



## 軌道上微粒子サンプルリターン衛星「BALAENA」

日本大学 理工学部 航空宇宙工学科 学部三年

○吉原 嘉唯, 河原林 大思, 関口 幸輝, 立松 裕基,  
田村 明寛, 山田 諭, 山田 将太

### 1. はじめに

本大学では、研究室配属前の学部生に対して、実際の衛星開発を模擬した教育プログラムが用意されている。そこで我々は 350ml 級の Cansat を開発し、一連のプロジェクトを経験した。その経験を積んだ上で、実際に宇宙空間で動作するシステムの構築に興味を持った。しかし我々は研究室での専門的な研究の経験がないために実用的なミッションの提案が難しく、様々な宇宙分野の研究に目を向けた結果、宇宙空間に浮遊する微粒子に関する研究と、宇宙空間から宇宙機を帰還させるサンプルリターン技術に行き着いた。

#### 1.1. BALAENA

今回提案する衛星「BALAENA」は、地球周回軌道上の微粒子を捕集し、持ち帰ることをミッションとする。Fig.1.1 に概念図を示す。

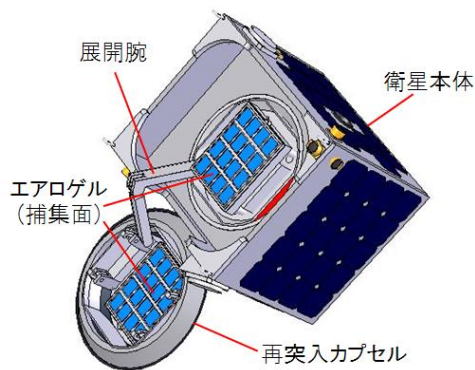


Fig.1.1 「BALAENA」概念図

捕集対象である微粒子は周回軌道上に散在しており、その中を BALAENA は捕集材を暴露しながら周回する。この様子が鯨の食事風景に似ていることから、本衛星の名称を鯨のラテン語表記である「BALAENA」とした。この衛星ミッションを通して、再突入技術がラテン語のように広く使われるようになり、発展していくことを願う。

### 1.2. ミッション概要

本ミッションの最終的な目標は、軌道上を周回している微粒子を組成変化のないまま地上に持ち帰り、詳細な解析をすることにある。そこで、捕集方法としては非破壊捕集が要求され、その後には再突入の加熱に耐え、帰還することが要求される。

非破壊捕集にはエアロゲルという超低密度の素材に微粒子を突入させ、エアロゲルが破壊されることによってエネルギーを分散させ、捕集するという方法を用いる。この方法は NASA の「Stardust」でも利用され、2006 年に彗星の塵を持ち帰ることに成功している。

再突入には炭素アブレータを用いた熱防御システムを考える。これははやぶさを始めとした多くの再突入宇宙機に用いられており、熱防御システムとして一般的になりつつあるものである。

本ミッションでは低軌道に衛星を投入した後、再突入部であるカプセルを展開し、カプセル内部に固定されているエアロゲルを宇宙空間に一定期間暴露し、軌道上を浮遊している微粒子を受動的に捕集する。その間、エアロゲルにどの程度物体が突入したかを検知し、評価を行う。捕集期間が終了した後、展開したカプセルを閉じ、密封した後に再突入軌道へと投入するマヌーバを行い、衛星本体と分離させて再突入させる。この際、地上へは微粒子サンプルの封入されたカプセルのみが海上に軟着陸し、衛星本体は再突入加熱により消失する。海上に到着したカプセル部は中継衛星を介して位置情報を送信し、その情報を元に搜索をする。

### 1.3. ミッション背景

#### 1.3.1. 再突入技術

サンプルリターンにおいて重要となる技術に、一般的な衛星には必要とされない大気圏への再突入に耐える機構が挙げられる。近年になって日本でも再突入宇宙機の実用化が目立つようになり、サンプルリターンやデータ収集などのミッションに利用され、帰還型 HTV などへの応用が期待されている。

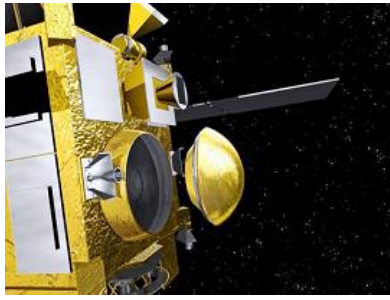


Fig.1.2 はやぶさカプセル分離イメージ(JAXA)

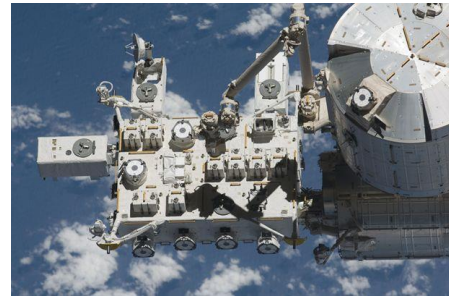


Fig.1.3 「きぼう」実験プラットフォーム(JAXA/NASA)

しかし、再突入技術はアメリカ、ロシアなどでは実際に運用されているが、現状の HTV などの国内の宇宙輸送システムには再突入機能はなく、その機能は他国に依存している。この点は今後の宇宙開発の国際的な競争力を考えると、重要な問題であるといえる。

宇宙実験の結果を持ち帰ることを目的とした再突入機の運用は過去に行われており、2002 年には USEF (現 JSS) 開発の USERS が帰還し、実験結果を持ち帰ることに成功している。

これらのことから、サンプルリターン技術は宇宙実験の拡大にもつながり、さらなる宇宙利用の機会を設けることによって国内の宇宙開発の活性化が期待できる。

### 1.3.2. 微粒子研究<sup>[1]</sup>

地球生命の由来を議論する上で、地球外からの有機物の飛来による生命の誕生を主張する「パンスペルミア説」というものがある。その理論の検証をするために地球周回軌道上を浮遊する微粒子の組成に関する研究が広く行われている。

軌道上の微粒子は年間 100 トン近く地上に到達していると考えられており、地上や空中でのサンプル採集も多く行われている。しかし、大気圏内で得られる微粒子サンプルは大気圏に突入するときの熱や大気そのものによる汚染の影響を受け、宇宙空間での物性から変化してしまっていることが考えられる。そのため、宇宙空間での微粒子を熱的、空間的に遮蔽した状態で持ち帰り、その解析を行うことが必要とされる。

この理論は、JAXA において計画されていた「たんぼぼ計画」が主体をなす。この「たんぼぼ計画」では、ISS のきぼう実験プラットフォームの暴露部に微粒子捕集材を配置し、そこに飛来した微粒子を捕集し、既存の宇宙往還機で地球に帰還させるといったものであったが、回収にかかる人的コスト、安全性などの問題から実現が見送られてきた。

この計画では、捕集材に衝突した微粒子の衝突痕の大きさ、方向を詳細に解析することにより、その粒子がどの星系から飛来したかを検討し、その組成を精査することによりその星系の組成を調べることができるなど、検証計画は多岐にわたるものであり、その結果は様々な分野での応用が期待されている。

### 1.3.3. 小型衛星としてのシステム

先述の理由から、再突入宇宙機の理学的運用と微粒子研究の発展のそれぞれの意義を統合した機能を持つ小型衛星を提案し、双方の技術の向上と意義のあるミッションへの応用を目指す。

また、小型衛星でサンプルリターン技術に挑戦することによって、小規模プロジェクトに起因する低コスト化により宇宙空間実験の機会を増やすことが容易となるため、他の理学的利用のプロトモデルとすることができる。このことから、衛星としての技術向上だけでなく、宇宙利用全体としてのメリットを模索してゆくことができる。

## 2. ミッション要求

今回のミッションには通常の周回衛星に不必要とされる要求が多々発生する。以下に、本ミッションで要求される事項を列举する。

- 微粒子の非破壊捕集
- 軌道上での捕集機構の展開と格納
- 再突入時の軌道計算
- 再突入時の熱解析
- 微粒子捕集期間(2年間)を含む全システムの安定動作

### 3. ミッションシーケンス

以上の要求を満たし、ミッションの終了までを考えたシーケンスは Table3.1 のようになる。

今回のミッションでは大きく3つのフェーズに運用フェーズを分けた。

Table3.1 ミッションシーケンス

フェーズ	項目
捕捉フェーズ	打ち上げ・放出
	1次姿勢制御(通信確立)
捕集フェーズ	動作部温度取得後, カプセル内部系始動
	2年間定常運用・ ミッションデータダウンリンク
	捕集材格納
帰還フェーズ	2次姿勢制御 (軌道遷移のための姿勢変更)
	スラスタによる軌道変更
	3次姿勢変更 (カプセルを進行方向指向)
	カプセル放出・再突入
	加速度検知・パラシュート開傘
	軟着陸・位置発信

### 4. システムダイアグラム

Fig.4.1 に地上部を含めた衛星全体のシステムダイアグラムを示す。

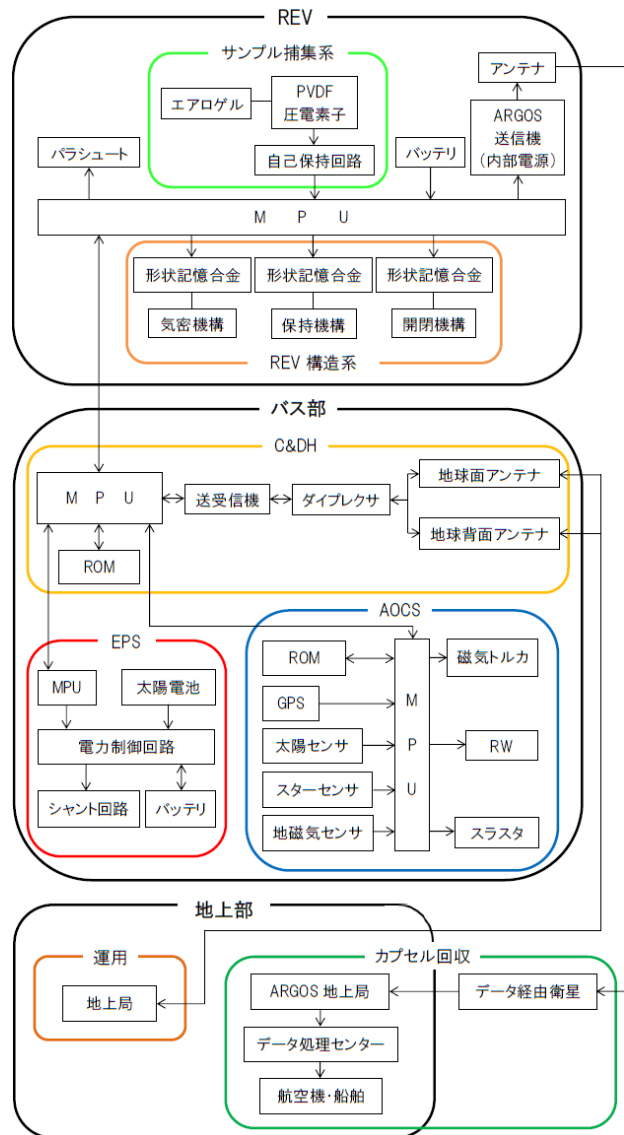


Fig.4.1 システムダイアグラム

以後、カプセル部を「REV(ReEntry Vehicle)系」と呼称する。

### 5. サンプル捕集系

今回のミッションで微粒子の捕集に用いるのは、PVDF 圧電素子と低密度エアロゲルを組み合わせたハイブリッド型の微粒子捕集検知材である。Fig5.1 に全体図, Fig5.2 に断面拡大図を, Table5.1 と Table5.2 に圧電素子, エアロゲルそれぞれの諸元を示す。

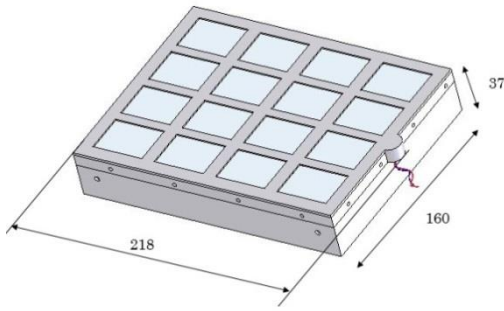


Fig.5.1 捕集系概念図

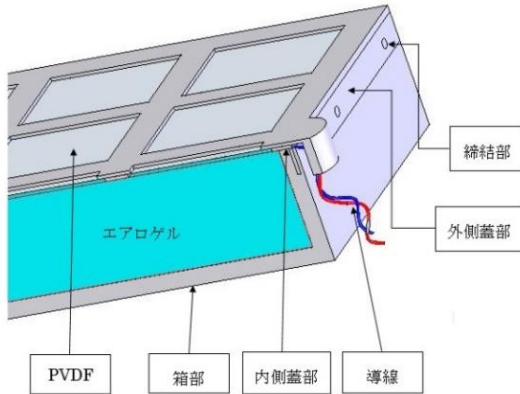


Fig.5.2 断面拡大図

Table5.1 PVDF 諸元

項目	値
寸法	156×206×0.002mm
質量	1.14404×10 <sup>-4</sup> kg
密度	1780kg/m <sup>3</sup>
衝撃強さ	20.0kJ/m <sup>2</sup>

Table5.2 エアロゲル諸元

項目	値
寸法	150×200×30mm
質量	0.027kg
密度	30kg/m <sup>3</sup>

これらをひとつのシステムとして、圧電素子を貫通した微粒子をエアロゲルに留め、それを以て捕集とする。

まず、格子状の穴の部分を微粒子が通り、そして外側の蓋と内側の蓋の間に挟まった PVDF に衝突すると、PVDF の特性から電気が発生する。これを検知することで宇宙塵がその場に存在し、カプセル部に捕捉された可能性があるということを確認することができる。

PVDF を貫通するとそこにはエアロゲルがありそこで宇宙塵を留める。そうすることで捕集を行う。これが捕集する際の概要である。

### 5.1. PVDF の貫通

まず、以上の捕集機構を用いるに際し、微粒子が PVDF を貫通することが求められる。

PVDF は「ポリフッ化ビニリデン」と呼ばれる物質である。この「ポリフッ化ビニリデン」のアイゾット衝撃強さは  $P = 9.0 \sim 20.0[kJ/m^2]$  である<sup>[2]</sup>。今回はより確実性を期すために  $P = 20[kJ/m^2]$  を用いる。そして今回用いる PVDF の厚さは  $h = 20[\mu m]$  である。この際、球の直径を  $d[\mu m]$  とし、運動エネルギーを用いた。基準の高さを衛星の高度とし、宇宙塵の高さと衛星の高度は同じものとする。宇宙塵の速度は  $42[km/s]$ 、衛星の速度は約  $8[km/s]$  と仮定した。このとき、地球の公転速度約  $30[km/s]$  を考慮に入れると、相対速度は条件にもよるが、宇宙塵の速度は地球—衛星—塵で  $90^\circ$  をなすと仮定した場合、最小で  $4[km/s]$  となる。

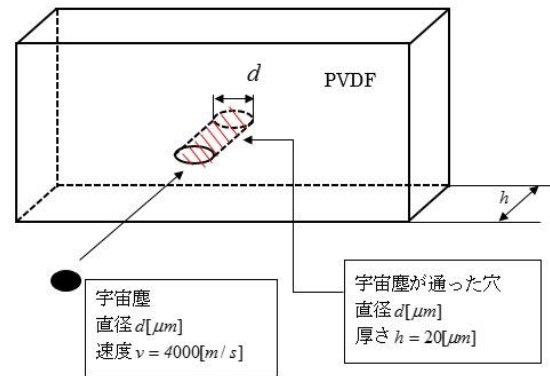


Fig.5.3 計算する際のモデル

衝撃強さを求めるにあたり、Fig5.3 のように考え計算を行う。アイゾット衝撃強さを用いて衝撃強さを求めるには、「アイゾット衝撃強さ×表面積」である。今回、断面には図中の赤斜線部の「微粒子の表面積×フィルムの厚さ」を用いた。これにより任意点での衝撃強さが求まる。

$$S(d) = \pi d h = 20 \pi d \times 10^{-12} [m^2] \quad (5-1)$$

となる。そこに、PVDF のアイゾット衝撃強さをかけると、今回のミッションで行う際の任意点での衝撃強さが求まるので、衝撃強さを  $J(d)[J]$  とおくと、

$$J(d) = S \times P = 4 \pi d \times 10^{-7} [J] \quad (5-2)$$

である。この式に微粒子の直径を代入していけば良

い。

また、この  $J_{(d)}[J]$  よりも微粒子の持つ運動エネルギーが大きくなれば微粒子は PVDF を貫通できる。従って、微粒子の運動エネルギーを求める。ここでは、微粒子の物質を、宇宙塵の構成のほとんどを占める硅酸塩の 1 つである、硅酸塩ガラスであると仮定して計算を行う。硅酸塩ガラスの密度は  $2.4[kg/m^3]$  であるから、運動エネルギー  $E_{(d)}[J]$  は、

$$E = \frac{1}{2} \rho v^2 \times \frac{4}{3} \pi d^3 \quad (5-3)$$

$$= 200\pi v^2 d^3 \times 10^{-18}$$

である。

これで、 $E_{(d)} > J_{(d)}$  となれば良い。これを計算すると、

$$d > 11.180 \dots \cong 11.2 \quad (5-4)$$

従って、微粒子の直径が  $11.2[\mu m]$  を含めて大きければ PVDF を破り、捕集が可能である。

また、ウェイク方向からでも、条件によっては速度が変わってくる。その際の計算も行う。このとき、同様の条件下での塵の速度は最大で  $80[km/s]$  となる。これを式(5-3)と(5-4)に代入し、計算を行うと、

$$d > 0.5590 \dots \cong 0.56 \quad (5-5)$$

となり、微粒子の直径が  $0.56[\mu m]$  を含めて大きければ同じく捕集が可能となる。

## 5.2. 微粒子捕集機構

微粒子捕集にあたってはそのための装置が不可欠である。この捕集装置はエアロゲルと PVDF で構成され、周りをアルミニウム合金である A5052-O で製作した箱部と蓋部に分けて使用する。

Fig.5.2 のように箱部にはエアロゲルが入り、蓋部は 2 つ用意し、蓋は二部構成とする。蓋部は格子状に四角形の穴があいており、この穴を微粒子が通過する。蓋部と蓋部の間に PVDF を接着剤で接着させ固定をし、それを箱部に被せ、更に蓋をし、ねじで締結を行う。こうすることでエアロゲルも PVDF も固定される。

また気密性を保持するために、側面の締結部以外のどうしても空いてしまう空間にも接着剤を流し込み気密性を保持する。

エアロゲルを入れる箱部の厚さは全体に渡り  $5[mm]$  とする。蓋部は側面の厚さを  $1[mm]$  とし、格子状にした部分の厚さも  $1[mm]$ 、格子にする枠部は  $1[cm]$  とする。PVDF は衝撃の検出を行うために、導線を接続しているが、これを他部品に接続するために外部と接続する必要がある。従ってそれを通すために

