

第 18 回衛星設計コンテスト設計の部 衛星設計解析書

## ブラックアウト回避実験衛星「TWIN S」

名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻

西面 敦義 犬飼 耕平 服部 友哉

名古屋大学工学部機械・航空工学科航空宇宙工学コース

青野 正寛 市原 大輔 上野 宙輝 岡原 卓矢

栗原 理也 鈴木 秀明 森 拓也

### 1 ミッションの目的と意義

#### 1.1 ミッションの目的

宇宙機は大気圏に再突入する際、再突入前の宇宙空間における運用時と大きく異なる過酷な環境に曝される。主なものは希薄大気中をマッハ約 20 以上で飛行することによって生じる空力加熱であり、機体前面の温度は数千度に達する。機体周りの空気は温度が上昇すると解離反応を起こし、さらに温度が上昇すると一部が電離反応を起こしてプラズマ状態となる。発生したプラズマは宇宙機全体を包み込み、このプラズマが電波を反射、散乱するため、宇宙機と外部システムとの通信環境が遮断されてしまう。空力加熱に付随して生じるこの現象はブラックアウト（通信途絶）現象として知られており、再突入時に高度約 80～50km 辺りで発生する。ブラックアウト現象が発生する様子を図 1 に示す。

再突入が宇宙往還機にとって最も危険なフェーズであると言われる理由は、空力加熱や急激な減速に加えてこのブラックアウト現象にある。外部との通信が遮断されると、地上局からの指令が届かなくなりこの間は自立航行系に頼らざるを得ず、また GPS 信号が受信できないため機体の位置を把握できない。そして地上局における機体の異常検知の遅れが重大事故につながる危険性もある。

ブラックアウトを低減・回避する方法はこれまで様々なものが提案されているが、わが国ではそのどれに関しても実際に再突入機を用いた実験や検証がまだ行われていない。近い将来、国産宇宙往還機を開発するためにはブラックアウト回避は解決すべき課題であり、実験データのニーズは今後高まることが予想される。また、有人宇宙機の開発には高い信頼性を保証するために大量の予備

実験が必要となるので、比較的安価な小型衛星を用いることはコスト面で有利である。

本衛星は、ブラックアウト現象の回避方法として有力視されている求電子剤を散布する方法について、ブラックアウトが起こる高度で再突入カプセルを用いたプラズマ電子数密度の低減実験およびデータ取得を行い、将来の小型、軽量でかつ安全な宇宙往還機の解析、設計方法の確立に役立つデータを提供することを目的とする。図 2 に求電子剤の散布によってブラックアウトが回避される様子を示す。

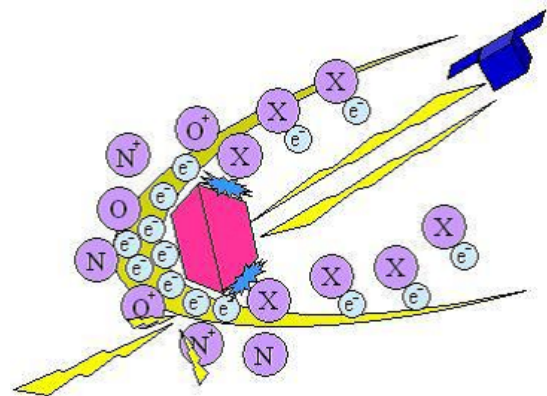


図 2: 求電子剤 (X) の効果

#### 1.2 ミッションの意義

本ミッションの意義として以下の 3 点が挙げられる。

1. 本ミッションでは求電子剤を散布するものとし、ないものの 2 種類のカプセルを用いた対照実験を行う。この実験より得られるカプセル

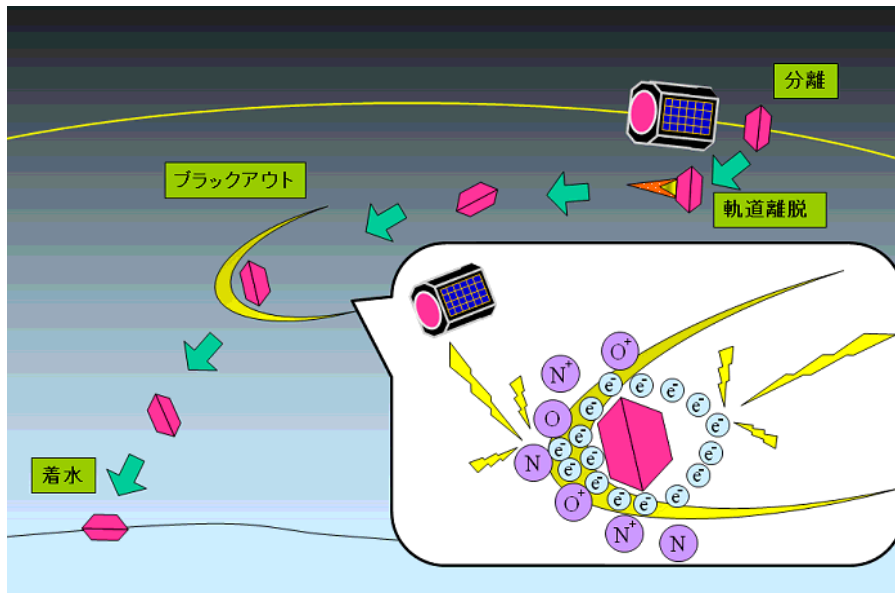


図 1: ブラックアウト発生の様子

のアンテナ付近の電子数密度データから求電子剤がどの程度ブラックアウト回避に効果があったのかを定量的に知ることが出来る。風洞など地上の実験装置でブラックアウトの状態を再現し、求電子剤の効果を検証することは困難なため、小型衛星を用いて実際に再突入実験を行うことには大きな意義がある。

2. 本ミッションで得られる実験データはブラックアウトの解析モデルの評価や、より精度の良い解析法の開発に役立てることが出来る。
3. 小型衛星を用いて2つのカプセルを地球周回軌道から離脱、再突入させるにあたり、カプセルのサイズや軌道離脱の精度に制約が生じる。そのため落下地点の誤差楕円を USERS や MUSES-C のような長半径数 km ~ 数十 km に収めるのは難しく、通信と回収が容易な陸地や沖合いに落下目標を設定すると居住区域に落下する可能性が生じ、危険である。本ミッションではカプセルの回収は行わないが、着水するまでにカプセルが得られた実験データを衛星に送信することで陸上の地上局から遠く離れた海上を落下目標にした再突入実験及びデータ取得を行うことを可能にする。再突入実験の方法としては新しく、ユニークで簡便であり、技術が確立、普及されれば再突入実験の機会の増加が期待される。

## 2 ミッション部の設計

### 2.1 ミッションの概要

#### 2.1.1 ミッションの定義

本衛星のミッションを

「対照実験による大気圏再突入時におけるブラックアウト現象に対する求電子剤散布効果の定量的測定と実験結果の取得」

と定義する。再突入体周りのプラズマ電子数密度の分布は高度や速度、突入体の大きさ、形状等によっても変わるため、求電子剤の効果を定量的に測定するには同質量、同形状のカプセルを用いた対照実験が必要となる。また、本ミッションではカプセルの落下目標地点を陸地から遠く離れた海上に設定する。カプセルと地上局が直接通信するのは難しいため、カプセルが記録した実験データを上空の衛星が中継し、衛星から地上局に実験データを送信する方法をとる。カプセルの回収は行わない。

#### 2.1.2 ミッションの流れ

ミッションの流れを以下に示す。

1. H-2A ロケットのピギーバックとして軌道投入、初期姿勢捕捉と機器の動作確認後定常運用モードに移行する。

2. 軌道離脱予定地点を通過する前に1つめのカプセルを分離し、衛星とカプセルの距離を十分広げておく。軌道離脱予定地点でカプセルの固体ロケットモータを点火し、カプセルのみ弾道軌道に遷移する。
3. カプセルに搭載された静電プローブでアンテナ付近のプラズマ電子数密度を測定する。プラズマ電子数密度が所定の値を超えると、設定時間後にカプセル側面から求電子剤を散布する。
4. カプセルのGPS情報の回復をもってブラックアウトが終了したとみなし、着水時までカプセルの記録データを衛星に送信する。
5. 衛星は地上局の上空を通過する時にカプセルから受け取ったデータを送信する。
6. 2~5をもう1つのカプセルについて行う。

### 2.1.3 ミッション要求

各部へのミッション要求は様々あるが、その中でも本ミッション特有のものを以下に挙げる。

- 落下地点に洋上を選択できる軌道であること
- $\Delta V$  の誤差を小さくし、誤差楕円をなるべく小さくすること
- 再突入時の空力加熱に耐えること
- カプセルに搭載可能な水の量で、その散布効果が確認できる周波数のブラックアウトを評価する実験系であること
- 実験終了時にカプセル-衛星間の通信に十分な時間がとれること

