50.00	dBHz
変調損失	L_m	3	0	dB
要求 C/N_0	C/N_0	50.92	51.90	dBHz
回線マージン	-	29.27	11.58	-
PFD	-	-	-156.4(-143.0)	dBW/4kHz/m ²

たがって衛星分離から太陽捕捉までの電力を地上で充電したバッテリーにより賄う必要がある。

8.2.2 収縮・展開モード

本衛星のミッションの1つである8位節展開構造体の収縮を行う。太陽光パネルを収縮した状態では電力確保が難しいため、収縮後ただちに展開する。このときモータとカメラを作動させるため消費電力が大きくなる。したがって収縮・展開モードは日照時のみに行う。収縮・展開に要する時間は40[s]である。

8.2.3 通信モード

ミッション時に取得したデータとテレメトリを地上基地局に送信する。また地上局からのコマンドを受信する。このとき送信機、受信機を作動させることになる。日陰時はバッテリーから電力供給する。通信時間は周回により異なるが、最大通信時間である596[s]を通信時間とする。

表 8.1: モードごとの動作機器と要求電力

系	機器	動作電圧[V]	モード					
			展開	収縮・展開	通信	アンローディング	充電	待機
ミッション機器	モータ	24	43.2	43.2	0	0	0	0
	カメラ×2	5	8	8	0	0	0	0
	投光器×2	5	10.8	10.8	0	0	0	0
	ロック機構	3.3	1.8	1.8	0	0	0	0
センサ類	太陽センサ	5	0	0	0	0	0.35	0
	地球センサ	5	0	0	1	0	0	0
	磁気センサ	5	0.075	0.075	0.075	0.075	0.075	0.075
	ジャイロセンサ×3	5	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3
姿勢制御機器	RW×3	5	9	9	9	9	9	9
	磁気トルカ×12	5	0	0	0	3	0	0
電源系	電力制御器	5	2	2	2	2	2	2
通信・C&DH	GPSアンテナ	5	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2
	GPS受信機	5	1	1	1	1	1	1
	Sバンド送信機	5	0	0	0.1	0	0	0
	UHF受信	5	0	0	0.13	0	0	0
	CPU×4	5	8	8	8	8	8	8
合計要求電力[W]			84.375	84.375	21.805	23.575	20.925	20.575
10%余剰込[W]			92.813	92.813	23.986	25.933	23.018	22.633
時間[s]			20	40	596	2000	-	-
合計要求電力量[Wh]			0.516	1.031	3.971	14.407	-	-

表 8.2: バッテリ諸元

項目	値	単位
公称電圧	3.6	V
充電温度範囲	0 - 45	℃
放電温度範囲	-20 - 60	℃
容量 (min)	2.27	Ah
容量 (typ.)	2.35	Ah
質量	38.4	g
厚み	10.5	mm
幅・高さ	33.8 × 48.8	mm

8.2.4 アンローディングモード

外乱トルクにより RW に蓄積された角運動量を磁気トルカによりアンローディングを行う。5.6 節よりアンローディングに要する時間を 2000[s] とする。

8.2.5 充電モード

日照時で収縮・展開、通信、アンローディングを行わないとき、太陽光パネルを太陽に向けバッテリーを充電する。このとき RW の他に太陽センサなど必要な機器を動作させる。

8.2.6 待機モード

日陰時で通信を行わないときもしくは日照時においてもバッテリーが満充電であるときは、RW によりレートダンプのみを行い、必要最低限の機器のみ動作させる。

8.3 バッテリのサイジング

本衛星は 8.2.1 節で述べたように初期運用において、太陽光パネルを展開する前に要求される電力量が大きいため、バッテリーには高容量かつ軽量なリチウムイオンバッテリーセル NCA103450 を用いる。その諸元を表 8.2 に示す。必要なバッテリー容量を式 (8.1) より見積もる。

$$C_r = \frac{P_e T_e}{C_d N_{serial} V_b n_e} \quad (8.1)$$

P_e : 日陰時供給電力 [W]

T_e : 日陰時間

C_r : バッテリ容量 [Ah]