半径  $7[mm]$  の窪みをつけ、そこに直径  $0.95[mm]$  の導線を 2 本(+と-)通す。その際に生じる隙間についても接着剤で塞ぐ。蓋を含めた捕集機構の組立外形寸法は、 $218 \times 160 \times 37[mm]$  である。

接着剤に求められるのは、「金属と接着できること」、薄い膜面と接着を行うため、「剥離に強いこと」、また物質が違うもの同士を接着するため熱膨張率の差を考慮し、熱応力を緩和して耐久性を維持するために弾性接着剤であること、絶縁性があること、であるため、今回はエポキシ接着剤を採用した<sup>[3]</sup>。

また、選定にあたっては更に、アウトガスの影響、気密性を保つ目的でも用いるのでシール用途としても使えることが求められる。

以上のことから、今回は LOCTITE 社の TRA-BOND2116 を採用した。これは NASA のアウトガスの基準を通過しており、かつ、シール・封止用接着剤であるので要求を満たしている。Table5.3 にその諸元を示す。

Table5.3 接着剤諸元

エポキシ接着剤「TRA-BOND2116」	
項目	値
使用可能温度	213~403K
粘度	10000mPa·s
ポットライフ	30min.
硬度(ショア硬さ)	D90
体積抵抗	$1 \times 10^{11} \sim 6 \times 10^{13} \Omega / cm^3$

## 5.3. 微粒子採集個数

かつて高度  $450km$  では NASA が LDEF (Long Duration Exposure Facility) という衛星を打ち上げており、解析が行われた。それによると、今回我々が対象とする、最小で  $0.56[\mu m]$  の大きさなので、範囲を  $0 \sim 19[\mu m]$  に範囲を絞って個数を見ると LDEF の場合、354 個確認されている<sup>[5]</sup>。これは LDEF の場合であり、これを我々のエアロゲルパネルの大きさに当てはめる。このとき、LDEF の衝突部の露出表面積は  $2.839636[m^2]$  である。これより、以下に、ミッション期間中に我々がどれだけ捕集できるか検討を行う。

まず LDEF の結果から  $1[m^2]$  あたりに取れる個数は、 $354 \div 2.839636 = 124.663 \dots \approx 124.7$  (個)(5-6) これを今回の実験で用いる捕集部の面積に合わせるが、簡単化のためエアロゲルの面積に置き換えると、捕集個数は式(5-6)を用いて、

$$124.7 \times (0.2 \times 0.15) = 3.741 \text{ (個)} \quad (5-7)$$

これは6年間での個数であるので(LDEFの期間が6年のため),我々のミッション期間である2年にし,尚且つこのパネルが2個あるので,2年間での捕集個数は

$$3.741 \div 6 \times 2 \times 2 = 2.494 \approx 2.5 \text{ (個)} \quad (5-8)$$

となる.

したがって2年間のミッション期間では,2.5個は少なくとも取れる計算である.ただし,これは $0 \sim 19[\mu m]$ の場合であり,さらに大きいものも含めると更に取れる計算になる.

## 6. REV 構造系

要求として以下のようなものが挙げられる.

- エアロゲル露出のための展開・格納機能
- 各種衝撃に耐える剛性
- サンプルの有用性確保のための気密

これらの要求を満たすように REV 内部系の設計を行う. REV の概念図を Fig.6.1 に示す.

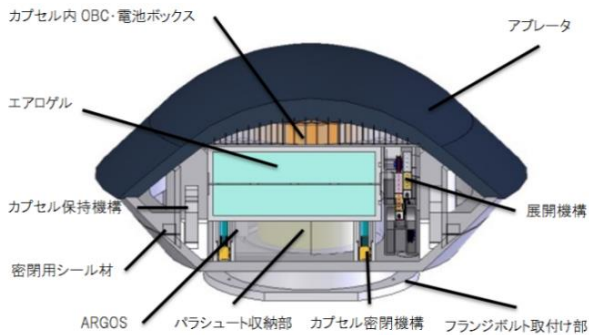


Fig.6.1 REV 概念図

### 6.1. 展開機構

#### 6.1.1. 形状記憶合金ボックスのバネ巻き数, 外径, 線型について<sup>[6]</sup>

形状記憶合金(以下, SMA とする)の変態後で  $P_{high} = 3[N]$  (たわみ  $\delta_{high}$  は  $0.02[m]$ ), 変態前の状態で  $P_{low} = 1.35[N]$  (たわみ  $\delta_{low}$  は  $0.03[m]$ ) を発生させるバネを考える. SMA は温度変化によって大きく弾性係数が変化する. しかしながら, 今回は簡単化のために使用する温度での弾性係数のみを使用して計算した. (高温時の横弾性係数を  $G_{high} = 25[GPa]$ , 低温時を  $G_{low} = 7.5[GPa]$  とした)

- ① 最初に最大せん断ひずみ  $\gamma_{max}$  は繰り返し使用回数に依存していて,  $\gamma_{max}$  が小さいほど寿命が長い. 今回は  $\gamma_{max} = 1.5\%$  とした. 今回はこの値を低温時のせん断ひずみ  $\gamma_{low} = 1.5\%$  とした.

せん断ひずみはたわみ  $\delta$  に比例するので高温時のせん断ひずみ  $\gamma_{high}$  は以下ようになる.

$$\gamma_{high} = \frac{\delta_{high} \times \gamma_{low}}{\delta_{low}} \quad (6-1)$$

$$= 1.0[\%]$$

低温時のせん断力  $\tau_{low}$  は式(6-2)のようになる.

$$\tau_{low} = \gamma_{low} G_{low} \quad (6-2)$$

$$= 0.1125[GPa]$$

- ② SMA のバネ直径  $D[m]$  とバネ線径  $d[m]$  とし, バネ指数  $C \approx D/d = 6$  と仮定する. バネ指数  $C$  は一義的には決まらないので仮に  $C = 6$  とした.

$$\tau_{low} = \kappa \frac{8P_{low}D}{\pi d^3} \quad (6-3)$$

$$= \frac{26.4}{d^2}$$

またここでの  $\kappa$  は応力修正係数で *Whal* の式より, 以下の式(6-4)のようにした.

$$\kappa = \frac{4C - 1}{4C - 4} + \frac{0.615}{C} \quad (6-4)$$

②より  $\tau_{low}$  は  $0.1125[GPa]$  と分かっているので式(6-3)より線径  $d = 0.48 \times 10^{-3}[m]$  となる. よって今回は  $d = 0.50 \times 10^{-3}[m]$  とした.

- ③ 定めた線径を式(6-3)に代入しバネ直径  $D$  を以下の式(6-5)より求める.

$$0.1125 \times 10^9 = 1.28 \frac{8 \times 1.35 \times D}{\pi \times (0.5 \times 10^{-3})^3} \quad (6-5)$$

$$D = 3.19 \times 10^{-3}[m]$$

となり, 今回はコイル直径  $D = 3.20 \times 10^{-3}[m]$  とした.

- ④ 定めた  $D$  と  $d$  を次式(6-6)に代入して巻き数  $n$  を求める.

$$\gamma_{low} = \frac{d\delta_{low}}{\pi n D^2} \quad (6-6)$$

$$n = \frac{0.50 \times 10^{-3} \times 0.03}{0.015 \times \pi \times (3.2 \times 10^{-3})^2}$$

$$n = 30.197$$

今回は  $n = 31$  とし 31 巻とした.

- ⑤ SMA ボックスの中の圧縮ばねについて SMA ボックスの中の圧縮ばねを選定した. 以下の Table6.1 に示す. SMA ボックスの中の圧縮ばね諸元に示した.

Table6. 1 SMA ボックスの中の圧縮ばね諸元

線径 d	平均径 D	巻数 N	ばね定数 k	横弾性係数 G
0.3mm	2.8mm	32	0.1N/mm	68.5kN/mm <sup>2</sup>

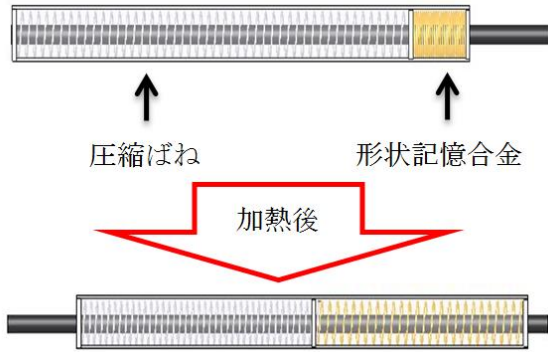


Fig.6. 2 形状記憶合金ボックス概観図

黄色のバネ部分が SMA で白色のバネが圧縮ばねである。

### 6.1.2. SMA ボックスの電力計算

ここから前記したシステムを駆動するための電力の計算をしていく。今回 SMA の加熱方法は通電加熱によって行う。SMA はニクロム線と同じように抵抗値が非常に大きいので通電によって加熱することが出来る。

-50℃～60℃まで加熱し、5[V]で通電し抵抗値は142～165[μΩ](-60～20℃)、165～169[μΩ](20℃～)となり、その温度の間では線型的に増加していく。

発生するジュール熱はこの SMA に t[s] の間電流 I [A] を流したとすると、SMA の微小加熱量 dQ [J] は

$$dQ = RI^2 dt = V^2 / R [J] \quad (6-7)$$

となり、全加熱量 Q は

$$Q = \int \frac{V^2}{R} dt \approx 13.1 [J] \quad (6-8)$$

SMA の加熱温度 ΔT [K] はデューティ比 d (0 < d < 1) , 加熱時間 t [s] , 材料質量 m = 0.366 × 10<sup>-6</sup> [kg] として以下の式(6-9)のようになる。

$$\begin{aligned} \Delta T &= \frac{dRI^2 t}{cm} \\ &= \frac{dV^2 t}{Rmc} [K] \end{aligned} \quad (6-9)$$

この SMA の温度の計測の仕方は温度によって”抵抗値”と”横弾性係数”が変化するため、まず電流を流し抵抗値を計測することにより SMA の温度を計測する。

この計算を行い展開させる時に SMA で消費するエネルギーは 13.1 [J] 必要である。展開させるのに使う SMA は 3 つなので 13.1 × 3 = 39.3 [J] である。

Fig.6.3 に SMA と圧縮ばねの関係を示した。SMA と圧縮ばねは対向しており、一方が伸びれば他方は縮むのでバネ定数に相当する傾きは逆向きとなっている。SMA と圧縮ばねの両方の合計のたわみが 10 [mm] となるようにしている。

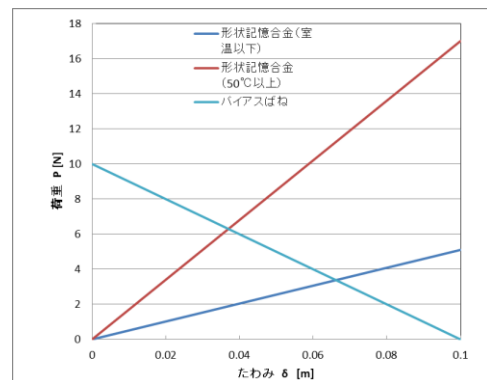


Fig.6. 3 SMA ボックスの変位量と荷重

### 6.1.3. 展開機構のアーム部分

展開する際のアクチュエータには SMA を用いた。以下の Fig.6.4 に展開部のアームの図を示す。

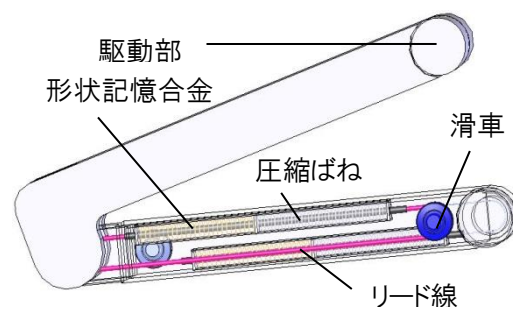


Fig.6. 4 カプセル展開腕

## 6.2. 荷重保持

カプセルの全体を保持させるために Fig.6.5 の保持機構を 4 点に設置した。この保持させる際に回転部分の丸棒にかかる最大の荷重はパラシュートを展開させる時にかかる荷重であるため、今回カプセルが地球帰還する際にパラシュートを展開させた時にかかる荷重の保持機構の回転部分の梁にかかる荷重が材料の

降伏点を超えないように設計する。丸棒の長さが  $L = 5[cm]$ ，直径  $d = 6[mm]$  でパラシュート開傘によってかかる荷重  $I[kN]$  となるので，荷重計算の際には両端固定端の単純支持の梁として計算を行った。

丸棒にかかる応力は  $22[MPa]$  となり材料のジュラルミン(A2017-T4)の0.2%耐力  $280[MPa]$  を考慮すると丸棒の太さは  $6[mm]$  で妥当である。

カプセルを開けるときに下の図の青矢印方向に押しつけてフックをかけ，赤い矢印方向に引くことによってフックを外す。この開閉の時のアクチュエータは形状記憶合金のボックスを使う。

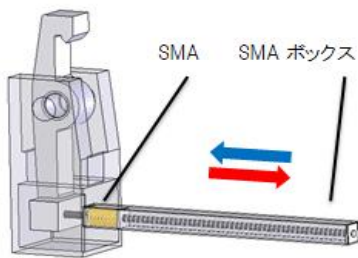


Fig.6.5 カプセル上部保持機構

### 6.3. サンプル気密

カプセルに地球帰還の時に外部から異物を混入させないために，シール材で覆ったカプセル全体を圧縮して気密している。その模式図を Fig6.6 に示す。

またカプセルの中に外部から異物が混入しないようにシール材をカプセル上下の接合部分の外周に搭載する。シール材には耐放射線，耐アウトガス，耐熱性，耐海水性があるニチアス株式会社のパーフフロゴム製シール材を用いる。

カプセル密閉部分から衛星本体やパラシュート ARGOS 通信機などへの配線のための穴は配線を通した後にエポキシ系樹脂 TRA-BOND2116 を流し込み封入する。

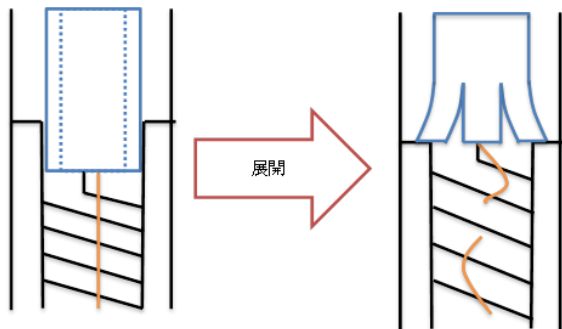


Fig.6.6 カプセル密閉機構

圧縮バネ(バネ諸元は上記の Fig.6.2 を参照)を縮ませた状態で *Dyneema* 繊維で固定している。圧縮する際にニクロム線加熱で繊維を切断しバネを伸ばす。ニクロム線の加熱によってポリエチレン繊維である *Dyneema* を焼切ることを考える。*Dyneema* の周りに  $1[cm]$  の高さのニクロム線をコイル状に巻き付ける。ニクロム線で加熱して繊維を融点まで温度を上げて焼き切る。*Dyneema* が融点に達するまでに必要なエネルギー  $W$  は比熱  $c$ ，密度  $\rho$ ，体積  $V$ ，温度変化  $\Delta T$  より

$$W = cpV\Delta T = 3.82743[J] \quad (6-10)$$

必要でこれが 4 か所にあるので  $3.83 \times 4 \approx 15.3[J]$  必要である。

ニクロム線加熱で切断した後に Fig.6.6 の青色部分のNT合金の足部分を加熱して広げて固定する。青色部分の抵抗を計算すると

$$142 \sim 165[\mu\Omega](-60 \sim 20[^\circ C]),$$

$165 \sim 169[\mu\Omega](20[^\circ C] \sim)$  となる。青色部分は加熱前は「外径  $12[mm]$ ，内径  $10[mm]$ ，高さ  $8[mm]$  の中空円柱である。これより体積は  $0.27[cm^3]$  であり，質量  $m = 1.80[g]$  である。

以上より計算すると SMA を展開させるためのエネルギーは  $60[^\circ C]$  まで加熱するので約  $68[J]$  必要である。NT合金が 4 つ付いているので加熱して広げるのには  $68 \times 4 = 272[J]$  必要となる。

サンプル気密に使用する圧縮ばねの諸元を Table6.2 に示す。

Table6.2 サンプル気密用圧縮バネ諸元

線径	1.00mm
外径	10.0mm
自由長	14.0mm
有効巻数	3.25
最大たわみ	5.25mm
ばね定数	3.622N/mm
質量	0.924g



## 7. カプセル固定・分離

### 7.1. 押し出し・回転機構

本衛星は軌道上でのミッション終了後、衛星本体からカプセルの分離をおこなう。カプセルの分離では分離時の姿勢安定化を目的として、カプセルを押し出しと同時に回転させる(Fig.7.1. 図中で青はカプセル、緑は衛星本体、ピンクはスプリング、赤はフランジボルト、黒はカプセルの内部機器ケーブルとする)。衛星の押し出しおよび回転に関しては小惑星探査機はやぶさで使用された日本飛行機株式会社の再突入カプセル放出用分離スプリング(Fig.7.2)と同形の物を用いる。

スプリングはカプセル放出前の時点ではねじられて圧縮された状態で固定され、カプセル分離時に後述するフランジボルト、衛星本体とカプセルとをつなぐ通信と電源のケーブルの切断によって伸展する。