## 2.2 再突入カプセルの形状設計

大気圏再突入カプセルは地球周回軌道で分離されたのち、軌道離脱モータにより減速され大気圏へ弾道で突入する。その際およそ  $8[\text{km/s}]$  という速さで地球大気へ突入してくるカプセル周りの流れは極超音速領域であるため、カプセルの形状設計にあたっては空気力学的な条件と熱力学的な条件を考慮する必要がある。

カプセル周りの気体を粒子と仮定したとき、カプセルのノーズにぶつかった気体粒子がノーズと

の接触面に垂直な成分の力積を与えるとすると、重心位置をノーズの曲率中心よりも前面に設計すれば、カプセルは流れに対し常に頭を向ける方向に力が作用するため空力安定が達成できる。

また、ノーズの曲率半径はカプセル耐熱設計の際に輻射加熱率やアブレータの損耗量に影響する。そのためアブレータに入る熱流速の計算、アブレータの初期厚みの設定を行うためノーズ半径を決める必要がある。

以上を考慮した上で、衛星に搭載できる高さ、直径を設定した。カプセル外形の諸元を表1に示す。また断面図を図3に示す。

表 1: カプセル外形諸元

ノーズ曲率半径 [mm]	200
高さ [mm]	150
直径 [mm]	300
重量 [kg]	5.2
アブレータ最大厚み [mm]	30
アブレータ最小厚み [mm]	25

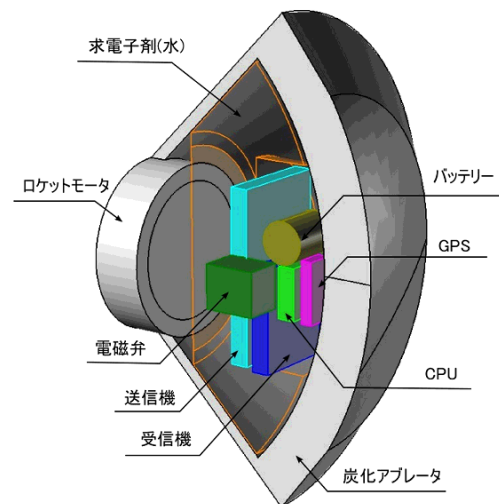


図 3: カプセルの断面図

カプセルの外形が決定したのちに極超音速域、超音速域-亜音速域に分けてカプセルの抵抗係数を計算する。その際に極超音速域ではニュートン流近似を用いて計算し、超音速域-亜音速域ではCFD、風洞試験結果を用いる。

極超音速ではニュートン流近似を行う。ニュートン流近似は気体を粒子と仮定し、カプセルに衝突した気体はカプセルとの接触面に垂直な成分の運動量分をカプセル表面の圧力として与える。一

様流中に角度  $\phi$  [rad] 傾いた板を置いた場合の運動量損失は次のように与えられる。

$$\delta(MV) = \rho_{\infty} V_{\infty} \sin \phi \times V_{\infty} \sin \phi = \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \sin^2 \phi$$

カプセル表面での圧力上昇は気体の運動量損失と一致するので

$$p - p_{\infty} = \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \sin^2 \phi$$

よって圧力係数  $C_p$  は

$$C_p = \frac{p - p_{\infty}}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2} = 2 \sin^2 \phi$$

修正ニュートン流近似を用いると圧力係数は

$$C_p = C_{pmax} \sin^2 \phi$$

$$C_{pmax} = \left[ \frac{(\gamma + 1)^2}{4\gamma} \right]^{\gamma/(\gamma-1)}$$

と表すことができ  $\gamma = 1.4$  の場合

$$C_p = 1.839 \sin^2 \phi$$

となる。

これよりノーズの半頂角  $\theta$ ，曲率半径  $R$  を用いると抵抗係数  $C_D$  は

$$C_D = \frac{1}{2R\theta} \int_{-\theta}^{\theta} C_p \sin \phi d\phi$$

$$= \frac{1.839}{\theta} \left( \sin \theta - \frac{1}{3} \sin^3 \theta \right)$$

$$= 1.368 \quad (\theta = \frac{\pi}{4})$$

超音速域-亜音速域での抗力係数  $C_D$  は次のようになる。本衛星のカプセルは形状が MUSES-C の再突入カプセルを参考に行っていることから、超音速～亜音速の空力特性に関しては MUSES-C のものを引用した。本格的な基本設計に移る前に、本衛星カプセルの風洞試験・数値計算解析を行い、空力特性をしっかりと取得する必要がある。これらの得られた抗力係数を用いてカプセルの弾道軌道の計算を行う。

## 2.3 カプセルの軌道

本ミッションを満たすカプセルの軌道の検討を行う。本ミッションで衛星から射出されたカプセルの軌道に要求される事は地球に落下し、ブラックアウト後に衛星と通信可能な位置関係にあり、尚且つ落下地点が危険な場所でない事であると考えられる。

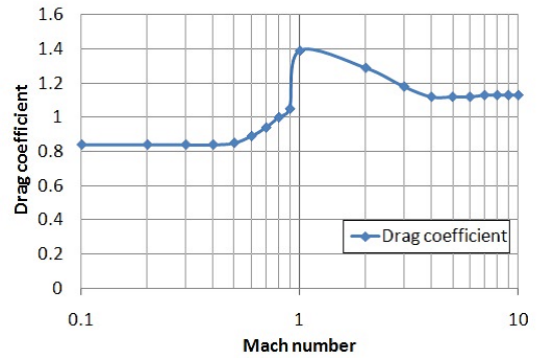


図 4: 抗力係数

### 2.3.1 大気密度モデル

カプセルは再突入をするので、軌道を考える上で大気密度を考慮することは非常に重要である。以下で行うシミュレーションの計算に用いた大気密度モデルは、文献から得られている高度と密度の値を補間したものを使用した。今回使用した大気密度モデルを図 5 に示す。

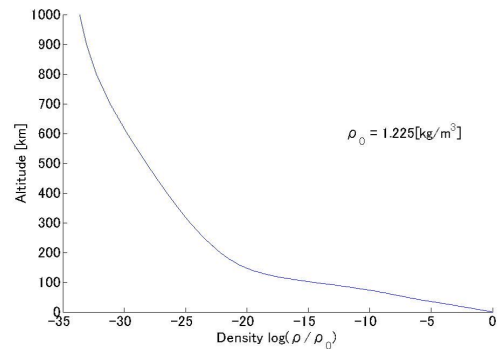


図 5: 大気密度モデル

### 2.3.2 音速

カプセルの抵抗係数はカプセルのマッハ数によって決まる。マッハ数は速度を音速で割ったものであり、音速は大気の状態つまり高度によって変化する。音速と高度の関係は参考文献のデータを補間して使用した。今回使用した音速のデータを図 6 に示す。

### 2.3.3 シミュレーション

カプセルの軌道をシミュレーションするにあたって、大気による空気抵抗や  $J_2$  項を考慮しなくて

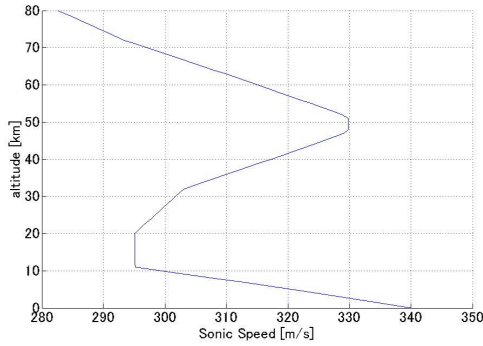


図 6: 音速-高度

はならないので，単純な運動方程式を立てて解くことは非常に困難である．そこで，コンピュータによる数値計算を用いてシミュレーションを行った．ここでは，どのような数値計算を行ったかを簡単に示す．

まず，決定した軌道要素から位置と速度を求め，大気による空気抵抗や  $J_2$  項から加速度を求める．空気抵抗による加速度  $\alpha_{air}$  は次のように求められる．

$$\alpha_{air} = \frac{D_{air}}{m} = -\frac{1}{2m} \rho_{air} V^2 S C_D \hat{V}$$

$D_{air}$ : 空気抵抗     $m$ : 質量     $\rho_{air}$ : 大気密度  
 $V$ : 速度     $S$ : 代表面積     $C_D$ : 抵抗係数  
 $\hat{V}$ : 速度方向の単位ベクトル

これにより，位置の変遷をルンゲクッタ法によって求めることができる．今回は 6 次のルンゲクッタ法を用いて計算した．

### 2.3.4 軌道

射出前のカプセルは衛星と同じ軌道で運動しており，ある点で衛星から切り離して速度変化  $\Delta V$  を与えることによってカプセルの軌道を地球に落下する軌道に変化させることを考える．今，射出時の軌道要素を次のように仮定する．

軌道長半径  $a = 6678.142[km]$   
 離心率  $e = 0$   
 軌道傾斜角  $i = 30[deg]$   
 昇交点赤経  $\Omega = 0[deg]$   
 近地点引数  $\omega = -$   
 真近点離角  $\nu = 0[deg]$