C_d : 許容放電深度

N_{serial} : バッテリ直列段数

V_b : バッテリ電圧

n_e : バッテリから負荷への電力伝達効率

表 8.1 を見ると展開・収縮モードにおける合計要求電力が最大であるが、収縮・展開は日照時に行うためアンローディングモードにおける合計要求電力を日陰時供給電力とする。よって $P_e = 36.317$ [W] とする。また本衛星の軌道において最大日陰時間は 1288[s] となるので、 $T_e = 1288$ [s] とする。

許容放電深度 (DOD) はバッテリーの総充放電回数に依存する。本衛星はドーナズク軌道を飛んでいるため、周回によっては食に入らない周もあるが、簡単のため 1 周に 1 回の充放電を行うとすると、1 日 15 周を寿命期

間の 400 日繰り返すため最大で $15 \times 400 = 6000$ 回の充放電を行う。図 8.1 に示すサイクル寿命と放電深度の関係から、許容放電深度を 60% とする。

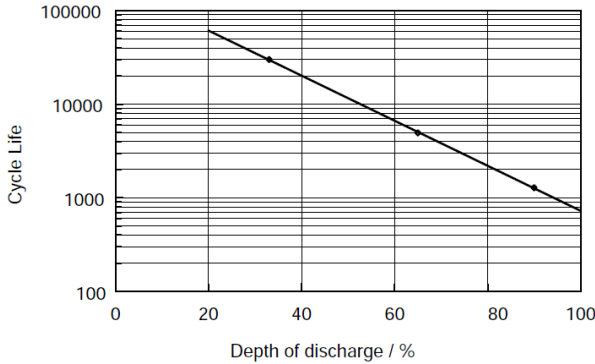


図 8.1: リチウムイオン電池における放電深度とサイクル寿命の関係 ([18] より引用)

表 8.1 より搭載機器の動作電圧は 3.3[V], 5[V] および 24[V] である。そこで本衛星のバス電圧を 24[V] とする。バッテリーの公称電圧は 3.6[V] であるので、バッテリーの直列段数は $N_{serial} = \frac{24}{3.6} = 6.66$ となる。よって $N_{serial} = 7$ とする。このときバッテリー電圧 $V_b = 25.2[V]$ となるため、バッテリーの劣化を考慮しても十分なバス電圧を確保できる。また電力伝達率は $n_e = 0.75$ とする。以上よりバッテリー容量は式 (8.2) のようになる。

$$C_r = \frac{36.317 \times 1290 / 3600}{0.6 \times 7 \times 25.2 \times 0.75} = 0.164 \text{ [Ah]} \quad (8.2)$$

今回用いるバッテリーの容量は 2.27[Ah] であるためバッテリー容量は十分であるが、冗長性を考慮し直列 7 段のバッテリーを 2 列用いる。

8.4 太陽電池アレイ

本衛星では先端技術研究所の宇宙用 GaAs 太陽電池セルを採用する。その諸元を表 8.3 に示す。本衛星では BSDM により展開される平面に太陽電池セルを貼り付ける。貼り付け可能な太陽電池セルの数を検討する。9 枚のパネルの 1 枚あたりの寸法は $368.3 \times 368.3[\text{mm}]$ であるが、展開後のパネルはそれぞれ重なり合っている。これを考慮し図 8.2 のように、太陽電池セルを貼り付ける。中央のパネルには太陽センサ用の覗き窓を設けるため太陽電池セルは貼り付けない。太陽電池セルは合計で 244 枚となり、太陽電池アレイの面積は $0.785[\text{m}^2]$ となる。太陽電池セルは時間経過により放射線および温度により劣化する。これらの劣化分を見積もることで衛星の寿命末期 (EOL) における太陽電池アレイ発電量を式 (8.3) より計算する。

$$P_{EOL} = S_{cell} S_{power} e_{cell} R_{EOL} \cos i_s e_{temp} \quad (8.3)$$

- P_{EOL} : 寿命末期における発電電力 [W]
- S_{cell} : 太陽電池アレイの面積 (= $0.785 [\text{m}^2]$)
- S_{power} : 太陽光強度 (= $1309 [\text{W}/\text{m}^2]$)
- e_{cell} : セル効率 (= 0.293)
- R_{EOL} : 劣化率 (= 0.9)
- i_s : 太陽入射角 [rad]
- e_{temp} : 温度の影響