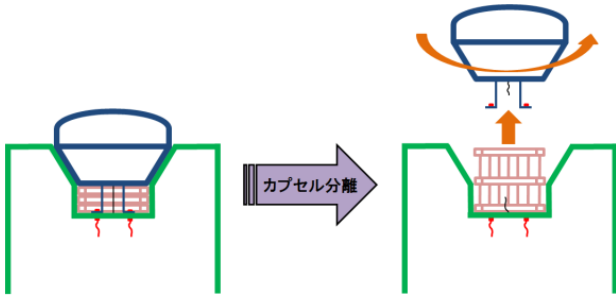


Fig.7.1 カプセル分離のイメージ図

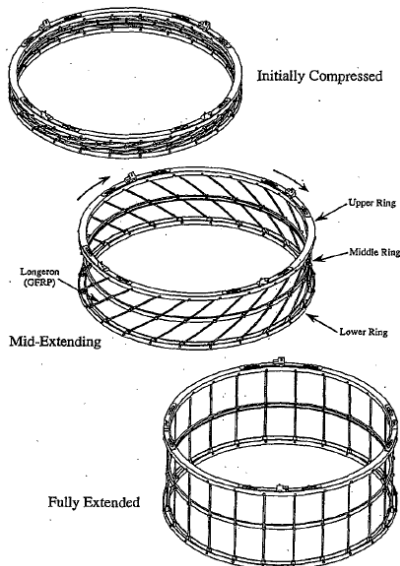


Fig.7.2 はやぶさのカプセル放出用スプリング<sup>[7]</sup>

### 7.2. 保持機構

カプセルは打ち上げ時から放出する直前までは衛星本体に固定されていなければならない。特に分離機構部分に加わる荷重が一番大きくなるのは、H-II A

打ち上げ後のロケットエンジン1段目燃焼終了直前であり、その加速度は6[G]に達する。圧縮されているスプリングが伸展しようとすることによってカプセルに加わる荷重は、打ち上げ後の加速度による荷重に比べて十分小さいので無視できる。したがって最大加速度に耐え、かつ既定の時間に分離をおこなうことができる機器の選定をおこなう。また、今回は衛星本体とカプセルとをつなぐケーブルに荷重がかからないようにしたい。したがってその機器だけで最大荷重に耐えるようにする。カプセル分離機構部に加わる最大加速度を安全率1.5をとって  $a_{\max} = 9[G]$  ( $G$  は重力加速度  $9.80665[m/s^2]$ ), カプセルの質量を  $m = 12.07[kg]$  とするとカプセル分離機構部に加わる最大荷重  $F_{\max}$  は

$$F_{\max} = ma_{\max} = 1065[N] \quad (7-1)$$

である。

ここで今回は TiNi Aerospace のフランジボルト FC2 を選定した(Fig.7.3, Table7.1)。

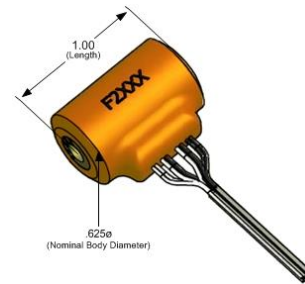


Fig.7.3 フランジボルト FC2(TiNi Aerospace)

Table7.1 フランジボルトの仕様

名称	フランジボルト FC2
消費電力	25W
動作電圧	28V
ボルト寸法	#8(4.17mm)
最大グリップ長さ	4.45cm
呼び長さ	2.54cm
質量	20g
最大支持荷重	2224N
作動までの時間	32s
使用温度範囲	-65~80℃

このフランジボルトは Table7.1 に示したように1個で最大 2224[N] の荷重に耐えることができ、1個で足りる計算になるが、今回はカプセルに付ける位置的バラ

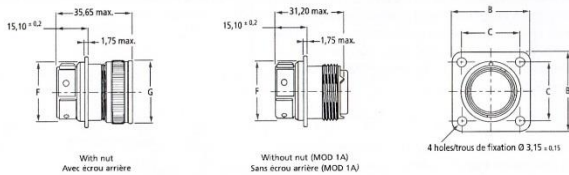
ンスと意図しない荷重がかかった時でも分離してしまわないためのマージンとして2個を付けることにする。

### 7.3. コネクタによるケーブル切断

カプセル分離時にカプセルと衛星本体とをつなぐケーブルをコネクタにより切断する。今回はスプリングの伸展の力だけで分離をおこなえるようにするため、イブシロケットでの衛星分離の実績がある DEUTSCH のコネクタを使用する。ケーブルは通信と電源のケーブルの2本があるが、切断を容易にするためテフロン加工された熱収縮チューブで1本にまとめる。チューブでまとめたケーブルの太さは3.56[mm]である。ケーブルはカプセルに貫通孔をあけて内部までつなげるが、小惑星探査機はやぶさではテフロン被覆ケーブルが通る直径7[mm]の貫通孔があってもカプセルの再突入時の熱でテフロンが炭化して貫通孔が塞がれるため、カプセル内部には高温ガスの侵入がないという記述があるため、今回も同様に内部への影響はないとする[6]。

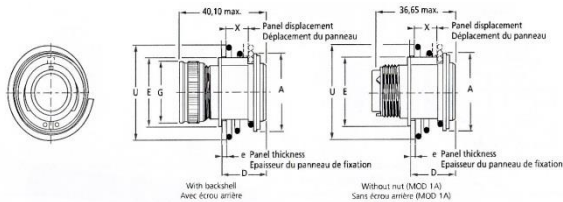
今回使用するカプセル側コネクタの型番(DABS70 12-OSN-090)の寸法を Table7.2, 衛星側コネクタの型番(DABS79 G12-OPN)の寸法を Table7.3 に示す。

Table7.2 カプセル側コネクタ(DEUTSCH)



型番	B max.	C max.	F max.	G max.	±10% Tightening torque	
					With adaptor	Without adaptor
DABS70 12-OSN-090	28.20	20.62	20.80	25.00	0.60m.daN	1.20m.daN

Table7.3 衛星側コネクタ(DEUTSCH)



型番	A max.	D max.	E max.	G max.	U max.	X max.	Compression force for X	
							max.	nul
DABS79 G12-OPN	31.90	20.85	27.25	25.00	39.75	12.45-e	5daN	1.2daN

## 8. 再突入問題

地上帰還に際し、REVの「着位置と着までに要する時間」および、「空力加熱に対する耐性」が問題となる。本章ではこの点について検討する。

### 8.1. 再突入軌道<sup>[9]</sup>

再突入軌道については、参考文献「再突入宇宙機の軌道と誘導」に基づいて考え、本節では以下の内容について記載する。

- ① ミッション軌道離脱から再突入点まで
- ② 再突入点から着陸まで
- ③ 誤差範囲
- ④ 軌道離脱用スラストについて

#### ① ミッション軌道離脱から再突入点まで

本衛星のミッション軌道は高度450[km]の円軌道を想定している。軌道要素は Table8.1 の通りである。

Table8.1 ミッション実施時の軌道要素

項目	記号	値
軌道長半径	a	6829.677km
離心率	e	0.001393
軌道傾斜角	i	96.980deg
昇交点赤経	$\Omega$	312.158deg
近地点引数	$\omega$	35.169deg

さて、地上帰還を目指す衛星は速度変化 $\Delta V$ を与えられることで、ミッション実施軌道から遷移楕円軌道(以下、楕円軌道)に投入され再突入点まで移動する。Fig.8.1に概念図を示した。

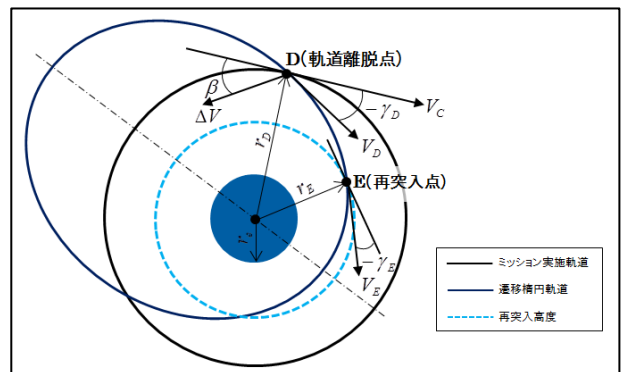


Fig.8.1 軌道離脱点と再突入点を結ぶ楕円軌道

図中の  $r$  は軌道半径,  $V$  は速度,  $\gamma$  は飛行経路角,  $\Delta V$  は速度変化,  $\beta$  は水平方向に対する  $\Delta V$  の方向である. また, 添え字  $D$  及び  $E$  は, それぞれ軌道離脱点と再突入点を表す.

なお, 楕円軌道上の大気抵抗は微小であると考え, 運動はケプラーの楕円軌道に従うものとして扱う. また, 軌道離脱マヌーバに要する時間は, 軌道周回時間に対して十分に短いと考えられ, ここではインパルス的に速度変化が与えられると考える.

さて, 宇宙機が速度  $V_C$  で地球を周回している場合に速度変化  $\Delta V$  を与えた場合, 楕円軌道投入時の速度と飛行経路角 ( $V_D, \gamma_D$ ) は, 以下のようなになる.

$$V_D = \sqrt{V_C^2 + (\Delta V)^2 - 2V_C \Delta V \cos \beta} \quad (8-1)$$

$$\gamma_D = \cos^{-1} \left( \frac{V_C \cos \gamma_C - \Delta V \cos(\beta - \gamma_C)}{V_D} \right) \quad (8-2)$$

これより,  $\Delta V$  と  $\beta$  を決めれば, 楕円軌道が定まり, 再突入点までの運動が分かる. また, 角運動量及びエネルギー保存の関係より, 再突入インターフェース条件 ( $V_E, \gamma_E, r_E$ ) は,

$$V_E = \sqrt{V_D^2 - \frac{2\mu}{r_D} + \frac{2\mu}{r_E}} \quad (8-3)$$

$$\gamma_E = \cos^{-1} \left( \frac{r_D V_D \cos \gamma_D}{r_E V_E} \right) \quad (8-4)$$

となる. ここで,  $\mu$  は地心重力定数である. なお, 再突入高度は, 120[km] とする.

## ②再突入点から地表まで

REV は, 弾道再突入を行うものとして考えると, 運動方程式は極座標を用いて次のように表される.

$$\frac{d^2 r}{dt^2} - r \left( \frac{d\varphi}{dt} \right)^2 = -\frac{\mu}{r^2} - \frac{D}{m} \sin \gamma \quad (8-5)$$

$$\frac{d}{dt} \left( r \frac{d\varphi}{dt} \right) + \frac{1}{r} \left( \frac{dr}{dt} \right) \left( r \frac{d\varphi}{dt} \right) = -\frac{D}{m} \cos \gamma \quad (8-6)$$

$$\frac{dr}{dt} = V \sin \gamma \quad (8-7)$$

$$r \frac{d\varphi}{dt} = V \cos \gamma \quad (8-8)$$

ここで,  $D$  は大気抵抗を表す. 大気抵抗に影響する大気密度モデルには, 指数関数近似モデルを用いて計算を行った.

$$\rho = \rho_{SL} e^{-\beta h} \quad (8-9)$$

ここで,  $\rho_{SL}$  は海面上の大気密度,  $\beta^{-1}$  はスケール高度を表し, それぞれ 1.225[kg/m<sup>3</sup>], 7.163[km] とした.

さて, 参考文献「再突入宇宙機の軌道と誘導」によれば, 運動方程式より, 飛行経路角は指数積分  $Ei$  を用いて次式で表される.

$$\gamma = \cos^{-1} \left[ \frac{\cos \gamma_E}{\sqrt{1 + 2 \cos \gamma_E \ln \left( \frac{r}{r_E} \right) + \frac{2\mu}{\beta V_E^2 r_E^2} \{Ei(b\rho) - Ei(b\rho_E)\}}} \right] \quad (8-10)$$

$$Ei(x) \equiv \int_{-\infty}^x \frac{e^x}{x} dx \quad (8-11)$$

ここで,  $b$  は弾道係数  $\Delta$  を用いて,

$$b \equiv -\frac{1}{\Delta \beta \sin \gamma_E} \quad (8-12)$$

と定義される. これより, 飛行経路角は高度の関数として表される. また, 速度に関しては次式で表される.

$$\frac{V}{V_E} = \frac{r_E \cos \gamma_E}{r \cos \gamma} \exp \left\{ -\frac{b(\rho - \rho_E)}{2} \right\} \quad (8-13)$$

高度と飛行経路角の関係は式(8-10)により既知であるので, 式(8-13)より, 高度と速度の関係が導ける. さらに, 高度と時間の関係を求めるために, 式(8-7)を変形して積分すれば,

$$\int_{r_E}^r \frac{dr}{V \sin \gamma} = \int_{t_E}^t dt = t - t_E \quad (8-14)$$

となる. 高度と飛行経路角・速度の関係は式(8-10), (8-13)から分かるので, 式(8-14)の積分が可能であり, 再突入から到着までに要する時間が求まる. 以下, 再突入後の運動について数値計算結果を Fig.8.2, Fig.8.3, Fig.8.4 に示す.

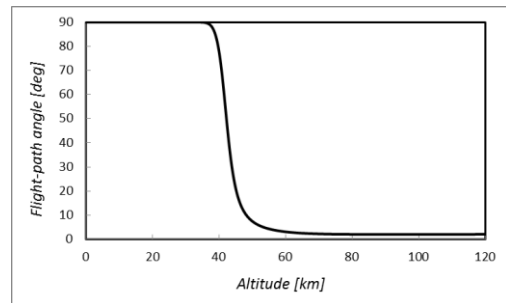


Fig.8.2 大気圏における飛行経路角と高度の関係

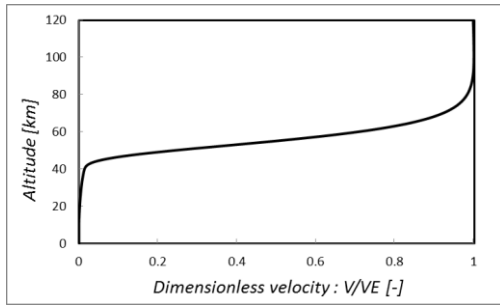


Fig.8.3 大気圏内における高度と速度の関係

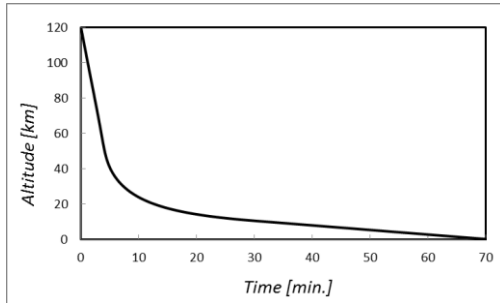


Fig.8.4 大気圏内における高度と時間の関係

①の軌道離脱点からの運動も含め、海上到着までの軌跡を図示すると Fig.8.5 のようになる。

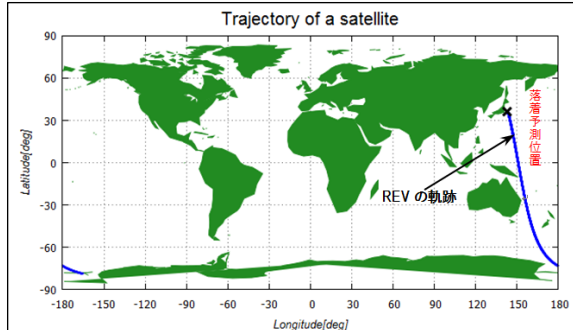


Fig.8.5 REVの再突入軌跡と到着位置

ここで、軌道離脱の際の速度変化については、大きさ  $\Delta V = 150[m/s]$ 、方向  $\beta = 20[deg]$  とした。なお、この値については、過去の再突入機マーキュリー<sup>[9]</sup>や USERS を参考にして決定している<sup>[10]</sup>。

### ③ 誤差範囲

スラスタの出力誤差による  $\Delta V$  誤差と、姿勢制御誤差によって生じる  $\beta$  の誤差が到着位置にどのように影響するかを考える。このとき、それぞれの誤差範囲は、Table8.2 のように想定して計算を行った。

Table8.2 誤差範囲

項目	値
$\Delta V$	$\pm 1[m/s]$
$\beta$	$\pm 1[deg]$

このとき、北西方向に誤差が最大となるのは  $\Delta V$  が  $-1[m/s]$ 、 $\beta$  が  $-1[deg]$  のとき(誤差パターン1)で、南東方向に誤差が最大となるのは  $\Delta V$  が  $+1[m/s]$ 、 $\beta$  が  $+1[deg]$  のとき(誤差パターン2)である。両者を比較し、より誤差が大きいのは、誤差パターン1であり、ノミナル値からのズレは  $78[km]$  程度である。このことから、ノミナル位置を中心とする半径  $78[km]$  の円内が搜索範囲となる。この内容を Google Earth を用いて図示すると Fig.8.6 のようになる。

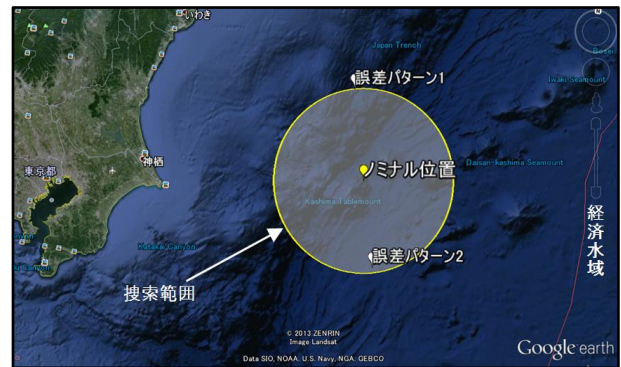


Fig.8.6 誤差と搜索範囲

また、Fig.8.6 より REV は安全な位置に到着させることができると確認できる。

### ④ 軌道制御用スラスタ

衛星に速度変化を与えるためのスラスタには、RAFAEL 社の一液式ヒドラジンスラスタ ACT-45 を選定した。



Fig.8.7 ヒドラジンスラスタ【ACT-45】

Table8. 3 スラスタの仕様

項目	値
推力範囲	16~45N
比推力	210~220s
フィード圧	6~24bar

なお、推進剤としては固体燃料も考えられるが、点火後の推力調整が難しく、着陸誤差が大きくなることが考えられるので液体燃料とし、使用実績の多いヒドラジンを用いることにした。

また、ミッション軌道高度から考えて定期的に軌道維持のための制御が必要となるが、上記のスラスタを軌道制御の際にも利用することとする。

## 8.2. 空力加熱耐性

宇宙機が大気圏に再突入をする際には、高速で大気内を飛行することによって飛翔体前面に断熱圧縮による空力加熱が発生する。このエネルギー量は膨大なものとなり、通常の宇宙構造物は耐えることができない。そこで、再突入宇宙機にはその加熱に耐えるための構造が必要となる。

### 8.2.1. 耐熱材料の選定

熱防護システムとして、アブレータ材料が有力な候補である。このうち CFRP や GFRP 等の炭化アブレーション材料は信頼性が高く、広く使用されており、その中でも耐熱性能の良好な CFRP アブレータを使用すると決めた。

アブレータは表面が加熱される事により高温になると内部樹脂が熱分解反応を起こして炭化し、熱分解ガスを発生させる。そのガスは多孔質となった炭化層を通過して表面から外部へと噴出する。その際に、炭化層から熱エネルギーを奪うと共に、表面からの噴出により外部から入る熱の一部を防ぐ。また炭化層表面では、熱化学的プロセスや力学的プロセスが各々働き、損耗が発生していく。表面反応で形成したガスは熱分解ガスと同様にその噴出により空力加熱の一部を防ぐ。また、高温になった炭化層表面からは輻射エネルギーが放出される為、この点でも空力加熱を防ぐことができる。