この時  $\Delta V = 100[m/s]$  を速度ベクトルの負方向に与えると，2125[s] で 13154[km] の距離を移動し

て地球に落下する．軌道のシミュレーション結果を図 7 に示す． $\Delta V$  が小さすぎると，落下時間が長くなりブラックアウト終了後の衛星とカプセルの相対距離が大きくなってしまふので，通信が取れなくなってしまう可能性がある．また，シミュレーションによると  $\Delta V = 50[m/s]$  とした時には，カプセルが地球に落下せずに楕円軌道に遷移する結果となった．逆に  $\Delta V$  が大きすぎると，必要となる推力も大きくなってしまふので燃料も多量に必要となってしまう．以上のような理由から  $\Delta V = 100[m/s]$  とするのが適当であると判断した．

### 2.3.5 落下地点

仮定した条件下でカプセルが地球上に落下する地点を予測し，その地点を危険でない場所に設定する．そのために落下地点の誤差楕円を考える．まず  $\Delta V$  の方向が速度ベクトルの負方向から  $10[deg]$  ずれた場合と  $20[deg]$  ずれた場合を考え，落下地点の誤差楕円を図 8 に示す．さらに，ロケットモータの推力が十分に出なかった場合を考慮し， $\Delta V = 90[m/s]$  の場合も同様にして誤差楕円を図 9 に示す．図中の  $x$  軸は経度（東経を正）， $y$  軸は緯度（北緯を正）を表している．この結果と世界地図を照らし合わせて落下地点に適した場所を探す．本ミッションではカプセルを回収しないため，落下地点を海に設定しても問題は無い．従って， $\Delta V$  の方向の許容誤差を  $10[deg]$ ，大きさの許容誤差を  $\Delta V = 90[m/s]$  までと決め，それらの誤差による落下地点のシミュレーション結果がすべて含まれる範囲を最終的な誤差楕円とした時に，地球上でこの誤差楕円の範囲に人がいるような場所が無く，ほぼ全域が海になるように落下地点を決定する．カプセルに  $\Delta V$  を与える位置を，真近点離角  $\nu = 60[deg]$  と  $\nu = 240[deg]$  の位置とし，それが地球上の東経  $130[deg]$  の地点の上空であると仮定した場合の落下地点と誤差楕円を図 10 に示す．ここで最初の東経がずれると誤差楕円もその分だけ平行移動するだけなので，図 10 から  $\pm 10[deg]$  程度ずれても問題無いことが分かる．以上より，カプセルに  $\Delta V$  を与えるタイミングは，カプセルの真近点離角が  $\nu = 60[deg]$  または  $\nu = 240[deg]$  で，東経  $130 \pm 10[deg]$ ・北緯または南緯  $26[deg]$  の地点の上空に位置した時で良いことが確認された．ここで，緯度の値は  $i \times \sin(\nu)$  として計算した．

次に，その位置にカプセルが来ることが出来るかどうかを確認する． $\Delta V$  を与える前のカプセル

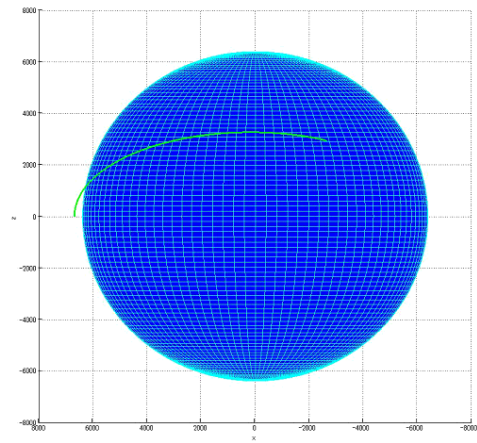
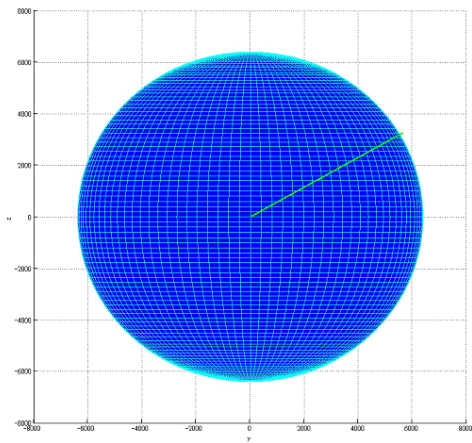
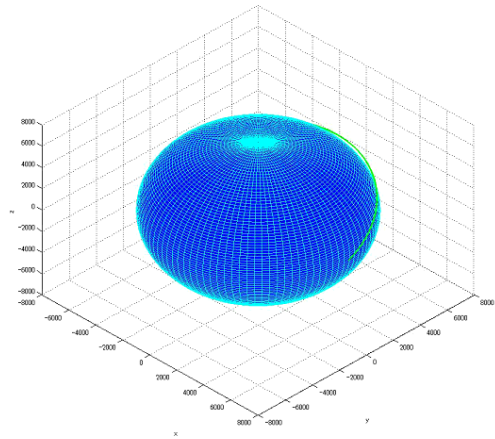
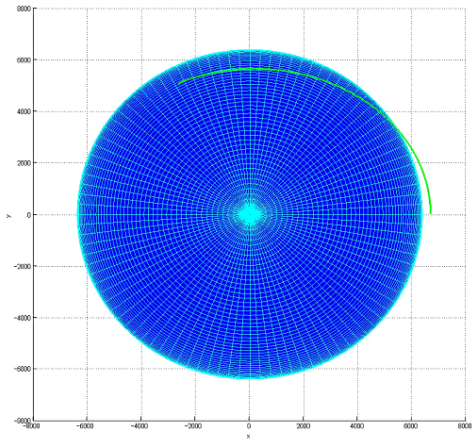


図 7: カプセルの軌道

は前に仮定した軌道要素で運動しているのので、軌道周期  $T$  は次のように計算される。

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = 5431[s] = 1.5086[h]$$

地球は自転によって1時間で経度が  $15[deg]$  だけずれていく。従って、カプセルは一周すると  $15[deg] \times 1.5086 = 22.63[deg]$  だけ経度がずれる。これを利用すればカプセルは  $\Delta V$  を与えるのに適した位置に来ることが出来ると考えられる。

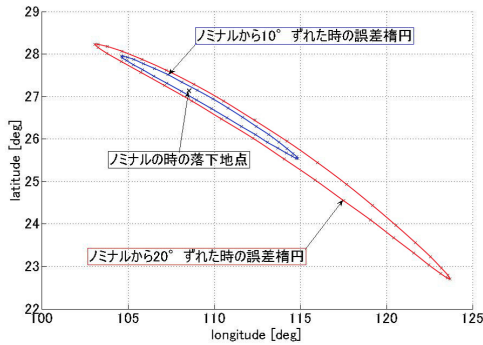


図 8: 誤差楕円 ( $\Delta V = 100[m/s]$ )

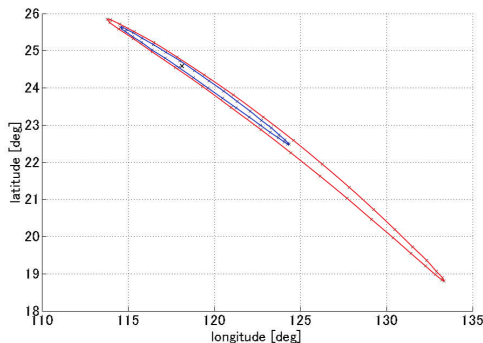


図 9: 誤差楕円 ( $\Delta V = 90[m/s]$ )

## 2.4 軌道離脱

### 2.4.1 軌道離脱方法

本衛星では、カプセルのみを弾道軌道に遷移させるため、ロケットモータはカプセル側に搭載する。ロケットの推進剤は固体、一液式、二液式があるが、重量および容量の制限から固体推進剤を採用する。固体ロケットは一度点火すると推力調整がきかないので、落下誤差楕円に大きく影響する  $\Delta V$  の角度を本来は適切に制御する必要がある

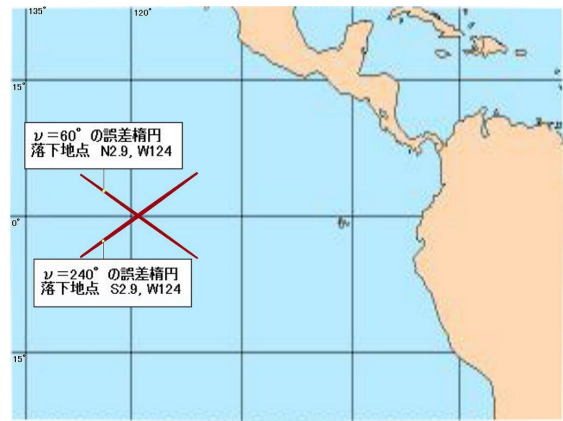


図 10: 誤差楕円

表 2: 固体推進剤の仕様

推進剤組成	過塩素酸
	アンモニウム (68%) アルミニウム (16%) 末端カルボキシル基 ポリブタジエン (14%)
比重 $\rho[kg/m^3]$	1700
燃焼温度 [K]	3100
真空中比推力 $I_{sp}[s]$	295
燃焼速度 [mm/s]	5 ~ 9