太陽入射角は太陽センサの精度より $0.3[\text{deg}]$ とする。熱解析の結果から太陽電池アレイは最大 $85.4[^\circ\text{C}]$ となるため、温度の影響は式 (8.4) のようになる。

$$e_{temp} = 1 + (\tau_o - \tau_i) \frac{C}{100} = 0.876 \quad (8.4)$$

τ_o : 動作温度 (= $85.4[^\circ\text{C}]$)

τ_i : 初期効率温度 (= $28[^\circ\text{C}]$)

C : 温度係数 (= $-0.216[\%/^\circ\text{C}]$)

以上の値を式 (8.3) に代入すると衛星の寿命末期 (EOL) における太陽電池アレイ発電量は式 (8.5) のようになる。

$$P_{EOL} = 0.92 \times 1309 \times 0.293 \times 0.9 \times \cos\left(0.3 \times \frac{\pi}{180}\right) \times 0.876 = 237[\text{W}] \quad (8.5)$$

バッテリー充電のために、アレイ電圧はバッテリー電圧より高くする必要がある。そこでアレイ電圧をバッテリー電圧 $V_b = 25.2[V]$ の 1.2 倍として、 $V_{array} = 25.2 \times 1.2 = 30.24[V]$ とする。よって太陽電池セルの直列数は式 (8.6) のようになる。

$$\frac{V_{array}}{V_{mp}} = \frac{30.24}{2.409} = 12.6 \quad (8.6)$$

したがって太陽電池セルの直列数は 13 とする。次に EOL における要求発電量を求める。要求発電量の計算は最も要求電力量が多いアンローディングを行う周回に関して、式 (8.7) より求める。

$$P_{sa}(EOL) = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d} + \frac{P_m T_m}{X_e}\right)}{T_d} = 78.0[\text{W}] \quad (8.7)$$

P_e : 日陰時消費電力 = $22.6[\text{W}]$

P_d : 日照時消費電力 = $23.0[\text{W}]$

P_m : アンローディング時消費電力 = $25.9[\text{W}]$

T_e : 日陰時間 = $1288[\text{s}]$

T_d : 日照時間 = $2435[\text{s}]$

T_m : 収縮・展開時間 = $2000[\text{s}]$

X_e : バッテリから負荷までの電力伝達効率 (コンバータの効率を含む) (= 0.675)

X_d : 太陽電池アレイから負荷までの電力伝達効率 (= 0.801)

よって EOL における太陽電池アレイ発電量は要求発電量を超えているため、太陽電池アレイの面積は十分である。

表 8.3: 太陽電池セルの諸元

項目	値	単位
種類	3 接合太陽電池	-
開放電圧 V_{oc}	2690	mV
短絡電流 I_{sc}	519.6	mA
最大電力時電圧 V_{mp}	2409	mV
最大電力時電流 I_{mp}	502.9	mA
平均効率	29.3	%
寸法	40.15 × 80.15	mm
平均質量 (CIC)	≤ 116	mg/cm ²
厚み	280 ± 25	μm
温度係数 C	-0.216	%/°C