### 8.2.2. アブレータの熱収支

アブレータの熱収支の模式図を Fig.8.8 に示す。

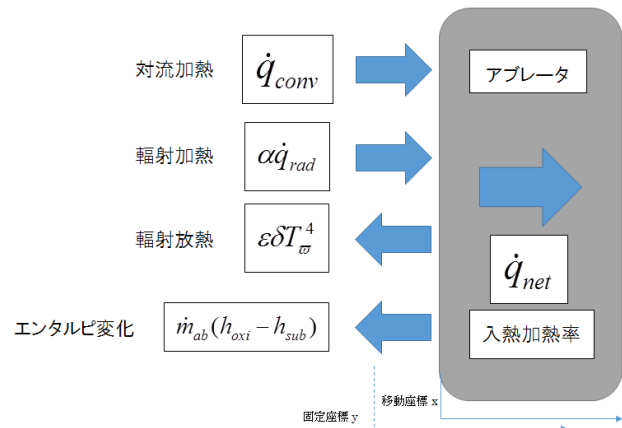


Fig.8. 8 アブレータのバランス図

また、エネルギーバランス式は<sup>[11]</sup>、式(8-16)のようになる。

$$\dot{q}_{net} = \dot{q}_{conv} + \alpha \dot{q}_{rad} - \epsilon \sigma T_w^4 - \dot{m}_{ab}(h_{oxi} - h_{sub}) \quad (8-16)$$

ここで、各記号は

- $\dot{q}_{net}$ : アブレータ内への入熱加熱率  $[W/m^2]$
- $\dot{q}_{conv}$ : 対流加熱率  $[W/m^2]$
- $\dot{q}_{rad}$ : 輻射加熱率  $[W/m^2]$
- $\epsilon \sigma T_w^4$ : アブレータ表面からの放射放熱  $[W/m^2]$
- $\dot{m}_{ab}$ : 表面損耗率  $[kg/(cm^2 \cdot s)]$
- $h_{oxi}$ : 酸化熱  $[-]$
- $h_{sub}$ : 昇華熱  $[-]$
- $\epsilon$ : 放射率  $[-]$

$\sigma$ : ステファン=ボルツマン定数  
 $(5.669 \times 10^{-8} [W/m^2/K^4])$

次に、それぞれのパラメータについて述べる。

#### ① 対流加熱

対流加熱に関しては、推算式がいくつか存在するが、軌道から決まる速度  $V$  と大気密度  $\rho$  を用いて求める事が出来る Fay-Riddell-equation<sup>[12]</sup>を使用した。式(8-17)式に示す。

$$\dot{q}_{conv} = \frac{110.35}{\sqrt{R_n}} \sqrt{\frac{\rho_\infty}{\rho}} \left( \frac{V}{V_0} \right)^{3.15} \left( \frac{h_s - h_w}{h_s - h_{w0}} \right) \quad (8-17)$$

ここで、

- $R_n$ : ノーズ曲率半径  $[m]$
- $\rho_\infty$ : 高度による大気密度  $[kg/m^3]$
- $\rho_s$ : 海面上での大気密度  $[kg/m^3]$

$V$ :高度による速度 [km/s]  
 $V_0: 7.925$ [km/s] (定数)  
 $h_s$ :よどみ点エンタルピ [J/kg]  
 $h_w$ :表面エンタルピ [J/kg]  
 $h_{w0}: 0$ [K]での表面エンタルピ [J/kg]

② 輻射加熱

輻射加熱に関しては Tauber の経験式<sup>[11]</sup>を使用した。

式(8-18), (8-19)に示す。

$$\dot{q}_{rad} = 4.736 \times 10^2 R_n^a \rho_\infty^{1.22} f(V_\infty) \quad (8-18)$$

$$a = 1.072 \times 10^6 V_\infty^{-1.88} \rho_\infty^{-0.325} \quad (8-19)$$

ここで、

$R_n$ :ノーズ曲率半径 [m]  
 $\rho_\infty$ :高度による大気密度 [kg/m<sup>3</sup>]  
 $f(V_\infty)$ :輻射速度関数  
 $V_\infty$ :高度による速度 [kg/s]

となる。

③ 表面温度<sup>[11]</sup>

ステファン=ボルツマンの法則により、輻射加熱を用いて式(8-20)からアブレータの表面温度を求める事が出来る。

$$\dot{q}_{rad} = \varepsilon \sigma T_w^4 \quad (8-20)$$

④ 表面損耗率

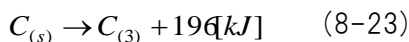
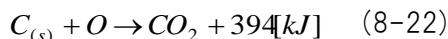
表面損耗率については、Metzger の経験式<sup>[11]</sup>を使用した。式(8-22)に示す。

$$\dot{m}_{ab} = \sqrt{\frac{P_e}{R_n}} \frac{1.18 \times 10^5 e^{-\frac{22140}{T_w}}}{\sqrt{\frac{30.5}{R_n} + \left( \frac{4.85 \times 10^{15} e^{-\frac{22140}{T_w}}}{1 + 3.48 \times 10^8 P_e^{\frac{2}{3}} e^{-\frac{61700}{T_w}}} \right)^2}} \quad (8-21)$$

⑤ 入熱加熱率

次に酸化反応  $h_{oxi}$ , 昇華反応  $h_{sub}$  を熱化学方程式より求める。

熱化学方程式:



したがって

$$h_{oxi} = 394[kJ/mol] = 8.95[J/kg] \quad (8-24)$$

$$h_{sub} = 196[kJ/mol] = 5.4[J/kg] \quad (8-25)$$

以上の結果よりエネルギーバランス式に代入し、アブ

レータへの入熱加熱率  $\dot{q}_{net}$  を算出すると以下の Fig.8.9 のようになる。

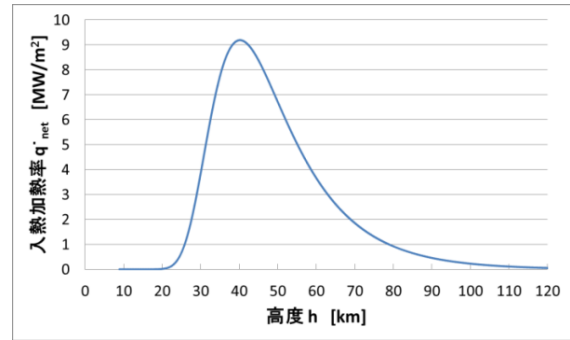


Fig.8.9 高度-入熱加熱率

この入熱加熱率からよどみ点でのアブレータ表面の温度のグラフを作成すると、Fig.8.10 のようになる。

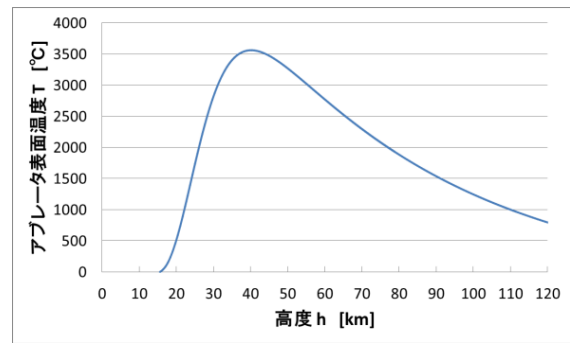


Fig.8.10 高度-アブレータ表面温度

Fig.8.10 より、アブレータ表面の最高温度は 3560.99[°C]となった。この温度を  $T_s$  とする。

8.2.3. アブレータの設計<sup>[13]</sup>

求められた入熱量より、アブレータ厚を決定する。以下では半無限板の準定常熱伝導モデル(表面後退あり、熱分解あり)で考える。内部温度、密度についてそれぞれアブレータ表面からの距離による分布を求める。アブレータ厚はアブレータ内部温度と密度、損耗量を考慮し決定する。

内部温度については式(8-26)から算出する。

$$T = T_\infty + (T_s - T_\infty) e^{-\phi x} \quad (8-26)$$

$$(\phi = (\rho_1 c_1 + \rho_2 c_2) \dot{S}_0 / \kappa_\infty)$$

$T$ :内部温度[°C]

$T_\infty$ :アブレータ母材の温度[°C]

$T_s$ :表面温度(=3560.99[°C])

$x$ :アブレータ表面からの距離[m]

$\rho_1$ :アブレータ内の各点の密度[kg/m<sup>3</sup>]

$\rho_2$ :炭化材密度(=100[kg/m<sup>3</sup>])  
 $c_1$ :樹脂の比熱(=125604[J/kg])  
 $c_2$ :炭化材の比熱(=125604[J/kg])  
 $\dot{S}_0$ :表面損耗速度(=5×10<sup>-5</sup>[m/s])  
 $\kappa_\infty = \kappa$ :アブレータ母材の熱伝導率(=0.4187[W/(m・°C)])

ここで、表面温度については内部温度、密度に対しての影響が最も大きくなる最大表面温度を用いた。

次に密度については、  
反応次数  $n = 1$  で  $T > T_d$  のとき

$$\rho_1 = \rho_{1\infty} \exp\left(-\frac{A'}{\dot{S}_0^2} \int_{T_d}^T \psi(T, \rho_1) e^{-(B/T)} dT\right) \quad (8-27)$$

$T \leq T_d$  のとき

$$\rho_1 = \rho_{1\infty} \quad (8-28)$$

$\rho_{1\infty}$ :アブレータ母材の密度(=500[kg/m<sup>3</sup>])  
 $A'$ :反応速度定数(=10<sup>8</sup>[1/s])  
 $T_d$ : $T_d$ 以下の温度では熱分解がほとんど生じないという条件で設定する温度(=26.85[°C])  
 $B$ :活性化温度(=972685[°C])  
 から算出する。ここで

$$\psi(T, \rho_1) = \kappa / \zeta(T, \rho_1)$$

$$\zeta(T, \rho_1) = (\rho_{1\infty} - \rho_1)(c_g T + H_c) + (\rho_1 c_1 + \rho_2 c_2) T - (\rho_{1\infty} c_1 + \rho_2 c_2) T_\infty \quad (8-29)$$

$c_g$ :ガスの比熱(=20934[J/kg])  
 $H_c$ :エンタルピー=0[J/kg]

である。これらの式より計算して作成したアブレータ表面からの距離と内部温度分布、密度分布の関係をまとめたグラフを以下の Fig.8.11 に示す。

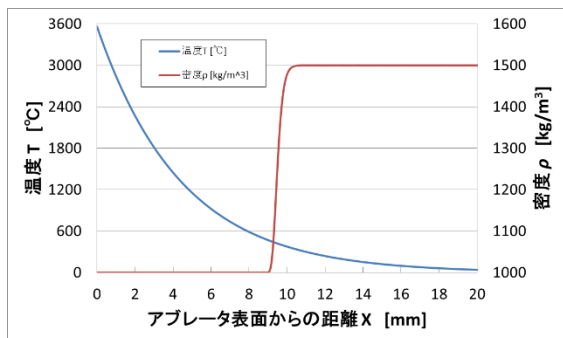


Fig.8.11 距離と内部温度分布, 密度分布

カプセル内の機器の最大許容温度は65[°C]である。

今回はアブレータに割ける重量も考慮しつつ、マージンとして最大許容温度を50[°C]と設定する。Fig.8.11から、50[°C]において必要なアブレータ厚は18.96[mm]となる。この距離では炭化による密度変化の影響を受けず、また、内部のエアゲル、捕集した微粒子にも影響のない温度を保つことができる。

そして、以前に説明したようにアブレータ損耗量が1.97[mm]であるので、50[°C]において必要なアブレータ厚と合計して BALAENA のカプセルよどみ点でのアブレータ厚は以下のものとする。

$$18.96 + 1.97 = 20.93 \approx 21.0[\text{mm}] \quad (8-30)$$

## 9. 落着・回収

大気圏再突入後に高度2.0[km]付近で REV は終端速度に達し、そのタイミングでパラシュートを開傘する。軌道計算結果から、高度2.0[km]時点での速度は46.4[m/s]とする。ここで、パラシュートの展開時の各種問題と回収時の問題について考える。

### 9.1. パラシュート

パラシュートに発生する要求として、以下の条件が挙げられる。

- ・地表面で速度10.0[m/s]以内までの減速
- ・REV 内部コンテナに収まる収納性
- ・REV に対する衝撃加速度の導出

#### 9.1.1. パラシュートのサイジング

まず、減速に必要なパラシュートの開口面積を求め。今回の設計では経験的に海上への落着速度は10.0[m/s]以内であれば良いとする。

REV にかかる重力加速度とパラシュートによる抗力加速度が釣り合うようにすると、式は、

$$A = \frac{2W}{\rho_0 V^2 C_d} \quad (9-1)$$

となる。ここで、

$W$ :カプセル質量

$\rho_0$ :大気密度(海上の1.225[kg/m<sup>3</sup>])を使用)

$V$ :カプセル速度(10[m/s]以内)

$C_d$ :抗力係数(半球を仮定, 1.42[-])

である。各要求値を代入すると、面積  $A$  は1.7 [m<sup>2</sup>]以上であれば良い。これより、今回のパラシュートの開口面積  $S_0$  は1.8[m<sup>2</sup>]とする。この時の終端速度  $v_t$  は9.68[m/s]である。

材料は対放射線特性を考慮し0.02 [mm]厚のポリエステル布を使用し、パラシュートコードにはケブラー

繊維製のものをを用いる。この時、体積は  $72[cm^3]$ 、質量  $100 [g]$  程度となり、問題なくカプセルに格納できる。

### 9.1.2. 衝撃加速度の導出

パラシュートの使用を検討する上で、パラシュート開傘時における衝撃加速度が構体へと掛かるため、あらかじめ概算値を求めて構体の設計を行うことが望まれる。今回も、いくつかの仮定を踏まえたうえで衝撃加速度の計算を行った。

まず、簡単化のためにパラシュートの面積は直線的に増加するとする。完全に開ききったパラシュートの面積を  $S_0 [m^2]$  とし、完全開傘までの時間を  $t_0 [s]$  とすると、各時刻  $t$  における面積  $S [m^2]$  は、

$$S = S_0 \left( \frac{t}{t_0} \right) \quad (9-2)$$

で表すことができる。

また、完全開傘までの時間は経験的に以下の式で表せる<sup>[14]</sup>。

$$t_0 = \frac{9D}{v_s^{0.9}} \frac{\rho}{\rho_0} \quad (9-3)$$

$D$  : パラシュート直径

$\rho$  : 任意地点での大気密度

$v_s$  : 開傘時速度

これより、 $t_0 \approx 0.32[s]$  となる。

これらの条件から、抗力の計算式より求められる加速度  $\dot{v}$  は以下の式で与えられる。

$$\dot{v} = g \left( \frac{t}{t_0} \right) \left( \frac{v}{v_t} \right)^2 - g \quad (9-6)$$

ここで右辺第 2 項はカプセルの自重による加速度であるために衝撃加速度に対し微小であるとして無視すると、速度、加速度の遷移は Fig.9.1 のようになる。

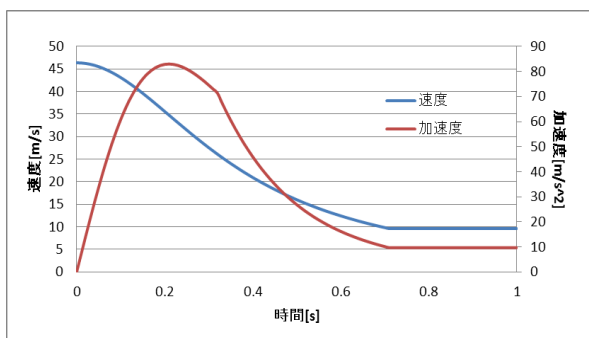


Fig.9.1 カプセルにかかる衝撃加速度

よって、衝撃加速度の最大値は約  $83.0[m/s^2]$  となる。

また、グラフには非連続点が発生しているが、これはその点でパラシュートが完全開傘することによる変数の変化によるものである。

### 9.1.3. 展開のシーケンス

パラシュートの開傘のタイミングは早すぎれば終端速度に達する前となり衝撃加速度が大きくなってしまい、遅すぎれば安全な速度で降下することができなくなってしまう。

そこで今回は軌道離脱地点からのカウントと、加速度センサによる速度の検知の 2 種類の方法で開傘高度を検知し、パラシュートを開傘する。

## 9.2. 海上生存

### 9.2.1. ARGOS system

REV は再突入後、最終的には日本近海の海上へ着陸させる。ここでは、REV 回収時に利用するシステムについて、次の 3 点を述べる。

- ① ARGOS system(以下、ARGOS)の概要
- ② 本ミッションでの有用性
- ③ 使用機器

#### ① ARGOS の概要<sup>[15]</sup>

着陸した REV の位置情報を把握するためのシステムとして、ARGOS の利用を考えているが、このシステムは、そもそも衛星を利用して地球環境に関するデータを収集するシステムである。仕組みとしては、移動または固定式のプラットフォームからデータを送信し、そのデータを衛星経由で地上局・データ処理センターに転送する。そして処理された上で利用ユーザーに配信されるという仕組みである。

ARGOS の大きな特徴としては、プラットフォームからデータを受信すると同時にその位置を特定でき、そのカバー範囲は全世界におよぶことが挙げられる。



Fig.9.2 ARGOS system の仕組み



なお、日本では運営会社の総代理店である(株)キュービック・アイがユーザー窓口となって ARGOS のサービスを提供しており、システム利用に際しては、利用申請を行う必要がある。

## ②本ミッションでの有用性

この ARGOS は、USERS において利用されていた実績があったため今回着目した。利用例として海洋上のブイが挙げられていることから、REV に機器を搭載すれば、海上に到着後、十分に利用できると考えられる。

情報取得方法については複数の方法があるが、本ミッションにおいては、「自動リアルタイム配信」によって情報を取得する。また、REV 回収に際しては海上になるため、探索は航空機、回収は船舶の利用が必要となるが、キュービック・アイ社の HP によると、「衛星経由で船舶へのデータ配信も行える」とのことである。

到着後の REV の位置情報を知る手段としては、ARGOS ではなく、汎用の無線機を搭載することも考えられるが、ARGOS では、鳥類などに機器を括り付ける場合や海上での利用が想定されたシステムなので、機器はさほど大きくなく、防水性を考慮したパッケージになっているものも見受けられ、都合がよい。

以上より、本ミッションにおいて ARGOS 利用が有用だと判断した。

## ③使用機器

選定した ARGOS 送信機を Fig.9.3 に示す。株式会社コア製の小型送信機である。



Fig.9.3 ARGOS 送信機【CTX641-010A】

REV には、上記の送信機を樹脂封入型パッケージにしたものを搭載する。仕様は Table9.1 の通りである。

Table9.1 ARGOS 送信機の仕様

項目	値
電源電圧	DC 3.3V
送信出力	200~500mW
GPS 測定精度	<3 CEP(50%)
GPS 受信感度	-165dB
その他	完全防水

## ～以下バスシステムについて～

### 10. 制御

本衛星はミッションの要求から、微粒子捕集中の進行方向への指向、再突入時の各種姿勢変更が必要とされる。それには制御が不可欠である。

#### 10.1. 外乱トルクの算出

まず、宇宙に放出された衛星は常に外乱を受ける環境下に置かれている。その中で要求を踏まえながら姿勢制御系を設計していく必要がある。

Table10.1 姿勢制御の重要なフェーズ

	フェーズ	説明
①	初期姿勢捕捉	ロケットから分離後に姿勢制御
②	軌道離脱	捕集後、軌道変更するために衛星を回転させスラスタを突入角方向に向かわせる
③	カプセル分離	カプセル分離を安定して行うための姿勢制御