が、本ミッションのカプセルには姿勢制御アクチュエータを搭載する余裕がない。そこで衛星本体をスピンさせた状態からカプセルを射出し、あらかじめ与えられたジャイロ剛性によってロケットモータからの姿勢擾乱を抑えることにする。

### 2.4.2 ロケットモータの設計

参考文献 [10] に記載のデータを参考にロケットモータを設計する。推進剤は燃焼速度が遅いコンポジット推進剤のうち、燃焼温度が比較的低い組成のものを使用する。選定した推進剤の性能特性を表 2 に示す。比推力は少し低めに見積もって  $250[s]$  とする。

#### 推進剤の必要量

必要な推進剤の重量は構造重量を  $m_0 - m_{grain}$  とすると

$$\Delta V = I_{sp}g \ln \frac{m_0}{m_0 - m_{grain}}$$

でもとめられる． $g, m_0$  はそれぞれ重力加速度，初期質量である．これより

$$m_{grain} = 0.21[kg]$$

が得られる．

#### 燃焼形態・燃焼時間

点火直後はカプセルと衛星の距離が比較的近いいため，推力は徐々に上昇するほうが燃焼ガスによる衛星への外乱が小さくなるため望ましい．そこで，内側から燃焼して徐々に燃焼面積と推力を上げていく内面燃焼の形態をとる．推進剤の搭載箇所を図 11 に示す．ここで  $D_1 = 0.08[m]$  ,  $D_2 = 0.02[m]$  ,  $L = 0.03[m]$  である．燃焼速度を  $5[mm/s]$  一定とすると燃焼時間は

$$\frac{D_1 - D_2}{2} \times \frac{1}{5} = 6[sec]$$

となる．

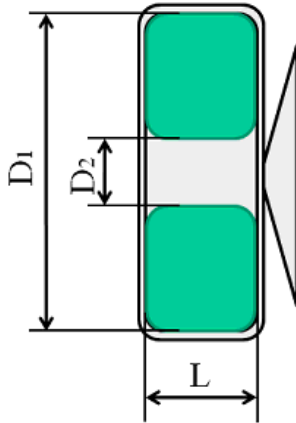


図 11: 推進剤の搭載箇所

#### 2.4.3 カプセルの姿勢

ロケットモータの噴射に伴う姿勢擾乱による推力方向の乱れを押さえるために，予め衛星から軸方向角速度を与えておくがその必要角速度を計算する．ロケットモータの推力軸のずれを図 12 のように設定する．運動方程式および生じる外乱トルクは次式で表される． $[\ ]_b$  はカプセルの慣性主軸に固定された座標系から見た成分表示をするという意味である．

$$I \left[ \frac{d\omega}{dt} \right]_b = [\tau]_b - [\omega \times (I\omega)]_b$$

$$\tau = F \sqrt{l^2 + r^2} \sin \left( \frac{\pi\alpha}{180} + \tan^{-1} \frac{r}{l} \right)$$

$$\frac{dF}{dt} = \frac{dm}{dt} I_{sp} g$$

$I$	: 慣性モーメント [ $kg \cdot m^2$ ]
$\omega$	: 角速度 [rad/sec]
$\tau$	: 外乱トルク [N · m]
$F$	: 推力の大きさ [N]
$l$	: ノズル - ノミナル重心間の距離 [m]
$r$	: ノミナル重心からのずれ [m]
$\alpha$	: 推力軸の誤差 [deg]
$m$	: 推進剤質量 [kg]
$I_{sp}$	: 比推力 (=250[sec])
$g$	: 重力加速度

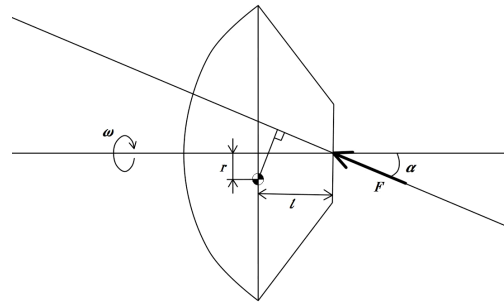


図 12: 外乱トルクの発生

ここで  $I = \text{diag}(0.0675, 0.0450, 0.0450)$  ,  $l = 0.10$  ,  $r = 0.01$   $\alpha = 3$  と設定する．落下地点の誤差楕円を設定された範囲に収めるには速度方向と推力軸の誤差を平均  $10[deg]$  以内に抑える必要がある．推力は図 13 に示すように時間経過に従って上昇するので，燃焼終了時刻付近の角度誤差の値が重要である．燃焼終了 1 秒前からの速度方向と推力軸の最大誤差とスピン角速度の関係を図 14 に示す．図 14 より，衛星・カプセルのスピンレートは  $50[rpm]$  以上必要であると判断できるため，カプセル射出時のスピンレートは  $50[rpm]$  とする．

## 2.5 カプセルの耐熱設計

### 2.5.1 空力加熱防御方法

物体が高速で飛行する際，気流の持つ高いエンタルピーのため物体は過酷な空力加熱を受ける．すなわち図 15 のように物体の前方には強い衝撃波が形成され，衝撃波後方で圧力と温度の上昇が大きいことから，そこから気体中を伝わる対流加熱と衝撃波後方の高温気体を熱源として直接伝達される輻射加熱の 2 つの加熱モードが生じる．このような空力加熱環境から物体を保護するため適



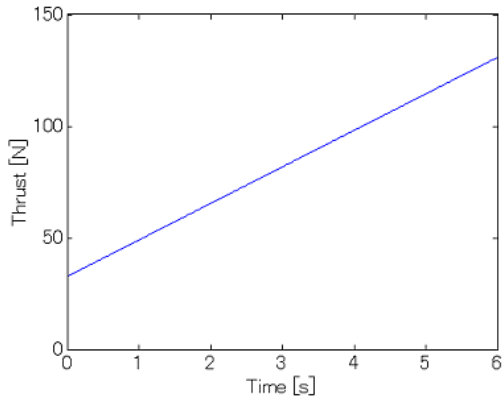


図 13: ロケットモータの推力

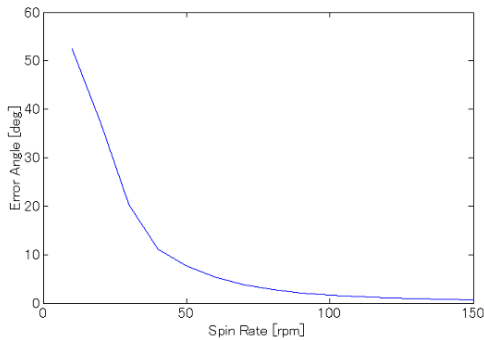


図 14: 速度方向と推力軸の最大角度誤差

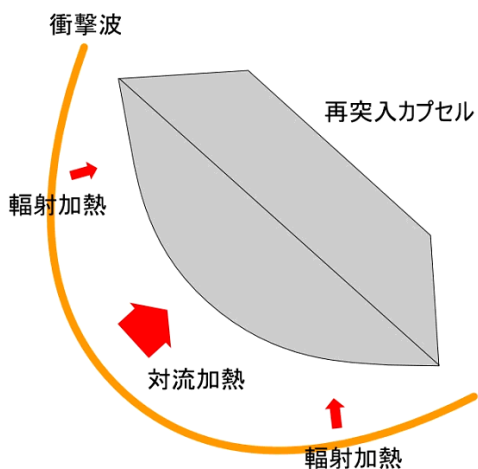


図 15: 加熱モード

切な熱防御システムが必要である．図 16 はこのような環境に用いられる熱防御システムの系統を示している．熱防御システムは受動的な方法および能動的な方法の 2 種類に大別される．飛行体の熱防御システムは地上におけるものとは異なり，重量に対する制限が厳しいので，加熱時間，熱防御効果およびコストなどのトレードオフによってどのような形態をとるかを決めることが重要である．その中で今回はアブレーション冷却法を採

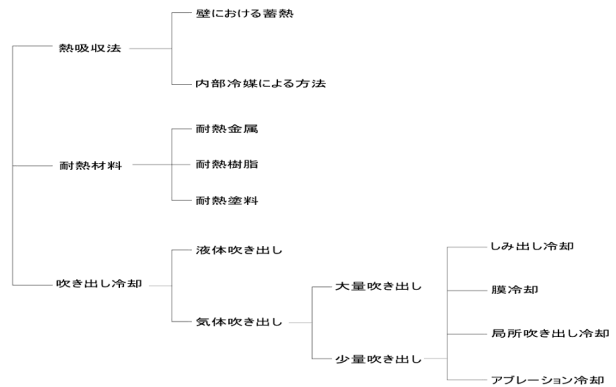


図 16: 空力加熱防御方法

用する．その理由としては地球周回軌道からの回収カプセルや惑星大気圏に突入する探査衛星など再使用を必要としない大気圏再突入宇宙飛行体において数多くの実績があり，信頼性，耐熱性，軽量性，低コスト性の点で優れた空力加熱防御方法であるためである．図 17 に炭化アブレータの概念図を示す．