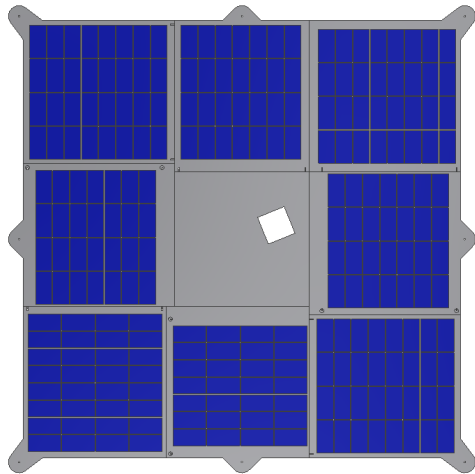


図 8.2: BSDM により展開されるパネルの有効面積

8.5 電源系構成

太陽電池アレイにより供給される電力は電力制御器を用いて制御する。バッテリーは充放電制御器を介して日照時の充電および電力供給を行う。電力制御器には DC/DC コンバータ、充放電制御器などが搭載され、太陽電池で発電された電力は DC/DC コンバータによりバス電圧の 24[V] に変換される。その後、動作電圧 3.3[V] および 5[V] の機器には出力 3.3[V] および 5[V] の DC/DC コンバータを用いて降圧し電力を供給する。したがって入力電圧が 30[V]、出力電圧が 24[V] と入力電圧が 24[V]、出力電圧が 5[V] と 3.3[V] の 2 個 DC/DC コンバータがユニットとなっているアジア電子工業株式会社のユニットタイプ DC/DC コンバータを採用する。その諸元を表 8.4 に示す。

表 8.4: DC/DC コンバータ諸元

メーカー	アジア電子工業株式会社		
型番	BPS24-24S	BRS-5S	BRS24-3.3S
入力電圧	24	24	V
最小入力電圧	16	16	V
最大入力電圧	36	36	V
出力電圧	24	5/3.3	V
最大出力電流	2.1	6/6	A
動作温度範囲	-40 - 85	-40 - 85	°C
効率	89	90/87	%
質量	100	60	g
寸法	50 × 89	50 × 69	mm
厚み	8.5	8.5	mm

8.6 電力収支解析

8.6.1 初期運用モード

8.2.1 節で述べたように本衛星では初期運用モード中、太陽捕捉を行うまでは基本的にバッテリーに蓄えられた分で消費電力を賄わなければならない。本節では初期運用モードにおいてバッテリーの放電深度が許容放電深度を満たしているかを確認する。初期運用モードでは衛星分離、センサ類電源投入、各種機器動作確認、レートダンピング、8 位節展開構造体の展開、太陽捕捉という順に行う。本衛星は太陽電池セルが 1 枚も貼り付けられていない面が存在するため、太陽捕捉までは全く発電できないものとする。また最悪の事態として、8 位節展開構造体の展開後に太陽捕捉を行うタイミングで最も長い食 (1288[s]) に入ることを想定する。表 8.5 に初期運用モードにおける合計消費電力を示す。表 8.5 より初期運用モードにおける合計消費電力は 18[Wh] となる。したがって初期運用における DOD は式 (8.8) のようになる。

$$DOD = \frac{18}{2.27 \times 2 \times 7 \times 3.6 \times 0.75} = 0.209 \quad (8.8)$$

よって初期運用モードにおける DOD は許容放電深度 60% を下回る。

8.7 運用時電力

本節では衛星運用時にバッテリーの DOD が許容放電深度に収まっているかを確認する。8.4 節より寿命末期 (EOL) における充電モードでの太陽電池アレイの発生電力は 227[W] である。充電モード以外での発生電力については、いずれも太陽電池セルを太陽に向けていないので、姿勢によってその発電量は変化する。8.6.1 節でも述べたように、本衛星は太陽電池セルが 1 枚も貼り付けら

表 8.5: 初期運用モードにおける消費電力

系	機器	初期運用モード (太陽捕捉まで)					
		各種機器ON	RW動作確認	レートダンピング	展開	食	太陽捕捉
ミッション機器	モータ	0	0	0	43.2	0	0
	カメラ×2	0	0	0	8	0	0
	投光器×2	0	0	0	10.8	0	0
	ロック機構	0	0	0	1.8	0	0
センサ類	太陽センサ	0	0	0	0	0.35	0.35
	磁気センサ	0.075	0.075	0.075	0.075	0.075	0.075
	ジャイロセンサ×3	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3
姿勢制御機器	RW×3	0	9	9	9	9	9
電源系	電力制御器	2	2	2	2	2	2
	G P S アンテナ	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2
通信・C&DH	G P S 受信機	1	1	1	1	1	1
	CPU	8	8	8	8	8	8
	合計要求電力[W]	11.575	20.575	20.575	84.375	20.925	20.925
10%余剰[W]	12.733	22.633	22.633	92.813	23.018	23.018	
時間[s]	600	180	80	20	1288	830	
合計要求電力量[Wh]	2.122	1.132	0.503	0.516	8.235	5.307	
初期運用モード合計要求電力量[Wh]	17.814						