#### ・ 姿勢要求

①初期姿勢捕捉では、ロケットから放出後、衛星のアンテナを地球中心方向へ、捕集するために衛星のウェイク方向にエアロゲル露出部を向けるための 3 軸制御を行う。(捕集する時も同じ姿勢)

その際の指向性を持つアンテナの姿勢要求として  $\pm 8[\text{deg}]$  に収める必要がある。

②軌道変更時では、スラスタを突入角方向に向かわせるための 3 軸制御を行う。

このフェーズでの姿勢精度としては以前計画されていた衛星「DASH」の解析書を見ると軌道離脱時の姿勢精度は  $1[\text{deg}]$  となっていたため今回はそれを参考にし本衛星でも  $1[\text{deg}]$  と設定した。

③カプセル放出時では、カプセルを放出するために姿勢を変更させる。

この時の姿勢精度に関しては精太陽センサの姿勢精度は  $0.1[\text{deg}]$ 、スターセンサによる姿勢精度は  $7$  秒角( $=\pm 0.001944[\text{deg}]$ )なので最悪の場合を考えここでの姿勢精度は  $1[\text{deg}]$  とした。

#### ・ 外乱解析

外乱には自然外乱トルクと、ミッションによる人工的な外乱トルクがあり、それぞれを見積もる必要がある。

- ・ 自然外乱トルク  
[重力傾斜トルク].

$$T_g = \frac{3\mu}{R^3} |I_z - I_y| \theta \quad (10-1)$$

$T_g$ :最大トルク[N・m]  
 $\mu$ :地球の重力定数[km<sup>3</sup>/s<sup>2</sup>],  
 $I$ :衛星各軸まわりの慣性モーメント[kg・m<sup>2</sup>]  
 $\theta$ :Z軸の地心方向ベクトルからのずれ角[rad]  
 [太陽輻射圧トルク]

$$T_{SP} = P_s A_s L_s (1 + q) \cos i \quad (10-2)$$

$T_{SP}$ :太陽輻射圧トルク[N・m]  
 $P_s$ :太陽輻射圧定数[N・m<sup>2</sup>]  
 $A_s$ :表面面積[m<sup>2</sup>]  
 $L_s$ :圧力中心と質量中心間距離[m]  
 $i$ :太陽光入射角[deg]  
 $q$ :反射係数[-]  
 [空カトルク]

$$T_a = \sum F_i l_i \quad (10-3)$$

$$F = 0.5(\rho C_d A V^2) \quad (10-4)$$

$T_a$ :空カトルク[N・m]  
 $F$ :各暴露面にかかる力[N]  
 $\rho$ :大気密度[kg/m<sup>3</sup>]  
 $C_d$ :空力係数[-]  
 $A$ :表面面積[m<sup>2</sup>]  
 $V$ :衛星速度[m/s]  
 ・ 人工外乱トルク

衛星の展開腕とカプセル上部を含む慣性モーメントとカプセル展開し終わるまでに蓄積される人工外乱トルクの計算を求め.

Table10. 2 カプセル展開腕の諸元

系列	記号	数値
リンク1質量	m1	0.12kg
リンク2質量	m2	0.1kg
リンク1長さ	L1	0.212m
リンク2長さ	L2	0.212m
カプセル上部質量 (上部リンクを含む)	m0	5.8kg

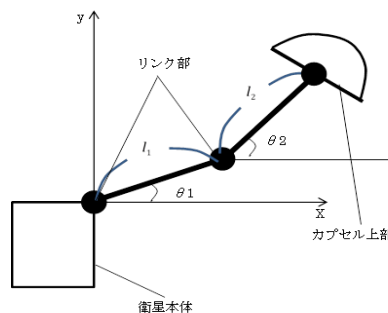


Fig.10. 1 カプセル展開模式図

衛星と展開腕のリンク周りの慣性モーメント  $I$  [kg・m<sup>2</sup>]は上記の表の値より

$$I = \left(\frac{m_1}{3} + m_2 + m_0\right) l_1^2 + \left(m_0 + \frac{m_2}{3}\right) l_2^2 + (m_2 + 2m_0) l_1 l_2 \cos(\theta_2 - \theta_1) \quad (10-5)$$

で求められカプセル開閉の際の人工外乱トルク  $T_h$  の合計は慣性モーメント  $I$  [kg・m<sup>2</sup>]と角加速度  $\dot{\omega}$  [rad/s<sup>2</sup>]より

$$T_h = \int \int I \dot{\omega}^2 d\theta_2 d\theta_1 = -0.0038674 N \cdot m \quad (10-6)$$

で求められ、展開腕の動作範囲の要求から実働する範囲である  $\theta_1$  を 180→60[deg]、 $\theta_2$  を 0→-60[deg]で積分した。

・最悪値トルク及び最大角運動量

今回求められた自然外乱トルク、人工的な外乱トルクがすべて同じ作用方向だったときを最悪値トルクとすると結果は 130km で約 0.029[deg] となった。

しかし今回放出する高度は 360[km] であるためここでの外乱トルクの合計値が最悪値トルクとなる。

次に最大角運動量を求める。

最大角運動量は、次のように表せる。

$$H = T_{\max} t \quad (10-7)$$

$H$ :最大角運動量[Nms]

$T_{\max}$ :最悪値トルク[Nm]

$t$ :周期[sec]

その結果は、450[km] で約 0.065[Nm・s]、360[km] で約 0.027[Nm・s]となった。

・姿勢安定方式の決定

今回のミッションでは姿勢の要求から、3軸姿勢安定のゼロモーメント方式を姿勢安定方式とする。

## 10.2. アクチュエータの選定

3軸安定方式のアクチュエータとしてリアクションホイールを使用する。

10.1 節において求めた最大角運動量の値よりも大きな角運動量を有し、また最悪値トルクよりも大きなトルクを出力できるリアクションホイールを選定する必要がある。本衛星では、それらの条件を満たす NESTRA 社の  $\mu$  wheel N-RW0.3 を使用することにする。

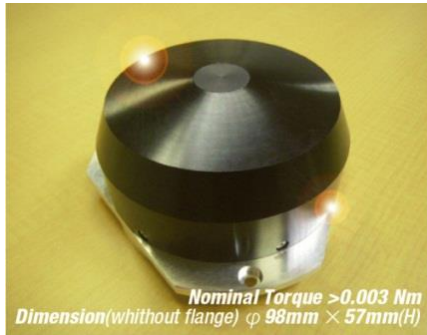


Fig.10.2 リアクションホイール

Table10.3 リアクションホイール諸元

リアクションホイール「N-RW0.3」	
項目	値
寸法	φ98 × 57mm
質量	980g
消費電力	15W
操作電圧	22~34V
使用可能温度	263~323K
角運動量	0.3Nm·s@4100rpm
最大回転速度	5000rpm

### ・アンローディング

リアクションホイールの回転数には限界があるため、限界に達する前にリアクションホイールに溜まった角運動量を外部に排出しなければならない。これをアンローディングという。今回アンローディングをするための機器として磁気トルカを使用する。

磁気トルカを選定するために発生磁気モーメントを求める。

$$T_{\max} = M_i \times B \quad (10-8)$$

$T_{\max}$ :最悪値トルク[Nm]

$M_i$ :発生磁気モーメント[Am<sup>2</sup>]

$B$ :地磁場[gauss]

地磁場に関しては IGRF によるモデル磁場計算サイトに

て導出。

その結果今回使用する磁気トルカは SSBV 社の Cubesat Magnetorquer Rod を使用する。

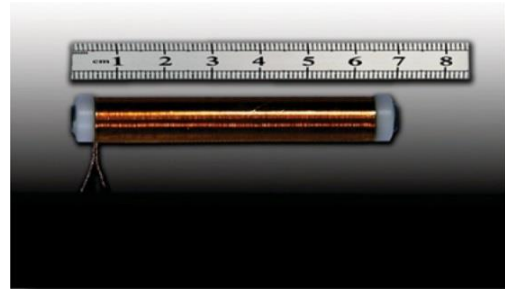


Fig.10.3 磁気トルカ

Table10.4 磁気トルカ諸元

磁気トルカ「SSBV」	
項目	値
寸法	φ9 × 70mm
質量	30g
消費電力	200mW@5V
使用可能温度	238~348K
磁気モーメント	0.2Am <sup>2</sup>
残留磁気モーメント	<0.001Am <sup>2</sup>

## 10.3. センサの選定

姿勢決定のためのセンサシステムは基本的に日陰時、日照時の二種類に分け、それぞれスターセンサ、精太陽センサを用いる。以下にそれぞれの諸元を示す。

本衛星で要求される姿勢精度から、今回使用するセンサは、太陽センサ、スターセンサ、地磁気センサを用いることにした。

センサ構成としては Table10.5 のようになる。

Table10.5 センサ構成

フェーズ	センサ構成
初期姿勢捕捉	太陽センサ+地磁気センサ
捕集	太陽センサ+地磁気センサ
軌道変更	太陽センサ+スターセンサ

[太陽センサ]



Fig.10.4 太陽センサ

太陽センサは SSBV 社の Fine Sun Sensor を使用する。

Table10.6 サンセンサ諸元

サンセンサ「SSBV Fine Sun Sensor」	
項目	値
寸法	34×32×21mm
質量	35g
消費電流	7.5~26mA
操作電圧	5~50V
使用可能温度	248~323K
視野角	140deg
更新レート	5Hz
精度	0.10%

本衛星には太陽センサを各面に 1 個ずつ、合計 6 個搭載し、360° 太陽光を検知できるようにした。

[地磁気センサ]



Fig.10.7 地磁気センサ

地磁気センサは Honeywell 社 HMR2300 を使用する。

Table10.7 磁気センサ諸元

磁気センサ「HMR2300」	
項目	値
寸法	107×38×22mm
質量	98g
消費電流	35mA
操作電圧	6.5~15V
使用可能温度	233~358K
レンジ	2 ガウス

[スターセンサ]



Fig.10.8 スターセンサ

スターセンサは Axelspace 社の AxelStar-2 を使用する。

Table10.8 スターセンサ諸元

スターセンサ「AxelStar-2」	
項目	値
寸法	147×80×77mm
質量	510g
消費電力	2.5W
操作電圧	9.0~35V
使用可能温度	253~323K
視野角	8×8deg
太陽禁止離角	35deg
観測可能な等星	~6.1 等星

10.4. 姿勢解析<sup>[16]</sup>

・姿勢制御則

本衛星で使用する姿勢制御則は、Euler parameter+フィードバック+クロスプロダクト則とし、次のような式から目標姿勢に対するトルクを計算することが可能になる。

$$\mathbf{N}_{torquer}^* = k_p \mathbf{q}_{4e} \begin{bmatrix} q_{1e} \\ q_{2e} \\ q_{3e} \end{bmatrix} - k_r \boldsymbol{\omega} \quad (10-9)$$

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{q}}_e &= \begin{bmatrix} -q_{4t} & -q_{3t} & q_{2t} & q_{1t} \\ q_{3t} & -q_{4t} & -q_{1t} & q_{2t} \\ -q_{2t} & -q_{1t} & -q_{4t} & q_{3t} \\ q_{1t} & q_{2t} & q_{3t} & q_{4t} \end{bmatrix} \tilde{\mathbf{q}} \\ &= \begin{bmatrix} q_{4t} \mathbf{I} - \hat{\mathbf{q}}_t & \mathbf{q}_t \\ -\mathbf{q}_t^T & q_{4t} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{q} \\ q_4 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} -q_{4t} \mathbf{q} - \mathbf{q}_t \times \mathbf{q} + q_{4t} \mathbf{q}_t \\ q_4 q_{4t} + \mathbf{q} \cdot \mathbf{q}_t \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (10-10)$$

$\tilde{\mathbf{q}}_e : \tilde{\mathbf{q}} \rightarrow \tilde{\mathbf{q}}_t$  の回転を表す

$\mathbf{N}_{torquer}^*$ :制御トルク[Nm]

$k_p, k_r$ :フィードバックゲイン[-]

$\boldsymbol{\omega}$ :角速度[rad/s]

・初期フェーズのシミュレーション

高度 450km にロケットから衛星が分離された後、太陽センサにて初期姿勢補足を行う。その時の初期化速度は分離の影響から角速度の値が高くなっている可能性がある。そこで、日本大学の SEEDS-II のロケットから分離された時の角速度 7[deg/sec] を参考にすることにした。さらに、初期オイラー角を最悪状態の時のことを考え初期オイラー角は  $2\pi$ [rad/sec] にした。その状態でも目標の姿勢に向くようにする。目標の姿勢としては、LVLH 姿勢の進行方向がウェイク方向に向いている姿勢を目標の姿勢としておいた。これはアンテナが指向性をもつためと、エアロゲル露出部がウェイク方向に向くと考えこのような姿勢を考えた。尚、捕集フェーズも同様な姿勢を持つ。以下に初期条件及びクォータニオンの推移、角速度の推移を示す。

角速度に関しては、挙動を見せるために拡大して表示する。

初期条件:

初期角速度:  $\omega X : 7[\text{rad/s}]$ ,  $\omega Y : 7[\text{rad/s}]$ ,

$\omega Z : 7[\text{rad/s}]$

初期オイラー角:  $EangX : 2\pi[\text{rad}]$ ,

$EangY : 2\pi[\text{rad}]$ ,  $EangZ : 2\pi[\text{rad}]$

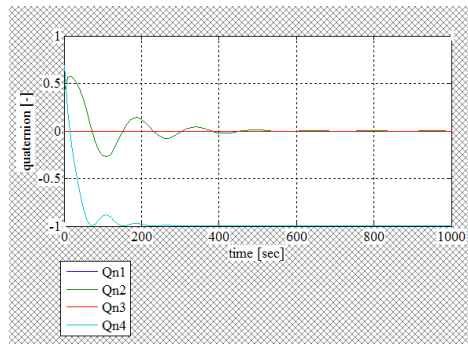


Fig.10.9 クォータニオンの推移

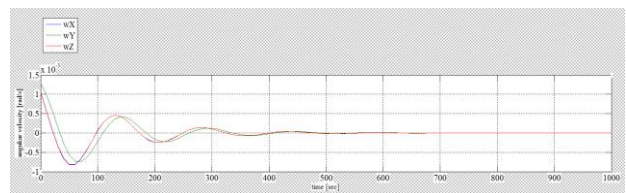


Fig.10.10 角速度の推移

・軌道離脱フェーズ及びカプセル分離フェーズのシミュレーション

姿勢変更フェーズには軌道離脱時の姿勢とカプセル分離時の姿勢の 2 種類があり、スラスタを噴射させるための姿勢は機体座標系で x 軸周りに 180[deg], y 軸周りに 70[deg] 回転させたもので再突入させるための姿勢は先ほどのスラスタを噴射させるための姿勢から y 軸周りに -69.6[deg] 回転させたものである。そこでこの初期条件、クォータニオンの推移及び角速度の推移は次のようになる。

初期条件:

初期角速度  $\omega X : 0.1[\text{rad/s}]$ ,  $\omega Y : 0.1[\text{rad/s}]$ ,

$\omega Z : 0.1[\text{rad/s}]$

初期オイラー角:  $EangX : 2\pi[\text{rad}]$ ,

$EangY : 2\pi[\text{rad}]$ ,  $EangZ : 2\pi[\text{rad}]$

[軌道離脱時]

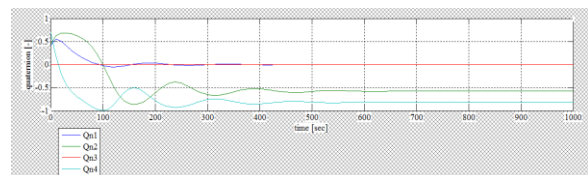


Fig.10.11 クォータニオンの推移

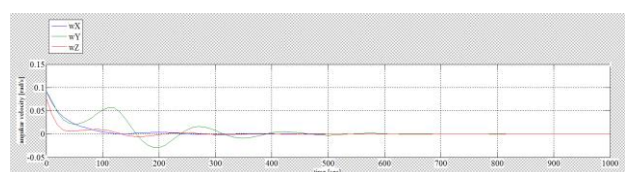


Fig.10.12 角速度の推移

[カプセル分離時]

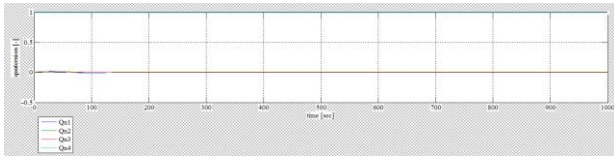


Fig.10.13 クォータニオンの推移

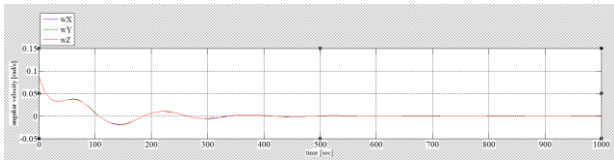


Fig.10.14 角速度の推移

以上より、高度 450[km] 内での 3 軸姿勢制御の実現及び、軌道変更の際の姿勢変更の可能性、また、スラスタ噴射時から分離高度 360[km] の 600[sec] 内での姿勢制御の可能性を確認することができた。

## 11. 通信

ここでは本衛星の通信条件を踏まえ、機器の選定および回線設計を行う。

まず通信形式に関して、周波数帯は S 帯を利用し、QPSK で全てダウンリンクする。ただし、衛星が最低限機能できているかを確実に確認するため、「コールサイン、衛星名、衛星内部時間、運用モード、電源電圧」の状態を軌道周回中は常時送信する仕様とする。なお、この際 QPSK(15W)による変調方式をとると、衛星内の電力を確保できなくなるため、この場合は変調方式を PCM-PM(3.5W)として運用を行うことにする。アップリンクは PCM-PSK/PM とする。

### 11.1. 通信条件

まず、衛星の運用軌道は Table 8.1 に示したとおりである。衛星運用に使用する地上局は、勝浦宇宙通信所を用いることとし、Table 11.1 と Table 11.2 に地上局位置と諸元を示す。

Table 11.1 地上局位置

項目	値
北緯	35 度 12 分 9 秒
東経	140 度 18 分 11 秒
標高	156m

Table 11.2 地上局諸元

項目		値
送信性能	周波数	2025-2120MHz
	電力	52-5.2kW
	アンテナ利得	44.8dBi
	送信 EIRP	62-82dBW
受信性能	周波数	2200-2300MHz
	アンテナ利得	45.3dBi
	システム雑音	170K
	受信 G/T	23dBW

ここで、Table 8.1 と Table 11.1 の条件下における通信時間は Table 11.3 のようになる。なお、通信時間の導出には AGI 社の「Satellite Tool Kit」を用いた。