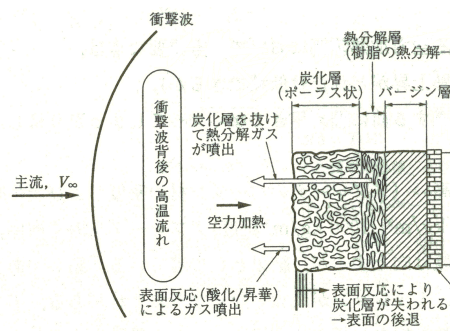


図 17: 炭化アブレータ

- アブレータ表面が加熱されて高温になると内部の樹脂が熱分解反応（主に吸熱反応）を起こして炭化し，熱分解ガスを発生させる．炭化した樹脂は周辺の強化繊維等とともに多孔質の炭化層を形成し，熱分解ガスは炭化層を

通過して表面から外部に噴出する．

- 熱分解ガスは炭化層を通過する際に炭化層から熱エネルギーを奪うとともに，表面からの噴出により外部から入る熱の一部をブロックする．
- 炭化層の表面は熱化学的プロセス（酸化昇華，溶融，蒸発）や力学的プロセス（破砕（Spallation））により損耗する．表面反応で生成したガスは，熱分解ガスと同様，その噴出により空力加熱の一部をブロックする．
- 高温の炭化層表面から輻射エネルギーが放出される．

### 2.5.2 アプレータの設計

再突入力プセル用アプレータの軽量設計を行うためにはアプレータの耐熱特性データに基づいてアブレーション解析を行って再突入条件下におけるアプレータの内部温度，表面損耗，重量損耗等の耐熱性能を推定することが不可欠である．そこで

step1:対流と輻射による機体への熱入力を算出

step2:アプレータ内部の熱伝導を計算し，カプセル底面の温度を算出

という2ステップで計算した．

step1:機体への熱入力を算出

まず，アプレータ表面でのエネルギーバランスは

$$q_{in} = q_{conv} + q_{rad} - \dot{m}_{sub} h_{sub}$$

のように表せる．左辺はアプレータに入る正味の熱流速を，右辺第1項は対流加熱率，第2項は輻射加熱率，第3項はアブレーションによる冷却率を表す．対流加熱率について運動エネルギーが速度  $V$  の2乗に比例し，単位時間に前方の  $V$  の長さ分の柱内の体積が機体に衝突することを考えると，空力加熱（正確には対流空力加熱）率は速度の3乗に比例するはずである．この他に空気の密度と境界層の形状に左右され，後者は機体のサイズを示す代表長さとしてのカプセル先端の曲率  $R_N$  の  $1/2$  乗に反比例する．実在気体として化学反応を考慮し，各種風洞実験データにより修正を加えた空力加熱推算式がいくつか存在するが，その中でも Detra-Kemp-Riddell の式を用いる．この式は軌道から決まる速度  $V$ ，大気密度  $\rho$  を用いて対

流空力加熱を見積もることができるので，設計上非常に有用である．

$$q_{conv} = \frac{110.35}{\sqrt{R_n}} \sqrt{\frac{\rho}{\rho_s}} (h_s - h_w) [MW/m^2]$$

### 輻射加熱率について

Tauber らによる経験式を用いて，

$$\dot{q}_{rad} = 4.736 \times 10^2 R_N^\alpha \rho_\infty^{1.22} f(V_\infty) [MW/m^2]$$

$$a = \begin{cases} 1.072 \times 10^6 V_\infty^{-1.88} \rho_\infty^{-0.325} & \text{when } R_N \leq 1 \\ \min(0.6, 1.072 \times 10^6 V_\infty^{-1.88} \rho_\infty^{-0.325}) & \text{when } 1 \leq R_N \leq 2 \\ \min(0.5, 1.072 \times 10^6 V_\infty^{-1.88} \rho_\infty^{-0.325}) & \text{when } 2 \leq R_N \leq 3 \end{cases}$$

と書ける． $f(V_\infty)$  は速度の関数で  $V_\infty=8.0\text{km/s}$  では 1.5 である．

### アブレーションによる冷却について

表面損耗率  $m[\text{g}/\text{cm}^2/\text{s}]$  は Metzger による経験式を用いて，

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

と書ける．

淀み点における圧力，密度，温度については境界層解析による方法を用いる．図 18 に模式的に示したカプセル周りの流れ場を示す．

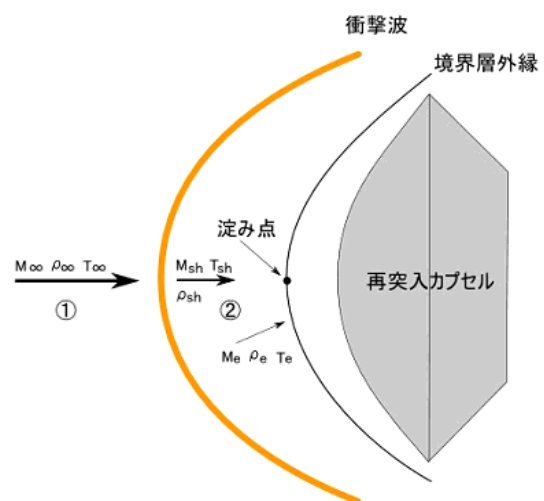


図 18: カプセル周りの流れ場

淀み線上の流れ①は衝撃波までは等エントロピー流と考えられるが，衝撃波前後でエントロピー

変化があり，それらの圧力，密度，温度はランキン・ユゴニオ関係式で関係づけられる．さらに衝撃波後方で境界層外端までの流れ②は等エントロピーと考えられる．よって

$$\rho_e = \rho_\infty \left[ \frac{(\gamma + 1)^2 M_\infty^2}{2(\gamma - 1) \frac{2\gamma}{\gamma - 1} M_\infty^2 - 1} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

$$\times \frac{\gamma + 1}{2} \frac{M_\infty^2}{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} M_\infty^2 + 1}$$

$$T_e = T_\infty \left( 1 + \frac{2\gamma}{\gamma - 1} M_\infty^2 \right)$$

となり，境界層外端の物性値は一様流のマッハ数，密度，温度，比熱比を用いて与えられる．

$q_{in}$  が機体表面から気流への再放射熱流速にバランスしていると仮定すると，その関係は

$$-\dot{q}_{in} = \epsilon \sigma T^4$$

であるから，表面温度  $T_w$  は

$$T_w = \sqrt[4]{\frac{-\dot{q}_{in}}{\epsilon \sigma}}$$

となる．以上より， $t$ (s) 間におけるアブレータの損耗量  $l$ (m) は

$$l = \frac{\dot{m}_{sub}}{\rho_{versin}} \Delta t$$

となる．

step2:アブレータ内部の熱伝導とカプセル表面温度

機体周りの流れ場は秒速数キロのオーダーであり，機体の代表長さは1メートル程度と見積もれるため時間スケールは1000分の1秒程度であるのに対し，アブレータ内の温度変化は1秒程度と見積もれる．そこで，アブレータ内部の伝熱は非定常での解析が必要である．アブレータ内部の温度を計算するために解くべき方程式は

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \kappa \frac{\partial^2 T}{\partial x^2}$$

であり，

- 初期条件： $T_{base} = 320(x, t > 0)$
- 境界条件： $T_{surface} = T_w(0, t > 0)$   
 $T_{base} = 320(L, t > 0)$

である．カプセル表面温度は内部機器の許容温度範囲から，320[K]とした．再突入過程においてアブレータの表面温度は高度80[km]付近から60[km]付近までの約80秒間は2000[K]を超える．この最も過酷な温度環境の中でカプセルの内部温度を320[K]に保つため，今回は厚さ30[mm]として計算した．

## 2.5.3 計算結果

まず，計算に用いたアブレータの諸元を示す．

密度:1300[kg/m<sup>3</sup>]

熱伝導率(積層方向):0.95[W/(m・K)]

比熱:950[J/(kg・K)]

放射率:0.75

図19に高度と加熱率を，図20に高度と機体温度を，図21に最大加熱時における機体表面の温度を，図22に同じく最大加熱時におけるアブレータ内部の温度を示す．確認のため最大空力加熱