れていない面が存在するため、最悪を想定し充電モード以外での発生電力は 0[W] であるとする。2.4.2 節より本衛星の運用は通信フェーズと収縮・展開フェーズに分けられ、さらに各周回毎にモードが振り分けられている。各フェーズの各モードにおいて電力終始を計算したところ、全てのモードにおいて発生電力量が消費電力量を上回る。また最も DOD が高くなるモードはアンローディングモードである。この時の最大 DOD は 26.3% となるため、衛星運用時においても許容放電深度を下回る。

9 開発スケジュール

本プロジェクトは衛星の製作を 3 年で行い、HII-A ロケットによる打ち上げ後、400 日の運用を行う。開発段階ではそれぞれのフェーズで作業内容を定義し結果を審査により評価して、次のフェーズへの移行を判断する。特に本プロジェクトでは、BSDM や 8 位節展開構造体の開発・実験・シミュレーションに注力しなければならない。

謝辞

執筆にあたり、本工学研究科機械工学専攻の山田克彦教授と 莊司泰弘助教には様々なご指摘とアドバイスをいただきました。この場を借りて御礼申し上げます。また、昨年、衛星設計コンテスト「翔」の設計メンバーの皆様から多くの助言をいただきました。心より感謝申し上げます。

今回、8 位節展開構造体の開発者である同研究科同専攻の田中展講師には、我々の度重なる訪問・質問に対して非常に丁寧な対応をしていただきました。ご配慮の数々に深謝申し上げます。

人工衛星という大きなシステムを作り上げる機会というのは大学・大学院でもめったになく、非常に貴重な知見・経験を得ることができました。また、グループが一つになって互いに連携をとりながら、目の前に立ちほかかる困難を一つ一つ乗り越えていくたびに連携の大切さ

と難しさを痛感いたしました。最後に、このような貴重な機会を与えてくださった関係者の皆様に感謝の意を示させていただきます、謝辞とさせていただきます。

参考文献

- [1] 趙孟佑：超小型衛星の現状と将来，九州工業大学 超小型衛星試験センター，2015
- [2] JAXA 小型ソーラー電力セイル実証機「IKALOS」
http://www.jaxa.jp/projects/sat/ikaros/index_j.html
- [3] JAXA 技術試験衛星 VIII 型「きく 8 号」
http://www.jaxa.jp/projects/sat/ets8/index_j.html
- [4] JAXA 宇宙実験・観測フリーフライヤー「SFU」
<http://spaceinfo.jaxa.jp/ja/sfu.html>
- [5] 宇宙科学研究所 宇宙実験・観測フリーフライヤー「SFU」
<http://www.isas.jaxa.jp/missions/spacecraft/past/sfu.html>
- [6] 前川政晴：8 位節展開構造体の設計および製作実験，平成 21 年度大阪大学卒業論文
- [7] 株式会社 KDA PEEK 樹脂について
http://peek.kda1969.com/peek/peek_bussei_150fc30.htm
- [8] 和田稲苗：機械要素設計，実教出版株式会社，1984
- [9] 小原歯車工業株式会社
http://www.khkgears.co.jp/khk_products/
- [10] 吉川孝雄，松井剛一，石井徳章：機械の力学，コロナ社，pp139-145，2014
- [11] Miles, John W. : On Structural Fatigue Under Random Loading, *Journal of the Aeronautical Sciences*, pg.753, 1954
- [12] 日本機械学会編：機械工学便覧，A4，材料力学
- [13] Bruhn : Analysis and Design of Flight Vehicle Structure, *Tri-State Offset Company*, 1973
- [14] IADC スペースデブリ 低減ガイドライン
<https://space-law.keio.ac.jp/pdfdb/wp-content/themes/system/getfile.php?id=17>
- [15] 東北大学超小型衛星開発チーム：マイクロサット開発入門，東北大学出版会，2011
- [16] 高野忠ほか：宇宙通信および衛星放送，コロナ社，2001
- [17] 大西晃：宇宙機の熱設計，名古屋大学出版，2014
- [18] 山本真裕，高椋輝，大登裕樹，酒井茂：衛星用リチウムイオン電池の開発，FB テクニカルニュース No.56 号，2000
- [19] JAXA 人工衛星の開発手法
http://spaceinfo.jaxa.jp/ja/satellite_development_methods.html
- [20] 茂原正道，鳥山芳夫：衛星設計入門，培風館，1995