Table 11.3 通信時間

項目	値
通信可能仰角範囲	5~90deg
一日当りの平均パス回数	3.5 回
一回当りの平均通信時間	406s
一日当りの平均通信時間	<b>1436s</b>

次に、衛星に蓄積するデータ量を見積もる。蓄積データ量は Table 11.4 のようになる。

Table 11.4 データ量の見積もり

項目	サンプリングレート [Hz]	データサイズ [bit/sample]	1日分のデータ量 [Mbit]	
HK	スターセンサ	2	8	1.38
	サンセンサ	5	16	6.91
	地磁気センサ	2	16	2.76
	バス部温度(4カ所)	1	16	5.53
	バッテリー電圧	1	16	1.38
	太陽電池電圧 (4面)	1	16	5.53
小計			<b>23.5</b>	
Mission	GPS(時刻)	1	72	6.22
	GPS(位置)	1	168	14.5
	GPS(衛星捕捉数)	1	16	1.38
	微粒子検知センサ	150	32	415
	REV構造系のSMA電圧 (7カ所)	5	16	48.4
	REV内部温度 (9カ所)	1	16	12.4
小計			<b>498</b>	
合計			<b>521</b>	

### 11.2. 使用機器

通信系の主な使用機器は、①送受信機、②パッチアンテナ、③ダイプレクサの3つである。以下、これら機器の仕様についてまとめる。

### ①送受信機

送受信機には、小型実証衛星「SDS-4」に搭載実績のある明星電気製のものを選定した。この送受信機の変調方式と伝送レートは Table11.5 の通りである。



Fig.11.1 送受信機

Table11.5 変調方式と伝送レート

	アップリンク	ダウンリンク	ダウンリンク
変調方式	PCM-PSK/PM	PCM-PM	QPSK
伝送レート	4kbps	16kbps	1Mbps

Table11.5 の伝送レートだと、Table11.4 のデータ量を全てダウンリンクするのに要する時間は 642[s] 程度である。これを Table11.3 の内容と比較すれば、通信時間には十分余裕があると分かる。

### ②パッチアンテナ

送受信アンテナには、姿勢に依らないゲインが得られる無指向性アンテナが便利であるが、今回は後述の回線設計において回線マージンを確保するために、無指向性アンテナよりも比較的高利得であるパッチアンテナを選定した。なお、姿勢異常時でも使用できるように、地球指向面と反対の面にも冗長的にアンテナを設置する。搭載アンテナとしては、SSTL 社の S バンドパッチアンテナを選定した。Fig.11.3 と Table11.6 に、アンテナ仕様を示す。

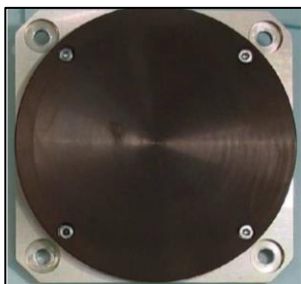


Fig.11.2 パッチアンテナ

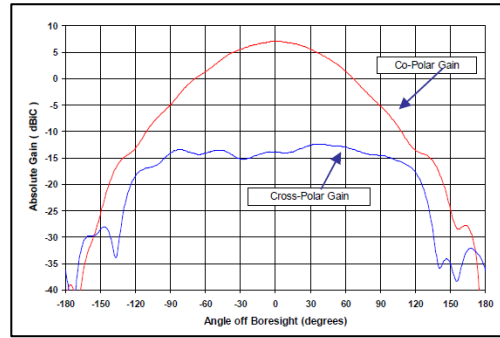


Fig.11.3 指向方向とゲインの関係

Table11.6 アンテナの仕様

項目	値
使用可能周波数域	2.0~2.5GHz
アンテナゲイン	7dBi
電力半値幅	±35deg

### ③ダイプレクサ

アンテナは送受信共用で使用するため、送信信号が受信機に過大入力しないよう、ダイプレクサを用いる。また、前述の通り、本衛星では地球方向と反対方向にカバレッジを持たせるため、2つのアンテナを搭載する。この場合、どちらのアンテナからの信号も、受信機に接続可能にする必要があり、ハイブリッド構成によりそれを実現する。なお、そのために必要なカプラは、今回選定したダイプレクサに内部搭載されている。選定したダイプレクサは、ディエステクノロジ社のものである。

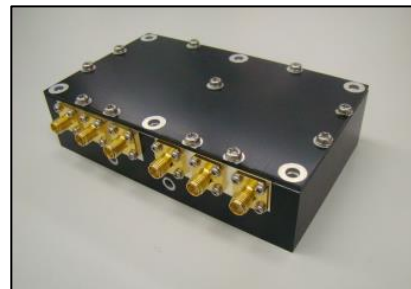


Fig.11.4 ダイプレクサ

Table11.7 挿入損失量

挿入損失	値
送信ライン	5.5dB
受信ライン	1.5dB

### 11.3. 回線設計

以上の内容に基づいて回線設計を行った。内容は Table11.8 に示した通りである。

Table11.8 回線設計表

項目	単位	アップリンク (PCM-PSK/PM)	ダウンリンク (QPSK)	ダウンリンク (PCM-PM)
送信特性	周波数	MHz	2025	2200
	送信EIRP	dBW	62.0	0.431
	送信機出力	dBW	17.2	-4.6
	給電損失	dB		2
	アンテナ利得	dB	44.8	7
伝播特性	ポインティング損失	dB	0.00983	0.00983
	自由空間損失	dB	164	165
	偏波損失	dB	3	3
	大気吸収損失	dB	0.321	0.321
	降水損失	dB	0	0
受信特性	各種損失	dB	0	0
	受信G/T	dB/K	-26.6	23.0
	ポインティング損失	dB	0.00983	
	アンテナ利得	dB	7	45.3
	給電損失	dB	2	
システム雑音温度	dBK	31.6	22.3	
天空雑音温度増加分	dB	0		
受信C/No	dBHz	96.3	83.6	

項目	単位	アップリンク (PCM-PSK/PM)	ダウンリンク (QPSK)	ダウンリンク (PCM-PM)
要求Eb/No	dB	10.5	10.5	10.5
ビット誤り率	-	0.000001	0.000001	0.000001
復調損失	dB	6	6	6
地上局内伝送損失	dB	1	1	1
符号化利得	dB	3	3	3
ダイプレクサ挿入損失	dB	1.5	5.5	5.5
ビットレート	dBHz	36.0	60.0	42.0
要求C/No	dBHz	52.0	80.0	62.0
回線マージン	dB	44.2	3.63	7.46

## 12. 電力解析

本衛星のミッションをおこなうにあたり使用する搭載機器を動作させるのに必要な消費電力を計算し、要求を満たす太陽電池および衛星内バッテリー、再突入力セル内バッテリーの選定と実際に使用できるかの評価を次節からおこなっていく。

### 12.1. バス系電力システム

#### 12.1.1. 太陽電池セル選定

発電方法は衛星軌道上で太陽光が利用できるため、太陽電池を用いる。太陽電池のセルの材料には様々なものが存在するが、今回は効率が高く、放射線に対する劣化が少ないガリウム砒素を用いたセルを選定した。本衛星では Spectrolab の 29.5% NeXt Triple Junction (XTJ) Solar Cells を使用する(Fig.12.1, Table 12.1)。なお、太陽電池により発生した余剰電力はパーシャル・シャント方式によって外に逃がす。また、日陰時の電圧安定化は放電制御器が必要なく軽量化のできる非安定化バスとする。衛星本体の消費電力を次ページの Table 12.2 に示す。



Fig.12.1 29.5% XTJ Solar Cells (Spectrolab)

Table12.1 太陽電池セルの仕様

名称	29.5% NeXt Triple (XTJ) Junction Cells
太陽電池構造	GaInP <sub>2</sub> /GaAs/Ge
セル1枚の面積	59.65cm <sup>2</sup>
厚さ	140μm
セル1枚の質量	5.0106g
初期効率	29.5%
動作電圧	2.348V

#### 12.1.2. 太陽電池セルのサイジング

太陽電池が発電しなければならない電力は式(12-1)で与えられる。

$$P_{sa} = (P_e T_e / X_e + P_m T_m / X_e + P_d T_d / X_d) / T_d \quad (12-1)$$

$P_e$  : 食時消費電力(= 22.198[W])

$P_d$  : 日照時消費電力(= 19.732[W])

$P_m$  : ミッション時増加電力(各フェイズごと)[W]

$T_e$  : 食時間(= 1082.71[s] = 0.300753[h])

$T_d$  : 日照時間(= 4527.29[s] = 1.257581[h])

$T_m$  : ミッション時間(各フェイズごと)[h]

$X_e$  : バッテリから負荷までの伝達効率(= 0.9[-])

$X_d$  : 太陽電池アレイから負荷までの電力伝達効率(= 0.9[-])

したがって発生電力  $P_{sa}$  は 31.360[W] となる。

温度の影響は、太陽光からの熱入力とパネル表面、裏面からの宇宙空間に輻射される熱パワーとのバランスで決まりこれを 50[°C]、温度係数を -0.286 [%/°C] とし、さらに Table 12.1 に示した太陽電池の諸元は 28[°C] のときのものであることより

$$\begin{aligned} \text{温度の影響} &= 1 + (50 - 28) \times (-0.00286) \\ &= 0.93708 \end{aligned} \quad (12-2)$$

となる。



Table12. 2 衛星本体の消費電力

系	搭載機器	個数 [個]	消費電力 [W]	衛星機能確認 (日照時)	衛星機能確認 (日陰時)	捕集 (日照時)	捕集 (日陰時)	通信 (日照時)	通信 (日陰時)	初期姿勢捕捉 (日照時)	カプセル展開 (日照時)	カプセル閉閉 (日照時)	分離前軌道変更 (日照時)	姿勢安定・カプセル分離 (日照時)
OBC	FPGA	4	0.0336	608.468	145.516	608.468	145.516	69.350	69.350	80.64	24.192	24.192	86.957	80.64
	ADコンバータ	10	0.003	135.819	32.481	135.819	32.481	15.48	15.48	18	5.4	5.4	19.41	18
	スターセンサ	1	2.5	-	2706.775	-	2706.775	-	-	-	-	-	1617.5	1500
制御	サンセンサ	6	0.0375	1018.640	-	1018.640	-	116.1	-	135	40.5	40.5	-	-
	GPS受信機	1	0.9	4074.561	974.439	4074.561	974.439	464.4	464.4	-	162	162	582.3	540
	GPSアンテナ	1	0.09	407.456	97.444	407.456	97.444	46.44	46.44	-	16.2	16.2	58.23	54
	リアクションホイール	3	2.5	33954.675	8120.325	33954.675	8120.325	3870	3870	4500	1350	1350	4852.5	4500
	磁気トルカ	3	0.2(249s使用)	149.4	-	149.4	-	-	-	-	-	-	149.4	-
	地磁気センサ	1	0.525	2376.827	568.423	2376.827	568.423	270.9	270.9	315	94.5	94.5	-	-
	スラスタ	4	40(47s使用)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	7520	-
	電磁弁	5	3(47s使用)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	705	-
通信	通信機	1	2.5/3.5/15	15845.515 (3.5W)	3789.485 (3.5W)	15845.515 (3.5W)	3789.485 (3.5W)	7740 (15W)	7740 (15W)	2100 (3.5W)	2700 (15W)	2700 (15W)	1617.5 (2.5W)	-
REV	展開機構	4	5	-	-	-	-	-	-	-	900	900	-	-
	カプセル展開の保持機構	1	5	-	-	22636.45	5413.55	2580	2580	-	900	900	-	-
	カプセル閉閉保持機構動作	4	15(7s使用)	-	-	-	-	-	-	-	105	105	-	-
	気密機構(ニクロム線加熱)	4	15(5s使用)	-	-	-	-	-	-	-	-	300	-	-
	気密機構(NT合金加熱)	4	15(10s使用)	-	-	-	-	-	-	-	-	600	-	-
	温度センサ	13	0.00011	1.992 (4個使用)	0.476 (4個使用)	1.992 (4個使用)	0.476 (4個使用)	0.227 (4個使用)	0.227 (4個使用)	0.264 (4個使用)	0.257 (13個使用)	0.257 (13個使用)	0.285 (4個使用)	0.264 (4個使用)
カプセル分離	フラジボルト	2	25(32s使用)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1600	
動作時間[s]				4527.29	1082.71	4527.29	1082.71	516	516	600	180	180	647	600
小計[W]				58573.353	16435.365	81209.803	21848.915	15172.897	15056.797	7148.904	6298.049	7347.449	17059.681	8292.904
マージン(10%)[W]				5857.335	1643.536	8120.980	2184.891	1517.290	1505.680	714.890	629.805	734.745	1705.968	829.290
合計[W]				64430.688	18078.901	89330.783	24033.806	16690.187	16562.477	7863.794	6927.854	8082.194	18765.650	9122.194
合計[W]				14.232	16.698	19.732	22.198	32.345	32.098	13.106	38.488	44.901	29.004	15.204

本衛星は太陽が常に一定角で軌道面に入射する太陽同期軌道であるため、今回の太陽光入射角は16.4[deg]とする。アレイ発電量(BOL)は、

全電力(EOL)

10年後の効率劣化率 × cos(太陽光の入射角) × 温度の影響

$$= \frac{31.360}{0.95 \times \cos(16.4[\text{deg}]) \times 0.93708}$$

$$= 36.722[\text{W}] \quad (12-3)$$

となり、これが本衛星で要求される発電量である。

次に今回の衛星の軌道において、上で算出したミッションをおこなうのに必要となる発電量が発生できるかを確認する。

衛星の進行方向面を+x面、進行方向とは反対の面を-x面、太陽方向面を+y面、太陽方向とは逆の面を-y面、地球指向面を+z面、地球指向とは反対の面を-z面とする。-x面はカプセルがあるため、また+z面はスラスタの熱の影響やカプセルを展開したときの影になるため太陽電池は貼りつけない。+y面は太陽方向と常に反対を向いているため、太陽電池を貼り付けても発電はしないが、ロケットから分離直後の三軸制御開始前における姿勢の乱れが発生したとき、あるいは地球からの反射光があることを考慮して張り付けることにする。また、衛星が日陰時にあるときはどの面でも発電はおこなわず、0[W]とする。さらに衛星は三軸制御によってx軸周りには0[deg]で固定されたまま地球の周りを回転する。以上を踏まえてTable12.3に衛星の発電量を算出するにあたっての前提条件、Fig.12.2に衛星の軌道一周分の各面の発電量の変化、Fig.12.3に軌道一周分の衛星全体の発電量の変化を示す。

Table12. 3 前提条件

太陽光パネル枚数	+x面	12枚
	+y面	20枚
	-y面	20枚
	-z面	18枚
セル1枚の面積		59.65cm <sup>2</sup>
太陽光入射角		16.4deg
太陽光強度		1353W/m <sup>2</sup>

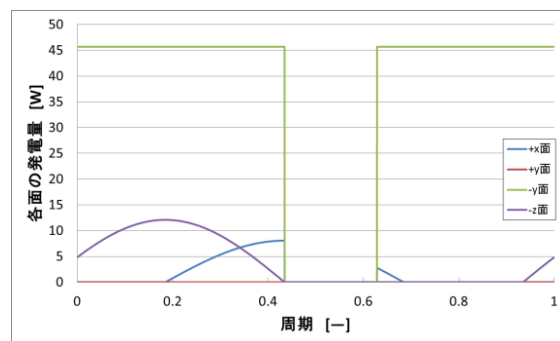


Fig.12. 2 各面の発電量の変化

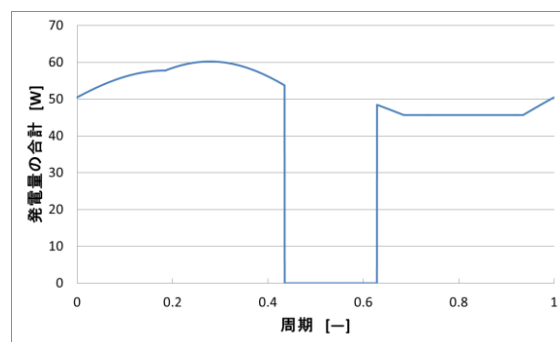


Fig.12. 3 衛星全体の発電量の変化

Fig.12.3 より軌道一周分の日照時における発電量の最悪値(45.679[W])がミッションを行うのに必要と

なるアレイ発電量(36.722[W])よりも大きいため、日照時において要求される発電量を発生させることが可能であることが確認できた。太陽電池セルは全ての面で2直列とし、並列数は+x面が6枚、+y面が10枚、-y面が10枚、-z面が9枚とする。

### 12.1.3. 衛星内バッテリー

衛星が日陰時にある場合、太陽光が太陽電池に当たらないので発電を行うことができない。そこで充電可能なバッテリーを搭載し日照時に充電することで、日陰時に必要な電力を供給することができる。日陰時に必要な消費電力は Table12.2 に示した通りである。今回は Panasonic の CGA-E/111 を使用する(Fig.12.4, Table12.4)。



Fig.12.4 CGA-E/111(Panasonic)

Table12.4 バッテリーの仕様

名称	CGA-E/111
公称電圧	3.7V
公称容量	1950mAh
幅	35.2mm
高さ	53.0mm
厚さ	11.0mm
質量	44.0g

#### バッテリーのサイジング

今回はカプセル再突入前の分離前軌道変更フェーズ、姿勢安定・カプセル分離フェーズもバッテリーを用いておこなうが、まずは定常運用である捕集フェーズでのサイジングをする。バッテリーの並列数は式(12-4)で与えられる。

$$N = \frac{P_e \times T_e}{C_d \times V_d \times n \times C_i} \quad (12-4)$$

$P_e$  : 平均食時供給電力(= 22.198[W])  
 $T_e$  : 最大食時間(= 1082.71[s] = 0.300753[h])  
 $C_d$  : 許容バッテリー放電深度(= 15[%] = 0.15[-])  
 $V_d$  : バッテリー平均放電電圧(バス電圧)(= 3.7[V])

$n$  : バッテリーから負荷までの電力伝達効率(= 0.9[-])  
 $C_i$  : バッテリー容量(= 1.95[Ah])

したがって小数点以下を切り上げてバッテリーの並列数  $N$  は7個となる。

次にバッテリーのセル直列数を求める。ハーネス電圧低下量を1[V]、バッテリー平均放電電圧3.7[V]、寿命末期平均放電電圧を3.6[V]とするとバッテリーのセル直列数は式(12-5)で与えられる。

$$\frac{(3.7+1)}{3.6} = 1.31 \quad (12-5)$$

したがって小数点以下を切り上げてバッテリーの直列数は2個となる。

ここで今回の衛星の軌道で、捕集フェーズで日陰時に消費したバッテリーの容量が、日照時に満充電されるかを確認する。

捕集フェーズにおいて日陰時にバッテリーが消費する容量  $\Delta \bar{C}_e$  [Ah] は式(12-6)で与えられる。

$$\Delta \bar{C}_e = (P_e / V_c) T_e / 3600 \quad (12-6)$$

$P_e$  : 平均食時供給電力(= 22.198[W])  
 $V_c$  : バッテリー1個が搭載機器側に電力を供給する際の供給電圧(= 3.7[V])  
 $T_e$  : 最大食時間(= 1082.71[s])