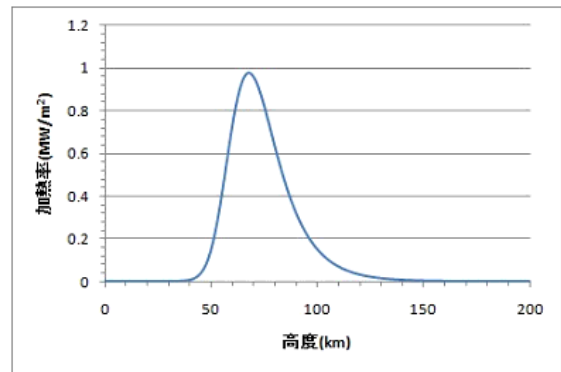


図 19: 高度-加熱率

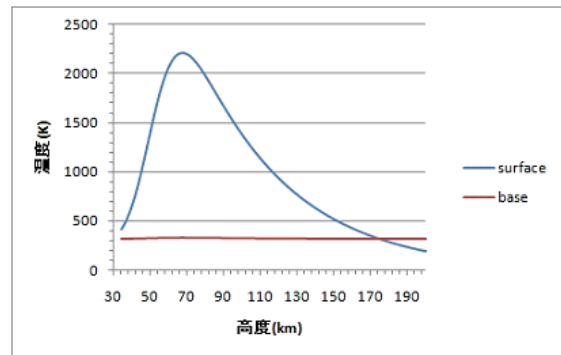


図 20: 高度-温度

時のアブレータ表面温度を Thermal Desktop を用いて推定した．その結果を図23に示す．図からも分かるように Excel による計算とほぼ一致している．これらの図から，再突入過程においてカプセルの内部温度は320[K]でほぼ一定であることが分かる．また，アブレータ表面の損耗量は計算により1.41[mm]となった．以上より，アブレータの使用によって再突入カプセルは一定温度に保てることが予想される．図21からも分かるように，最大加熱時においてカプセル表面の温度は淀み点を頂点としてカプセル外縁に行くにつれて下がって

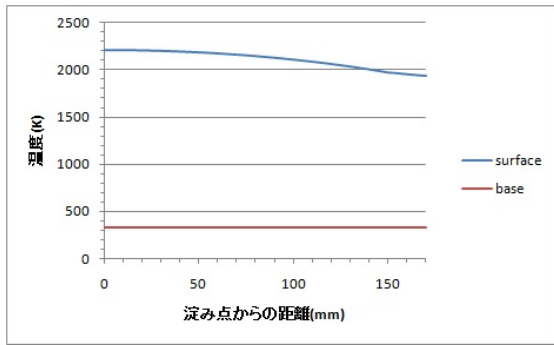


図 21: 表面温度分布

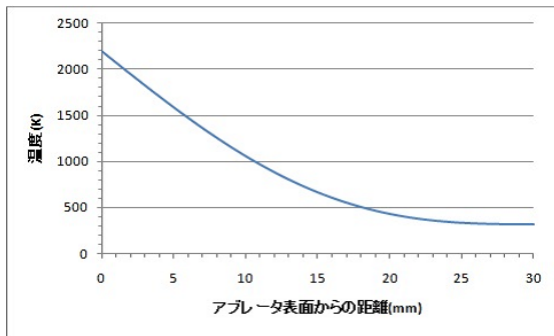


図 22: 内部温度分布

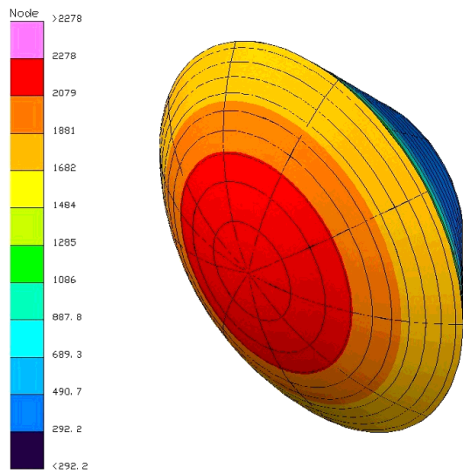


図 23: ThermalDesktop による計算

る. そこで重量を下げるためにアブレータの厚みは淀み点は 30[mm] 外縁部は 25[mm] とした.

カプセルの後半部分についてはサーマルデスクトップによるシュミレーションから最大加熱時に約 700[K] となることが分かった. そこで HOPE-X でも使用された可とう性セラミック断熱材を用いる. セラミック断熱材の物性値は

密度:  $130[\text{kg}/\text{m}^3]$

熱伝導率:  $0.1[\text{W}/\text{m}/\text{K}]$

比熱:  $1047[\text{J}/\text{kg}/\text{K}]$

炭化アブレータと同様に計算すると, 12[mm] の厚みが必要であることが分かった.

よってカプセル 1 個当たりの熱防御剤の重量は 2.68[kg] となった.

## 2.6 静電プローブ

大気圏再突入時のカプセル周りに発生する高温機体の電子数密度を測定するために, 静電プローブシステムをカプセル側面に搭載する. プローブシステムの取り付け位置を図 24 に示す. プローブシステムは OREX(1994) に搭載されたものと同様のものを採用する.

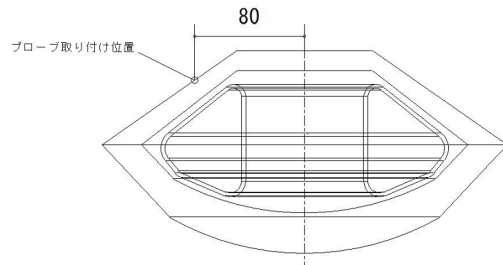


図 24: プローブシステムの取り付け位置

### 2.6.1 電子密度測定の方法

静電プローブで測定したイオン飽和電流から, イオン密度を計算することができる. プラズマにおいて, イオン密度は電子密度と等しい. イオン飽和電流は次のような過程を経て発生する. プラズマ中で, プローブにかかる電圧をマイナス側に下げていくと, プローブ周囲のイオンは加速され, 電子は減速する. 電界による荷電粒子の運動が, 熱運動よりも十分に小さいとき, イオンが過剰なシースがカプセルの周りに形成される. イオンの遮蔽効

果により、この領域の外では電界は0になる。シースの中に閉じ込められた強い電界により、電子はほとんどプローブに達しない。その結果、熱速度でイオンシースに飛び込んでくるイオンの数がプローブに流れる電流を決定する。ここで、電流の値は印加電圧によらず、一定の値に近づく。これがイオン電流である。Bohmのシース基準によると、イオンは電子温度で評価された熱速度でシースに飛び込んでくるので、ランダムイオン電流（シースの厚さを無視した理想的なイオン飽和電流） $I_r$ は次のように表せる。

$$I_r = \frac{ne_i v_+}{4} (2\pi R_p L)$$

ここでプローブの形状は円柱を仮定している。 $R_p$ はその半径、 $L$ は長さである。 $n$ はイオン数密度、 $e_i$ はイオンの電荷、 $v_+$ は電子温度で評価された熱速度である。 $v_+$ は次のように表せる。

$$v_+ = \sqrt{\frac{2kT_e}{M}}$$

ここで $k$ はボルツマン定数、 $T_e$ は電子温度、 $M$ はイオンの質量である。また、イオンは $NO^+$ とする。

ただし、シースの厚さによるプローブの表面積が実質的に増大することや、気流に伴ってイオン流速が増大することなどの理由により、実際に得られるイオン飽和電流はランダムイオン電流からずれる。本来、電子の並進温度を求めるためには、CFDと非平衡の化学反応を連成させた高度な数値解析を要する。本衛星では、過去の文献から得られたデータを参考にし、またプローブの設置位置が衛星の側面であることを考慮した結果、 $T_e$ を3000[K]と仮定して計算を行う。上式からわかるようにイオン飽和電流は電子温度の1/2乗に比例するため、電子温度の影響は小さいと判断した。なお、OREXでは、電子温度に関して、1温度モデルと並進温度と振動温度に分ける2温度モデルの両方が評価された。実際のフライトデータは1温度モデルの方に近い結果となったため、本衛星では1温度モデルを用いて評価する。

### 2.6.2 静電プローブの構造と材質

静電プローブシステムは、OREXに使われたものと同様のものを採用する。プローブシステムは、先端の負電極、側面の正電極、それらを支えて電氣的に絶縁する構造材から成る。正負電極はともにタングステンを採用する。負電極の形状は半径

0.1[mm]、突出高さ0.1[mm]、長さ5[mm]の半円柱である。正電極は、負電極側でイオン飽和電流が確保されるように十分大きな面積がとり、電極間の電位差は5Vに保つ。構造材はセラミック材シェーパルM（株式会社トクヤマ製）を採用する。プローブシステムの取り付け角度は45[deg]とし、負電極（静電プローブ）は高さ方向に10[mm]から30[mm]まで、10[mm]間隔で合計3つ設置する。静電プローブシステムの概略図を図25に示す。また、参考としてOREXに搭載された静電プローブシステムの外観写真を図26[提供：宇宙航空研究開発機構（JAXA）]に示す。