表付録.1: 搭載機器一覧

搭載機器	寸法[mm]	数量	質量[kg]	合計質量[kg]	消費電力[W]	合計消費電力[W]	動作電圧[V]	動作温度[°C]	製作元	型番
センサ類										
ジャイロセンサ	Φ37.85x16.38	3	0.06	0.18	0.1	0.3	5	-55-80	SYSTRON DONNER	QRS116
磁気センサ	1.7x15.2x38.1	1	0.00375	0.00375	0.075	0.075	5	-20-70	Honeywell	HMR3400
太陽センサ	40x30x12	1	0.025	0.025	0.35	0.35	5	-40-85	SOLARMEMS	SSOC-A60
地球センサ	40x40x55	1	0.25	0.25	1	1	5	-25-60	明星電気	
ミッション機器										
展開機構(収縮時)	450x450x43.5	1	4	4					自作	
展開機構(展開時)	1089x1089x43.5									
BSDMおよび太陽電池セル	368.3x368.3x1	9	0.29	2.6					自作	
剛体板拘束用ストリング	Φ0.4x350	16	0.0077	0.1232					自作	
モータ	42x42x83	1	0.44	0.44	43.2	43.2	24	-10-50	Oriental motor	AR46SAK
ドライバ	35x70x100	1	0.8	0.8				0-50	Oriental motor	ARD-KD
中空ロータリアクチュエータ	85x85x36	1	1.2	1.2					Oriental motor	DG85R
アクチュエータ取付板	95x95x5	1	0.1	0.1					自作	
ロック機構	79.5x28.0x87.3	1	0.38	0.38	1.8	1.8	3.3	-15-60	自作	
カメラ	45x45x30	2	0.038	0.076	4	8	5	-15-55	WATEC	WAT-078H
レンズ	Φ35x31	2	0.056	0.112					FUJINON	特注
投光器	72x72x31	2	0.2	0.4	5.4	10.8	5	-15-55	明星電気	特注
姿勢制御機器										
RW	70x70x48	3	1.0	3	3.0(定常) /25(最大)	9.0(定常) /75(最大)	24	-20-70	VECTRONIC Aerospace	VRW-02
磁気トルカ	50x50x3.2	12	0.0075	0.09	0.25	3	5	-55-85	CubeSatShop	MT01
通信機器										
GPS受信機	11x36x56	1	0.039	0.039	1	1	5	-30-70	JAXA	IGPS-1
GPSアンテナ	54x44x15	1	0.07	0.07	0.2	0.2	5	-30-70		
Sバンド送信機	80x80x14	1	0.15	0.15	0.1	0.1	5	-20-60	アドニクス	A88 series S-Band Transmitter
パッチアンテナ	82x82x20	2	0.08	0.16				-20-50	SURREY	
UHF受信機	60x50x10.5	1	0.038	0.038	0.13	0.13	5	-30-60	西無線研究所	RXE430M-301A
モノポールアンテナ	172.3x5x2.5	2	0.042	0.084					自作	
電源機器										
バッテリー	48.5x33.8x10.5	14	0.0383	0.5362				0-40	Panasonic	NCA103450
分離検知スイッチ	45x30x30	2	0.1	0.2						
電力制御器	100x100x50	1	0.46	0.46	2	2	5	-40-85		
データ処理機器										
CPU	55x52x52	4	0.1	0.4	2	8	5	-10-50		
構体										
ロケットインターフェース	Φ250x50	1	0.954	0.954					JAXA	PAF239M
底面パネル	450x450x10	1	2.609	2.609						
側面パネル	440x250x10	4	1.401	5.604						
上面パネル	450x450x10	1	2.778	2.778						
中央支柱	150x150x250	1	2.222	2.222						
その他										
配線等				3.000						
機器固定具等				1.500						
熱制御素子				1.000						
機器質量				14.69						
展開部質量合計				6.72						
構体質量				14.17						
総質量				35.58						