したがって日陰時にバッテリーが消費する容量は1.804[Ah]となる。

また、捕集フェーズにおいて日照時にバッテリーに充電できる容量  $\Delta \bar{C}_d$  [Ah] は式(12-7)で与えられる。

$$\Delta \bar{C}_d = \frac{\eta_b (\bar{P} - P_d) T_d}{V_b} / 3600 \quad (12-7)$$

$\eta_b$  : セル-バッテリー間の変換効率  
(= 29.5[%] = 0.295[-])

$\bar{P}$  : 軌道一周での日照時の発電量の平均  
(= 52.147[W])

$P_d$  : 日照時消費電力(= 19.732[W])

$T_d$  : 日照時間(= 4527.29[s])

$V_b$  : バッテリーの充電電圧(= 4.44[V])

したがって日照時にバッテリーに充電できる容量は2.708[Ah]となる。

以上より捕集フェーズにおいて日照時に充電できる容量が、捕集フェーズにおいて日陰時に消費する容量を上回っているため、バッテリーが満充電されることが確認できた。よって軌道一周でバッテリーの電力収支が取れる。

次にカプセル再突入前の分離前軌道変更フェーズ、姿勢安定・カプセル分離フェーズをおこなう際のバッテリーのサイジングをする。バッテリーの並列数は捕集フェーズのときと同様に式(12-4)を使用する。ただし

$P_e$  : 平均食時供給電力(= 44.208[W])

$C_d$  : 許容バッテリー放電深度(= 30[%] = 0.30[-])

とする。したがって小数点以下を切り上げてバッテリーの並列数  $N$  は8個となる。

同様にしてバッテリーのセル直列数を式(12-5)より求める。その結果、バッテリーのセル直列数は2個となる。

以上から捕集フェーズよりも分離前軌道変更フェーズ、姿勢安定・カプセル分離フェーズの方がバッテリーの数を必要とするため、衛星本体には16個のバッテリーを搭載し、セル直列数は2個、並列数は8個とすればよい。

なお、地球に送られてくるデータによりバッテリーが満充電になっていないことがわかった場合は通信を一時的におこなわないことで対応する。また、カプセル密閉フェーズ後にバッテリーが満充電でない場合は Table12.2 にある衛星機能確認フェーズを挟んでバッテリーを満充電にしてから分離前軌道変更フェーズに移行する。

## 12.2. REV 系電力システム

### 12.2.1. REV 内バッテリー

今回は再突入カプセル内に FPGA, AD コンバータ, 加速度センサがあるためそれらを動作させるための電力供給が必要となる。搭載機器の動作に必要な消費電力を Table12.5 に示し、ここに示した消費電力の要求を満たす再突入カプセル内バッテリーの選定を次節からおこなっていく。

Table12.5 再突入カプセル内の消費電力

系	搭載機器	個数 [個]	消費電力 [W]	再突入 (日陰時)
OBC	FPGA	4	0.0336	725.76
	ADコンバータ	10	0.003	162
	加速度センサ	1	0.015	81
動作時間[s]				5400
小計[Ws]				968.76
マージン(10%)[Ws]				96.876
合計[Ws]				1065.64
合計[W]				0.197

### バッテリーの選定

バッテリーは、カプセル再突入時に一度しか使用しな

いということを考慮し、リチウム一次電池を選択する。リチウム一次電池は小型で高い電圧、大きな電流で長持ちできるという特徴がある。今回は Panasonic の BR 系円筒形リチウム電池 BR-A を使用する(Fig.12.5, Table12.6)。



Fig.12.5 BR 系円筒形リチウム電池(Panasonic)

Table12.6 リチウム一次電池の仕様

名称	BR 系円筒形リチウム電池 BR-A
公称電圧	3V
公称容量	1800mAh
直径	17mm
高さ	45.5mm
質量	18g
使用温度範囲	-40~85°C

Table12.6 よりリチウム電池の公称電圧が3[V], 公称容量が1800[mAh]であるので、電力量は

$$3[V] \times (1800[mAh] \div 1000) \quad (12-8)$$

より5.4[Wh]となる。Table12.5 よりカプセル内の消費電力は0.197[W]であるので使用可能時間は

$$(5.4[Wh] \div 0.197[W]) \times 3600 \quad (12-9)$$

より98680.203[s]となる。したがってバッテリー1個で搭載機器を動作時間(5400[s])動作させることができる。

Panasonic の BR 系円筒形リチウム電池は2003年に打ち上げられた小惑星探査機はやぶさでも使用されており、この時は打ち上げから7年後のカプセル内での使用において正常に動作したという実績がある。今回の BALAENA の運用期間は打ち上げから到着まで3年間であるので、十分にバッテリーは動作すると判断した。

### 13. 構体

#### 13.1. 構造様式を選択

本衛星は機器へのアクセスと、空間的制限からパネル構造を用いる。構体の最大寸法は  $500 \times 500 \times 450$  [mm] (ロケットインターフェース部を除く) であり、衛星質量は  $50$  [kg] (マージン含む) である。各機器の寸法、質量については本書末尾の Table 13.4 に示した。

#### 13.2. 機器配置

Fig 13.1, Fig 13.2 に配置図を示す。

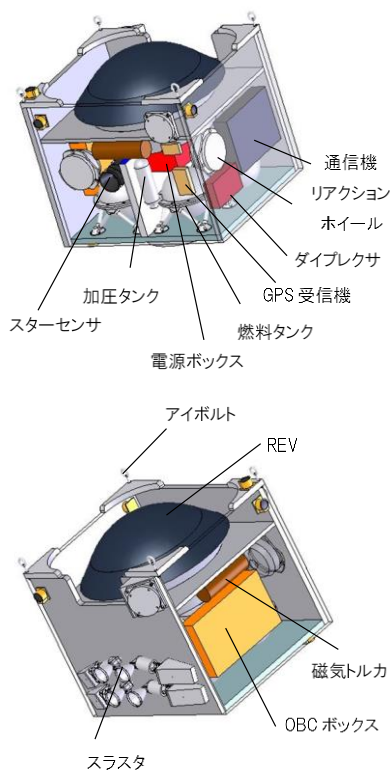


Fig. 13.1 搭載機器配置 1

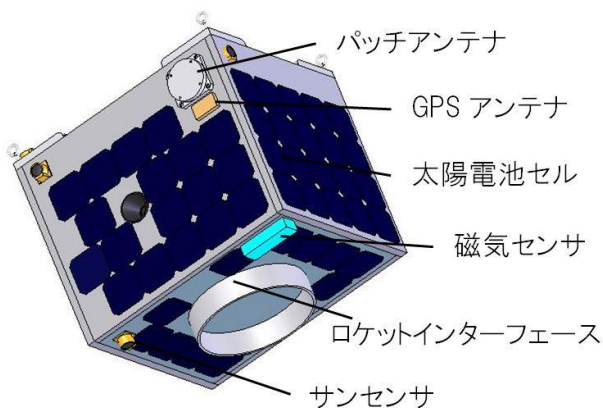


Fig. 13.2 搭載機器配置 2

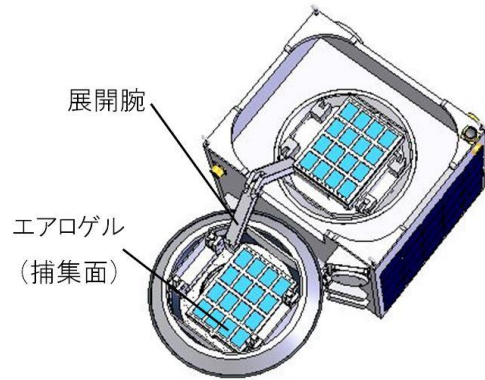


Fig. 13.3 カプセル展開時

#### 13.3. 質量特性

本衛星の重心位置  $G$ , 慣性テンソル  $I$  を, CAD ソフト SolidWorks を利用し算出する。本ミッションではカプセルを展開させるため, 展開前と展開後の重心位置  $G$ , 慣性テンソル  $I$  を算出する。

カプセル展開前

$$G = [-0.09 \quad -0.02 \quad -0.02] [m]$$

$$I = \begin{bmatrix} 1.71 & 0.06 & 0.02 \\ 0.06 & 1.64 & 0.03 \\ 0.02 & 0.03 & 1.21 \end{bmatrix} [kg \cdot m^2]$$

カプセル展開後

$$G = [-0.01 \quad -0.09 \quad -0.02] [m]$$

$$I = \begin{bmatrix} 1.71 & 0.06 & 0.02 \\ 0.06 & 1.64 & 0.03 \\ 0.02 & 0.03 & 1.21 \end{bmatrix} [kg \cdot m^2]$$

#### 13.4. 構造部材の設計<sup>[17]</sup>

本衛星は主構造に比剛性が高いハニカムサンドイッチパネルを使用する。以後, ハニカムサンドイッチパネルをパネルと省略して呼ぶ。Table 13.1 にパネルに使用する物性値, Table 13.2 にパネルの諸元を示す。ハニカムのセルサイズ, 箔厚は MIL 規格に準ずる。

Table13.1 部材の物性値

アルミ合金	
材料名	A5052
密度	2770 kg/m <sup>3</sup>
縦弾性係数	69.6 GPa
剪断弾性係数	26.5 GPa
ポアソン比	0.33
ステンレス鋼	
材料名	SUS310S
密度	7980 kg/m <sup>3</sup>
縦弾性係数	200 GPa
剪断弾性係数	79 GPa
ポアソン比	0.28
アルミニウムハニカムコア	
密度	67 kg/m <sup>3</sup>
圧縮強度	30 MPa
剪断強さ L 方向	0.23 MPa
剪断強さ W 方向 [MPa]	0.13
ステンレスハニカムコア	
密度	67 kg/m <sup>3</sup>
圧縮強度	30 MPa
剪断強さ L 方向	1.86 MPa
剪断強さ W 方向 [MPa]	0.93

Table13.2 パネルの諸元

	セルサイズ	箔厚
アルミニウムパネル	3/8 in	.003 in
ステンレスパネル	3/8 in	.002 in
アルミスキン厚さ		1.0 mm
ステンスキン厚さ		0.5 mm

### 13.5. 燃料タンクの設計<sup>[18]</sup>

#### a. 軌道離脱用 $\Delta V$ とその質量 $m_1$

軌道離脱用  $\Delta V$  量 150m/s なので、このとき必要となる燃料質量  $m_1$  は、

$$m_1 = M \left\{ 1 - \exp \left( - \frac{\Delta V}{g I_{SP}} \right) \right\} \quad (13-1)$$

$$= 50 \left\{ 1 - \exp \left( - \frac{150}{9.81 \times 210} \right) \right\} = 3.51 \text{ kg}$$

である。なお各数値に関しては、衛星質量を  $M = 50[\text{kg}]$ 、重力加速度を  $g = 9.81[\text{m/s}^2]$ 、比推力を  $I_{SP} = 210[\text{sec}]$  とした。

#### b. 軌道維持用 $\Delta V$ とその質量 $m_2$

まず、衛星がどの程度軌道降下するかについて DAS2.0 を用いて見積ると 0.2 年で約 10km 軌道降下する。10km 降下するごとにホーマン軌道に乗せて元の軌道に戻すとすれば、その際に必要な  $\Delta V[\text{m/s}]$  は、約 5.60m/s である。

ミッション期間は 2 年間であり、この間の軌道維持に必要な燃料質量  $m_2$  を見積ると式(13-2)となる。

$$m_2 = 50 \left\{ 1 - \exp \left( - \frac{10 \times 5.60}{9.81 \times 210} \right) \right\} \approx 1.34 \text{ kg} \quad (13-2)$$

以上より、衛星に搭載する燃料質量  $m$  は、1 割のマージンを設けるとして、

$$m = (m_1 + m_2) \times 1.1 \quad (13-3)$$

$$= (3.51 + 1.34) \times 1.1 \approx 5.34 \text{ kg}$$

#### c. 燃料質量とタンクサイズの決定

本構体では球殻タンクを 4 つ使用し、燃料にはヒドラジンを用いる。ヒドラジンの密度は  $1020 \text{ kg/m}^3$  とすると全燃料体積  $V$  は以下の式(13-4)より算出でき、

$$V = \frac{m}{\rho} = \frac{5.34}{1020} = 0.00524 \text{ m}^3 \quad (13-4)$$

となる。球殻タンク 1 つ当たり入れなければいけない燃料体積  $V_1$  は、

$$V_1 = \frac{V}{4} = 0.00136 \text{ m}^3 = 1.31 \times 10^6 \text{ mm}^3 \quad (13-5)$$

となる。以上より燃料体積  $V_1$  が入るための球殻タンクの半径  $r$  を球の体積の公式より求めると、

$$V_1 = \frac{4}{3} \pi r^3 \quad (\text{球の体積の公式}) \quad (13-6)$$

$$r = \left( \frac{3}{4\pi} V_1 \right)^{\frac{1}{3}} = \left( \frac{3}{4\pi} 1.36 \times 10^6 \right)^{\frac{1}{3}} = 67.9 \text{ mm}$$

となる。よってタンク内径  $D$  は  $136[\text{mm}]$  となる。

#### d. タンク壁厚の設定

タンクの部材諸元を Table13.3 に示す。

Table13.3 タンク諸元

燃料タンク材料	A5083-0
降伏点 or 耐力	110N/mm <sup>2</sup>
引張強さ	275N/mm <sup>2</sup>

燃料タンクの設計については、容器の内径  $D$  を  $136[\text{mm}]$ 、内圧  $p$  を  $2.43[\text{MPa}]$  (スラストの動作圧力)、タンク質量  $M$  (燃料含む) を  $5.1[\text{kg}]$ 、円周応力を

$\sigma_t$ とする。さらに Table13.5 の準静的加速度より、打上げ時の加速度  $a = 58.84 \text{ m/s}^2$  (6.0G)を考慮し、タンクの壁の厚み  $t$  を求める。設計安全率 SF は 2.0 とする。以下に球殻内部に圧力が作用している場合に生じる応力の計算式を示す。

$$\sigma_t = \frac{pD}{4t} \quad (13-7)$$

打上げ時加速度  $58.84 \text{ m/s}^2$  (-6.0G)が作用した時にタンクにかかる荷重  $F$  は式(13-2)より算出される。

$$Ma = F \quad (13-8)$$

ここで、荷重  $F$  はタンク最大径部の断面  $A$  で支えるとすれば、そこに生じる力  $P$  は

$$P = \frac{F}{A} = \frac{Ma}{\pi Dt} \quad (13-8)$$

式(13-7)、(13-8)よりタンクにかかる全応力  $P_{total}$  は式(13-9)となる。

$$P_{total} = \frac{pD}{4t} + \frac{Ma}{\pi Dt} \quad (13-9)$$

式(13-4)より、タンクの壁の厚み  $t$  を求める。全応力  $P_{total}$  は A5083-0 の耐力の値を使用する。

$$t = \left( \frac{pD}{4} + \frac{Ma}{\pi D} \right) / (P_{total} / SF)$$

$$= \frac{\left( \frac{2.43 \times 10^6 \times 136}{4} + \frac{5.10 \times 58.84 \times 10^3}{\pi \times 136} \right)}{(110 \times 10^6 / 2.5)}$$

$$= 1.879 = 2 \text{ [mm]} \quad (13-10)$$

となる。少数以下は切り上げとする。本衛星ではタンク内壁の腐食を考え、壁厚  $t$  を  $5\text{[mm]}$  とする。壁厚  $t$  を  $5\text{[mm]}$  とした時の円周応力  $\sigma_t$  を式(13-7)より求めると、

$$P_{total} = \frac{pD}{4t} + \frac{Ma}{\pi Dt}$$

$$= \frac{2.43 \times 10^6 \times 136}{4 \times 5} + \frac{5.10 \times 58.84 \times 10^3}{\pi \times 136 \times 5}$$

$$= 16.986 = 17.0\text{[MPa]} \quad (13-11)$$

安全余裕 MS を求めると

$$\text{安全余裕 } MS = \frac{\text{降伏点}}{\sigma_t} - 1$$

$$= \frac{110}{17.0} - 1 = 5.47$$

となる。安全余裕 MS は 0 以上であればよいから壁厚  $t$  は  $5\text{[mm]}$  で十分といえる。

よって球殻タンクの全半径  $r_1$  は以上の結果に、内圧とロケット発射時における荷重を考慮したタンクの壁の厚み  $5.00\text{mm}$  を足すと、

$$r_1 = 67.9 + 5.00 = 72.9 \text{ mm}$$

となる。

### 13.6. ANSYS による構造解析

構体への要求として、H-II A ロケットから要求されるインターフェース条件を Table 13.5, 13.6 に示す。

Table13.4 H-2A 剛性要求

方向	最低時の固有振動数
機軸方向	100Hz 以上
機軸と直交方向	50Hz 以上

Table13.5 打ち上げ時等の各種要求

機軸方向加速度	
圧縮標定	機軸: $-58.84\text{m/s}^2$ { $-6.0\text{G}$ }
引張標定	機軸: $49.04\text{m/s}^2$ { $5.0\text{G}$ }
機軸直交方向加速度	
圧縮標定	横軸: $\pm 49.04 \text{ m/s}^2$ { $5.0\text{G}$ }
引張標定	横軸: $\pm 49.04 \text{ m/s}^2$ { $5.0\text{G}$ }

有限要素解析ソフト ANSYS を利用し、固有振動数、静荷重解析を行う。解析の結果(Fig13.4)1 次モード固有振動数は  $149.09 \text{ [Hz]}$  となり、剛性要求を満たす。

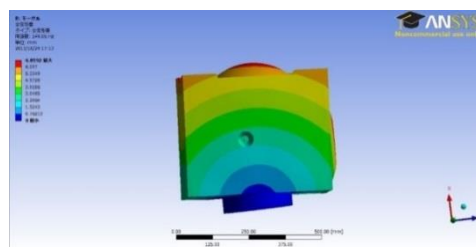


Fig. 13.4 1次固有振動

静荷重解析は Table13. 6 打ち上げ時等の各種要求より, 6G が最も厳しい値をとる. 本衛星ではこれに安全率 1.5 を掛けた値 9G を使用し解析をする. 解析の結果, ロケットインターフェース部と-x面の Al パネルの接合部に最大応力 4.96[MPa]がかかる. ここで-x面 Al パネルの降伏強度を 30[MPa]とし, 安全余裕 MS を求める.