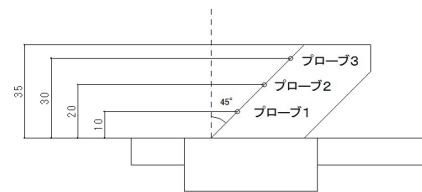


図 25: 静電プローブシステムの概略図（提供：JAXA）

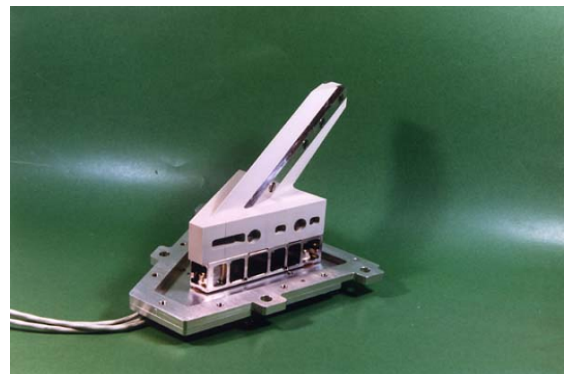


図 26: 静電プローブ (OREX)

## 2.7 求電子剤の効果

ブラックアウトは、大気圏再突入時に機体を覆うプラズマが原因で生じる現象である。一般に、プラズマはプラズマ周波数という固有振動数を持つ。プラズマ周波数より小さい周波数の電波はプラズマに反射してしまう。また、プラズマ周波数より大きい周波数の電波はプラズマ中を伝搬すること

はできても、いづれか吸収されてしまう。プラズマ周波数  $f_p$  は以下に示す式からもわかるように、プラズマ中の電子数密度で表すことができる。

$$f_p = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{n_0 e^2}{\epsilon_0 m}}$$

$$\simeq 8.98 \sqrt{n_0} [\text{Hz}]$$

ここで  $n_0$  : 電子数密度 [ $m^{-3}$ ],  $e$  : 素電荷 [C],  $\epsilon_0$  : 真空の誘電率 [F/m],  $m$  : 電子の質量 [kg] である。

したがって、電子数密度を減少させてプラズマ周波数を小さくすることで、ブラックアウトを低減することができる。電子数密度を減少させる手段として、求電子剤をプラズマに注入する方法が有効とされている。本衛星では、求電子剤として水を用いる。これまでに再突入の際に水を注入した機体の例として、NASA の RAM B-2(1963), RAM C-1(1967) などが挙げられ、いずれでもブラックアウトの低減が確認されている。

ミッションを検討する上で参考とするために、再突入時のカプセルの淀み点における電子数密度を計算した。その結果を図 27 に示す。図 27 より、本ミッションにおけるカプセル周りのプラズマの電子数密度は、最大で  $10^{19}$  から  $10^{20}$  程度のオーダーであることが予想される。電子数密度の計算過程を説明する。まず、ランキン・ユゴニオの式を用いることで、カプセルの軌道計算の結果から衝撃波背後の圧力と温度を求める。

$$p_b = p_a + \rho_a u_a^2 \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_b}\right)$$

$$h_b = h_a + \frac{u_a^2}{2} \left(1 - \left(\frac{\rho_a}{\rho_b}\right)^2\right)$$

ここで添え字  $a$  は衝撃波前方の物理量、添え字  $b$  は衝撃波背後の物理量を表す。また、 $p$  は圧力、 $\rho$  は気体の密度、 $u$  は気体の速度、 $h$  は気体の静エンタルピーを表す。今回の計算では、極超音速飛行時において衝撃波前後の密度比が小さいことからランキン・ユゴニオの式を

$$p_b = p_a + \rho_a u_a^2$$

$$h_b = h_a + \frac{u_a^2}{2}$$

と近似して用いる。次に、上式から得られた各高度における圧力と温度、文献から得た各高度における大気の組成を Gordon と Mc McBride のコードに入力し、11 化学種 ( $O$ ,  $N$ ,  $O_2$ ,  $N_2$ ,  $NO$ ,  $O^+$ ,  $N^+$ ,  $O_2^+$ ,  $N_2^+$ ,  $NO^+$ ,  $e^-$ ) のモル分率を求める。そ

表 3: 電磁弁仕様表

オリフィス径	$\phi 0.4$
流体圧力範囲	0 ~ 0.59MPa
構造耐圧	1.2MPa
定格電圧	DC12V
定格電流	0.19A
コイル定格	連続
周囲温度範囲	10 ~ 50
流体温度範囲	0 ~ 40

して、状態方程式は

$$p = N_{tot} k T$$

ここで  $k$  はボルツマン定数 ( $1.381 \times 10^{-23}$  [J/K]) である。

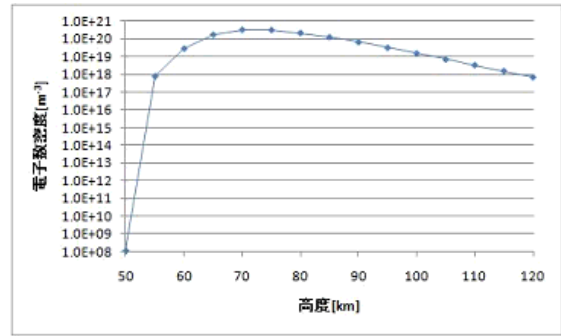


図 27: 淀み点における電子数密度の計算結果

本ミッションでは、GPS 衛星で用いられる L5 電波 (周波数: 1.176GHz) におけるブラックアウトを評価する。1.176GHz のプラズマ周波数に対応する電子数密度は、約  $1.716 \times 10^{16} m^{-3}$  である。カプセルに搭載する静電プローブシステム中の各プローブのどれか一つにおいて、電子数密度が  $1.716 \times 10^{16} m^{-3}$  を超えたときに水を噴射する。

## 2.8 水の噴出機構

再突入の際にカプセルから水を噴出するために、タンクからカプセル外側の側面にかけて水が通る  $\phi 5$  の穴を作る。タンクに搭載する水の圧力は 1 気圧とし、タンク内外の圧力差を利用して水を噴射する。穴には伸和コントロールズ株式会社製マグネットラッチ式電磁弁を設置する。仕様を表 3 に示す。

## 2.9 データ処理

図 28 に再突入カプセルのシステム図を示す。カプセルには NASA と NASDA が宇宙用 CPU として高く評価したルネサスエレクトロニクスの H8/3048 を採用する。ブラックアウト中の蓄積データ量を考慮し、追加メモリで 1Mbyte のパラレル EEPROM を搭載する。H8/3048 の仕様を表 4 に示す。

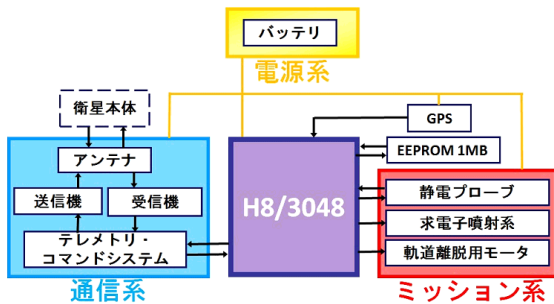


図 28: 再突入カプセルのシステム

表 4: H8/3048 の仕様

CPU	H8/300H コア 16[MHz]
ROM	128[Kbyte]
RAM	4[Kbyte]
追加メモリ	EEPROM 1[Mbyte]
電源	4.5 ~ 5.5[V]
動作温度	-40 ~ 85[ ]
外形寸法	30 × 30 × 20[mm](ボード含)

## 2.10 通信系

### 2.10.1 通信データ量の算出

カプセルにはミッション中に GPS 受信機と静電プローブの得るデータが蓄積される。静電プローブには全部で 6 つの測定点があり、それぞれサンプリング周波数 1Hz で計測を行う。また静電プローブで測定するカプセル周りの電子数密度は 16bit の分解能で保存される。ミッション時間を 200 秒とすると静電プローブによって得られるデータは 2.4kbyte となる。また、サンプリング周波数 0.1Hz で GPS 受信機によって 3 次元位置データと時刻データを保存していく。それらを合わせることでカプセルに蓄積されるデータ容量を 12kbyte とする。カプセル通信緒元を表 5 に示す。

表 5: カプセル通信系緒元

カプセル送信機出力	W	0.1
カプセルアンテナ利得	dBi	0.9
上り通信データ量	kbyte	12
下り通信データ量	kbyte	2
上り通信時間	s	15
下り通信時間	s	2
上り必要ビットレート	kbps	6.4
下り必要ビットレート	kbps	8

### 2.10.2 カプセル-衛星間の回線設計

投下カプセルから衛星への通信 (アップリンク) および衛星から投下カプセルへの通信 (ダウンリンク) の回線設計は表 6, 7 となる。

## 2.11 カプセル搭載電源

地球に射出されるカプセルにはデータ送信機, GPS 受信機及び、求電子材としての水を射出するための電磁弁が搭載され、衛星から射出されてから大気圏に突入し、ブラックアウト後に地表の観測局に観測データを転送する 600[s] = 0.17[h] の間に動作するための電源が必要になる。打ち上げ時から継続して電源が必要になる衛星本体と異なり、カプセルは地球に再突入する前後の短い時間の電源が確保されればよいので、リチウム一次電池の Panasonic 社の BR2477A を使用する。表 8 に BR2477A の性能を示す。表 9 にカプセル搭載機器の電圧, 電力を示す。