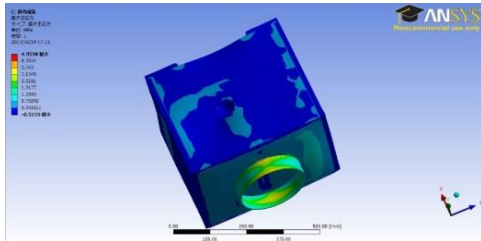


Fig13. 5 静荷重解析

$$\text{安全余裕 } MS = \frac{\text{降伏強度}}{\text{最大応力}} - 1 = \frac{30}{4.96} - 1 = 5.05$$

となり, 十分な安全余裕があり本ミッションを達成できる.

## 14. 熱解析<sup>[19]</sup>

### 14.1. 熱解析方法

Fig.10.2, 10.3 に示すように内部の部品をそれぞれ 30 の要素に分けて熱解析を行った.

また式(14-1)の熱平衡方程式を解くのにルンゲクッタ法を用いて熱解析を行った. 初期温度は 0[°C]として, 地球指向面を+z 面, 進行方向を+x面とした.

$$c_i \frac{dT_i}{dT} = \sum_{j=1}^n C_{ij} (T_i - T_j) + \sum_{j=1}^n R_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4) + Q_i + Q_{Si} + Q_{Ai} \quad (14-1)$$

$C_i$ : 節点*i*の熱容量[W/s/K]

$T_i$ : 節点*i*の温度[K]

$C_{ij}$ : 節点*i, j*間での熱伝達係数温度[W/K]

$\sigma$ : ステファン=ボルツマン定数

$$(5.669 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2/\text{K}^4)$$

$R_{ij}$ : 節点*i*の*j*に対する放射形態係数

$Q_i$ : 節点*i*の内部ヒータの発熱[W/m]

$Q_{ei}$ : 節点*i*に加わる節点*i*に加わる地球赤外放射[W/m]

$Q_{si}$ : 節点*i*に加わる太陽光入射[W/m]

$Q_{Ai}$ : 節点*i*に加わるアルベド[W/m]

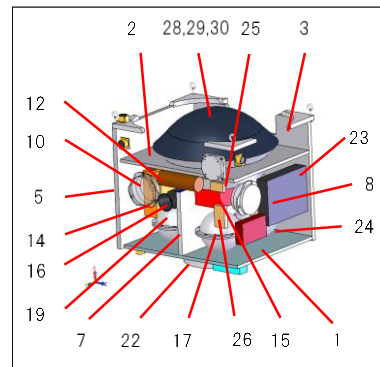


Fig.10. 5 熱設計数学モデルの要素番号 1

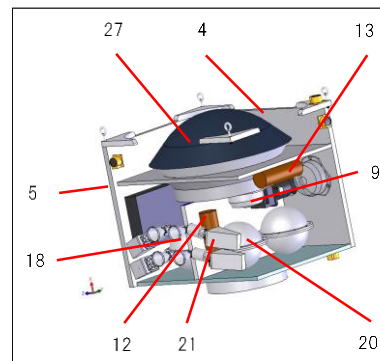


Fig.10. 6 熱設計数学モデルの要素番号 2

### 14.2. MLIによる断熱

MLI(Multi Layer Insulation)とは, 宇宙空間や他の物体に対する断熱に使用される断熱材で, 放射率が小さい熱制御材を多層構成のシートである. そのシートで機器を覆うことで断熱する. 最外層から最内層までの総合的な放射率は, 層数, 材料及び MLI の大きさや縫い目の密度により幅があるが,  $\epsilon = 0.03 \sim 0.05[-]$ 程度となる. 今回は明星電気の MLI をカプセルの内部が露出しないようにするため, カプセル全体が宇宙空間に暴露している面が大きいのでカプセル上面のアプレータ部分の下にも MLI を敷いて断熱する.

### 14.3. 接触熱伝達について

接触熱伝達は節点*i*と*j*間での接触による熱伝導で接触熱伝達係数  $C_{ij}[-]$ は接触熱伝達率  $h[\text{W}/\text{m}^2 \text{K}]$ と接触面積  $A[\text{m}^2]$ から下の式(14-2)で表される.

$$C_{ij} = hA \quad (14-2)$$

アルミ同士の接触では  $h = 200[\text{W}/\text{m}^2 \text{K}]$ , アルミとガラスエポキシでの接触は  $h = 200[\text{W}/\text{m}^2 \text{K}]$ で計算を行った.

#### 14.4. 熱放射

節点*i,j* 間における放射形態係数 $R_{ij}$ は次式(14-3)によって定義されている。

$$R_{ij} = \frac{1}{\pi A_i} \int_i \int_j \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j dA_i dA_j}{r^2} \quad (14-3)$$

#### 14.5. 太陽光入射について

太陽光からの放射エネルギー  $E_s$  は  $E_s = 1354 [W/m^2]$  として、衛星表面への太陽光入射エネルギー  $Q_s$  は太陽光吸収率  $\alpha_s$  [-], 衛星表面積  $A [m^2]$ , 太陽と衛星面の法線のなす角  $\theta [deg]$  より式(14-4)のように表せる。

$$Q_s = \alpha_s E_s A \cos \theta \quad (14-4)$$

#### 14.6. 地球赤外放射について

地球赤外放射のエネルギー  $E_e = 230 [W/m^2]$  として衛星表面に入射するエネルギー  $Q_e$  は太陽光吸収率  $\alpha_s$  [-], 衛星表面積  $A [m^2]$ , 地球と衛星の形態係数  $F_e$  より求められる。形態係数  $F_e$  は式(14-5)で求められる。

$$F_e = \frac{1}{2} \left\{ 1 - \sqrt{1 - \frac{R^2}{(R+H)^2}} \right\} \quad (14-5)$$

上式で  $R$ : 地球半径 [ $km$ ],  $H$ : 軌道高度 [ $km$ ] とする。

#### 14.7. アルベドについて

太陽光が地球に反射された熱入射である。アルベドによる入射エネルギー  $Q_a$  はアルベドに関しての衛星と地球との形態係数  $F_a$ , アルベド係数  $a = 0.32$  [-], 太陽光放射エネルギー  $E_s [W/m^2]$ , 衛星表面積  $A [m^2]$  より式(14-6)のように表せる。

$$Q_s = a F_a E_s A \quad (14-6)$$

ただし、アルベドによる入射があるのは地球に対して太陽光が当たっている時に衛星が飛んでいるときのみである。

#### 14.8. 各要素の表面仕上げ, 放射率, 吸収率

衛星内部の表面ペイント, 放射率, 吸収率は, Table.14.4 に示した

#### 14.9. 主要な機器の発熱量について

以下の Table14.1 に内部機器の発熱量を示す。

Table14.1 主要機器の内部発熱量

要素番号	要素名	電力[W]
《8》	リアクションホイール 3	15
《9》	リアクションホイール 2	15
《10》	リアクションホイール 1	15
《11》	磁気トルカ 1	1
《12》	磁気トルカ 2	1
《13》	磁気トルカ 3	1
《14》	OBC ボックス	5
《16》	スターセンサ	2.5
《23》	送受信機 1	3.5
《25》	GPS アンテナ	0.09
《26》	GPS 受信機	0.9



Table14.2 各要素の熱容量

要素番号	要素名	熱容量 [J/K]
《1》	-x パネル	12767
《2》	+x パネル	4208
《3》	+z パネル	4836
《4》	-z パネル	18230
《5》	-y パネル	19307
《6》	+y パネル	12498
《7》	ロードパス	2881
《8》	リアクションホイール 3	588
《9》	リアクションホイール 2	588
《10》	リアクションホイール 1	588
《11》	磁気トルカ 1	30
《12》	磁気トルカ 2	30
《13》	磁気トルカ 3	30
《14》	OBC ボックス	753
《15》	電源ボックス	4193
《16》	スターセンサ	510
《17》	球殻タンク 1	5522
《18》	球殻タンク 2	5522
《19》	球殻タンク 3	5522
《20》	球殻タンク 4	5522
《21》	スラスタ	209
《22》	衛星分離部	2376
《23》	送受信機 1	1650
《24》	ダイプレクサ	440
《25》	GPS アンテナ	30
《26》	GPS 受信機	65
《27》	カプセル分離機構	2376
《28》	カプセル下部	2726
《29》	カプセル展開機構	2376
《30》	カプセル上部	2688

Table14.3 要素解析結果(最低温度, 最高温度)

要素番号	要素名	最高温度 [°C]	最低温度 [°C]
《1》	-x パネル	0	-9
《2》	+x パネル	0	-7
《3》	+z パネル	3	-10
《4》	-z パネル	0	-7
《5》	-y パネル	0	-8
《6》	+y パネル	1	-6
《7》	ロードパス	3	-4
《8》	RW3	9.5	4
《9》	RW2	10	4
《10》	RW1	9	2
《11》	磁気トルカ 1	27	0
《12》	磁気トルカ 2	30	0
《13》	磁気トルカ 3	37	0
《14》	OBC	0.5	-8
《15》	電源	0.3	-4
《16》	スターセンサ	4	-2
《17》	球殻タンク 1	0	-2
《18》	球殻タンク 2	0	-2
《19》	球殻タンク 3	0	-3
《20》	球殻タンク 4	0	-3
《21》	スラスタ	-3	18
《22》	衛星分離部	0	-9
《23》	送受信機 1	2	-4.5
《24》	ダイプレクサ	1	-4.5
《25》	アンテナ	0	-5
《26》	受信機	2	-3
《27》	分離機構	1	-5
《28》	REV 下部	0	-5
《29》	展開機構	18	0
《30》	REV 上部	23	0

Table14. 4 各要素の表面加工, 放射率, 吸収率

要素番号	要素	表面積[mm <sup>2</sup> ]				放射率[-]		吸収率[-]		宇宙を見る 形態係数[-]
		material1	表面積[mm <sup>2</sup> ]	material2	表面積[mm <sup>2</sup> ]	cell	other	cell	other	
	1,4~6の備考 2,3,28~30の備考									
1	-xパネル	外面	太陽電池セル 70608	白色アルマイト	106492	0.65	0.86	0.82	0.95	0.9
		内面	アルミ 222785				0.05		0.23	
2	+xパネル	外面	白色アルマイト 90916				0.77		0.14	0.9
		内面	アルミ 176737				0.05		0.23	
3	+zパネル	外面	白色アルマイト 170000				0.77		0.14	0.9
		内面	アルミ 151800				0.05		0.23	
4	-zパネル	外面	太陽電池セル 117680	白色アルマイト	52320	0.65	0.86	0.77	0.14	0.9
		内面	アルミ 151800				0.05		0.23	
5	-yパネル	外面	太陽電池セル 48320	白色アルマイト	69360	0.65	0.86	0.77	0.14	0.9
		内面	アルミ 113722				0.05		0.23	
6	+yパネル	外面	太陽電池セル 117680	白色アルマイト	48320	0.65	0.86	0.77	0.14	0.9
		内面	アルミ 113722				0.05		0.23	
28	カプセル下部	外面	エアロゲル 30000	MLI	41280.84	0.4	0.25	0.57	0.35	0.9
			白色アルマイト 82146				0.77		0.14	
		内面	アルミ		153427		0.05		0.23	
29	カプセル展開機構		アルミニウム		34713		0.05		0.23	0.9
30	カプセル上部	外面	エアロゲル 30000	アルミ	119459.1	0.4	0.25	0.05	0.23	0.9
			CFRP 162791	MLI	41280.84	0.1	0.8	0.57	0.35	
7	ロードバス		アルミニウム		161700		0.05		0.23	
8	リアクションホイール3		アルミニウム		9025		0.05		0.23	
9	リアクションホイール2		アルミニウム		9025		0.05		0.23	
10	リアクションホイール1		アルミニウム		9025		0.05		0.23	
11	磁気トルカ1		銅+心材(黒色加工)		1979		0.86		0.95	
12	磁気トルカ2		銅+心材(黒色加工)		1979		0.86		0.95	
13	磁気トルカ3		銅+心材(黒色加工)		1979		0.86		0.95	
14	OBCボックス		アルミニウム		175100		0.05		0.23	
15	電源ボックス		アルミニウム		37600		0.05		0.23	
16	スターセンサ		アルミニウム		48394		0.05		0.23	
17	球殻タンク1		アルミニウム		31517		0.05		0.23	
18	球殻タンク2		アルミニウム		31518		0.05		0.23	
19	球殻タンク3		アルミニウム		31519		0.05		0.23	
20	球殻タンク4		アルミニウム		31517		0.05		0.23	
21	スラスタ		アルミニウム		23520		0.05		0.23	
22	衛星分離部		アルミニウム		227879		0.05		0.23	
23	送受信機		アルミニウム		59400		0.05		0.23	
24	ダイプレクサ		アルミニウム		19980		0.05		0.23	
25	GPSアンテナ		ガラスエポキシ		3282		0.07		0.8	
26	GPS受信機		ガラスエポキシ		6299		0.07		0.8	
27	カプセル分離機構		アルミニウム		62166		0.05		0.23	

## 謝辞

本解析書を作成するにあたり、IHI エアロスペースの森崎浩武様、JAMSAT の金子明様、日本大学宮崎研究室の宮崎康行教授、阿部研究室の阿部新助准教授、そして宮崎研究室の皆様にご協力をいただきました。この場をお借りして御礼申し上げます。

## [参考文献]

文章全般

茂原正道 鳥山芳夫共著「衛星設計入門」培風館  
宮崎康行著「人工衛星をつくる」オーム社  
宮崎康行作成「宇宙機設計授業資料」  
「衛星設計コンテスト技術資料」

[1]山岸明彦(2011)「たんぽぽ計画:有機物・微生物の宇宙曝露と宇宙塵・微生物の捕集」『日本惑星学会誌』vol.20,No.2

[2]株式会社 KDA PVDF 物性表 3  
「[http://www.kda1969.com/pla\\_material/pla\\_material\\_pvdf2c.htm](http://www.kda1969.com/pla_material/pla_material_pvdf2c.htm)」

[3]小野昌孝編 「JIS 使い方シリーズ接着と接着剤選択のポイント」財団法人日本規格協会 ,2008

[4] 奥平恭子 野口高明 矢野創(2007)「エアロジェル捕獲飼料を評価するための超高速衝突度実験」『遊・星・人日本惑星科学学会誌』

[5] NASA LDEF INTERCOSTAL DATA AND PLOTS  
「[http://curator.jsc.nasa.gov/seh/ldef/by\\_rows.txt](http://curator.jsc.nasa.gov/seh/ldef/by_rows.txt)」

[6]舟久保熙康著「形状記憶合金」産業図書 ,1984

[7]Nobuaki Ishii, Koju Hiraki, Tetsuya Yamada, Yoshihumi Inatani, Masahisa Honda(2003)「System Description and Reentry Operation Scenario of MUSES-C Reentry Capsule」『Capsule System Analysis and Reentry Flight Scenario』

[8]山田哲哉, 石井信明, 稲谷芳文, 山田和彦, 平木講儒(2012)「はやぶさカプセルの技術と再突入飛行」『日本航空宇宙学会誌』

[9]田中俊輔(2005)「再突入宇宙機の軌道と誘導」『宇宙航空研究開発機構開発報告』

[10]大矢晃示, 松田聖路, 石井信明(2005)「USERS カプセルの再突入飛行とその姿勢運動」『宇宙航空研究開発機構研究開発報告』

[11]久保田弘敏, 鈴木宏二郎, 綿貫忠晴共著 「宇宙飛行体の熱気体力学」東京大学出版会 ,2002

[12]河崎俊夫 「宇宙航行の理論と技術」 地人書館 ,1986

[13]加藤純郎, 奥山圭一, 西尾誠司, 坂田隆司, 浜一守, 稲谷芳文(2002) 「再突入回収カプセル用アブレータ材の炭化アブレーション数値解析」『日本航空宇宙学会論文集 vol.50』

[14]秋山弘光, 山上隆正, 岡部選司, 前田太郎 (1973)「二段パラシュート方式によるゴンドラの急速降下」『東京大学宇宙航空研究所報告』

[15]株式会社キュービックアイ  
「<http://www.cubic-i.co.jp/>」

[16]Marcel.J.Sidi 著 「Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach (Cambridge Aerospace Series)」 Cambridge University Press ,2000

[17]佐藤孝著 「ハニカム構造材料の応用技術<上巻>」 シーエムシー ,1995

[18]日本機械学会著「JSME テキストシリーズ材料力学」日本機械学会 ,2007

[19]大島耕一, 松下正, 小林康徳, 根岸完二 「熱設計ハンドブック」朝倉書店 ,2007

Table13. 7 質量配分表

システム	名称	外寸[mm]	個数	質量[g] × 個数	品番	会社
ミッション系	アプレータ	φ400×180	1	5283		
	エアロゲル	150×200×30	2	408		United Nuclear
	PVDF					
	展開腕	□15×200	2	75		
	ARGOS	80×32×23	1	30	CTX641-010	CORE
	パラシュート	φ1500	1	1500		自作
	配管			1000		
	燃料			5340		
	電磁弁	φ20×47	5	350	USB2-M5-1	CDK
	レギュレータ	φ20×65	1	150	NR-10	NTG
	スラスト	42.5×160.5×79	4	1840	ACT-45	RAFAEL
	タンク	φ146	4	3404		自作
	加圧タンク	φ40×130	1	236		NTG
	カプセル構体			6030		
通信系	通信機	198×120×38.8	1	1650		明星電気
	ダイプレクサ	71×120×30	1	440		ディエステクノロジ
	パッチアンテナ	82×82×20	2	80		SURREY
制御系	スターセンサ	147×80×77	1	510	AxelStar-2	Axelspace
	精太陽センサ	34×32×21	6	210	SS411	SSBV
	温度センサ	φ1.8×5	20	1.04	PT-111	東陽テクニカ
	磁気センサ	38.1×38.1×22.3	1	98	HMR2300	Honeywell
	GPS	73.0×41.0×14.5	1	68	AxelNav-1	Axelspace
	GPS用アンテナ	52.0×30.0×10.5	1	30	AxelNav-1	Axelspace
	磁気トルカ	φ9×70	3	90		自作
	リアクションホイール	φ98×57	3	2940	N-RW0.3	Nestra
電源系	太陽パネル	78×78×1	71	5.964	XTJ	Spectrolab
	バッテリー	55×51.9×4.9	20	1800	UF495255ST	Panasonic
	バッテリーボックス	100×100×100	1	1600		
構体系	Al パネル+x	460×385×10	1	1120		
	Al パネル-x	460×385×10	1	1137		
	Al パネル+y	400×460×15	1	1178		
	Al パネル-y	400×460×15	1	1178		
	ステンレスパネル+z	400×460×15	1	1626		
	Al パネル-z	400×460×15	1	1066		
	内部 Al パネル	385×210×20	1	545		
ロケットインターフェース	φ239×50	1	1120			
その他	OBC 基盤ボックス	150×250×50	1	5000		
	質量マージン			4020		
	衛星全質量			50kg		