表 8: BR2477A 性能

	値	単位
寸法	φ24.5×7.7	[mm]
質量	8	[g]
公称容量	1.0	[A·h]
公称電圧	3	[V]
使用温度範囲	-40 ~ 125	[ ]

GPS, 送受信機, CPU の電圧は 5[V] であるから直列に 2 個つなぎ、電磁弁の電圧 12[V] は TOREX 社の DC-DC コンバータ (XC9119) を用いて昇圧することで電圧を確保する。

バッテリー並列数 N[列] は衛星本体の電源と同様に計算する。

表 6: カプセル-衛星間受信  $C/N_0$   
受信  $C/N_0$

		アップリンク	ダウンリンク
周波数	MHz	435	401.5
波長	km	$6.90 \times 10^4$	$7.47 \times 10^4$
送信 EIRP	dBW	-9.2	-5.79
送信機出力	dBW	-10	-6.99
給電損失	dB	0	0
送信アンテナ利得	dBi	0.9	1.2
ポインティング損失	dB	0.1	0
自由空間損失	dB	134.2	133.5
通信最大距離	km	282.4	282.4
偏波損失	dB	3	3
大気吸収損失	dB	0.0537	0.0537
降雨損失	dB	0.1	0.1
各種損失	dB	0	0
受信 G/T	dB/K	-24.7	-25.9
アンテナポインティング損失	dB	0	0.1
受信アンテナ利得	dBi	1.2	0.9
給電損失	dB	0	0
システム雑音温度	dBK	25.9	26.7
アンテナ雑音温度	K	100	300
受信機雑音温度	K	289	170
給電線雑音温度	K	313	200
雑音指数	dB	3	2
受信 $C/N_0$	dBHz	57.3	60.2
通信マージン	dBHz	6.40	9.58

表 7: カプセル-衛星間要求  $C/N_0$   
要求  $C/N_0$

		アップリンク	ダウンリンク
変調方式		FM	GFSK
要求 $E_b/N_0$	dB	10.8	10.5
ハードウェア劣化量	dB	2.5	2.5
符号化利得	dB	5.2	5.2
ビットレート	kbps	9.6	9.6
ビットレート	dB	39.8	39.8
変調損失	dB	3	3
要求 $C/N_0$	dBHz	50.9	50.6



表 9: カプセル搭載機器 電圧・電力

搭載機器	電圧 [V]	電力 [W]
GPS	5	1
CPU	5	10
送信機	5	3.2
受信機	5	0.07
電磁弁	12	0.06

$$\begin{aligned}
 N &= \frac{\text{搭載機器電力} \times \text{ミッション時間}}{\text{電圧} \times \text{公称容量}} \\
 &= \frac{14.33 \times 0.17}{5 \times 1} = 0.48 < 1[\text{列}]
 \end{aligned}$$

したがって直列に2個つなげば電源は確保されるが、冗長性・安全性を高めるためもう2組搭載し、計6個のBR2477Aを搭載することにする。

## 3 バス部の設計

### 3.1 衛星の軌道

本ミッションを満たす衛星の軌道を検討する。§2.4で射出時のカプセルの軌道要素を仮定したが、射出前のカプセルと衛星の軌道は同一であるので、衛星の軌道は射出時のカプセルと同じ軌道要素を持たなければならない。つまり、半径  $a = 6678.142[\text{km}]$  で軌道傾斜角  $i = 30[\text{deg}]$  の円軌道をするようになる。

#### 3.1.1 円軌道と楕円軌道の比較

衛星を遠地点高度  $r_a = 600[\text{km}]$ 、近地点高度  $r_p = 200[\text{km}]$  の楕円軌道で運動させて、遠地点でカプセルを射出させた場合を考える。シミュレーションの結果、この軌道では遠地点での衛星の速度が円軌道に比べて  $0.27[\text{km/s}]$  小さくなり、地球に落下させるのに必要最小限な  $\Delta V$  は円軌道の時  $\Delta V = 70[\text{m/s}]$  で、楕円軌道では  $\Delta V = 40[\text{m/s}]$  なので、 $30[\text{m/s}]$  だけ小さくて済むが、今回のミッションでは2つのカプセルを射出するので、スピン衛星の両側から一つずつ射出した方が都合が良い。このため、楕円軌道では遠地点で2つのカプセルを射出しようとする、スピン衛星の姿勢を  $180[\text{deg}]$  回転させなければならなくなる。それならば、必要な  $\Delta V$  が多少大きくなっても、円軌道で1つ目のカプセルを射出した後に軌道上を  $180[\text{deg}]$

移動して2つ目のカプセルを射出した方が効率的であると考えられる。表10に比較をまとめる。このような理由から本ミッションでの衛星は円軌道で運動するように決定する。

表 10: 円軌道と楕円軌道の比較

	円軌道	楕円軌道
必要な $\Delta V$	大	小
姿勢制御	易	難

#### 3.1.2 軌道傾斜角

軌道傾斜角は特に制限が無いので種子島から打ち上げる時にエネルギーが小さくて済む  $30[\text{deg}]$  に決定する。

#### 3.1.3 昇交点赤経

カプセルの射出位置を真近点離角  $\nu = 60$ (または  $240$ ) $[\text{deg}]$  としたので、その位置で太陽指向の衛星から軌道接線方向にカプセルを発射しなければならない。太陽方向とカプセルの射出方向は常に直角なので、 $\nu = 60$ (または  $240$ ) $[\text{deg}]$  の位置で地球中心・衛星・太陽が一直線になれば良い。以下では  $\nu = 60[\text{deg}]$  で1つ目のカプセルを発射するとして、春分の日昇交点赤経  $\Omega = 0[\text{deg}]$  で衛星を軌道に投入した場合を考える。軌道の昇交点方向と太陽方向が  $60[\text{deg}]$  となる時期に射出すれば良いが、地球が完全な球体ではないために摂動力が働き昇交点赤経は変動する。摂動力のうち影響が大きい  $J_2$  項による変動量を下の式に示す。また、公転によって太陽方向は一日に  $360/365[\text{deg}]$  だけ変化するので、それも考慮して適切な射出時期を求めると、軌道投入から約7日後という結果を得られる。

$$\begin{aligned}
 \Delta\Omega &= -\frac{3\pi J_2 Re^2 \cos i}{a^2(1-e)^2} \times \frac{24}{1.5086} \\
 &= -7.347[\text{deg/Day}]
 \end{aligned}$$

$$J_2 = 1082.628 \times 10^{-6}$$

$$Re = 6378.142[\text{km}] : \text{地球半径}$$

#### 3.1.4 カプセルとの通信

衛星はブラックアウトを終えたカプセルからデータを受け取る必要がある。従って、カプセルがデー

タを送信している時に衛星がカプセルから見て地平線よりも上に位置していなければならない。そこでカプセルが高度 10[km] に達するまでにデータを送ることができると考え、カプセルの高度が 50,30,10[km] の時の衛星との位置関係をシミュレーションして図 29 に示す。この結果から衛星はカプセルからデータを受け取ることができると考えられる。

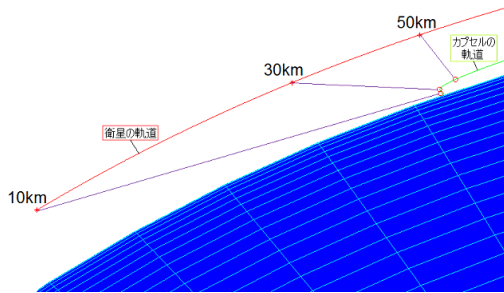


図 29: カプセルと衛星の位置関係

## 3.2 構体系

### 3.2.1 衛星の構造・搭載機器

本衛星は全体をスピンさせる必要があるので、軸対称形状に近い構造を採用すべきである。製作、組立の簡単さを考慮して衛星の構造は八角柱形状とする。サイズは対辺距離を 490[mm]、軸方向高さを 450[mm] とした。衛星に搭載する機器の一覧を表 11 に、衛星の外観、内部機器配置、中心部の機器配置を図 30、図 31、図 32 に示す。表 11 より、衛星本体と底面パネルを合わせた質量は 34.0[kg] となり、カプセル 2 つ (6[kg] × 2) と合わせて打ち上げ時重量は 46.0[kg] となった。

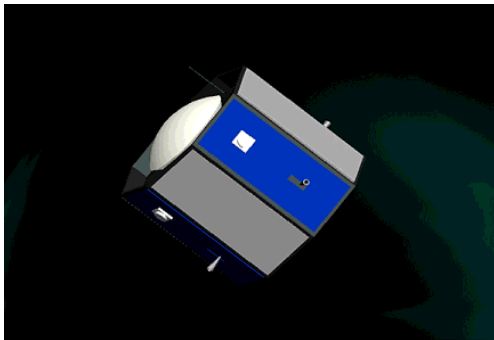


図 30: 衛星外観

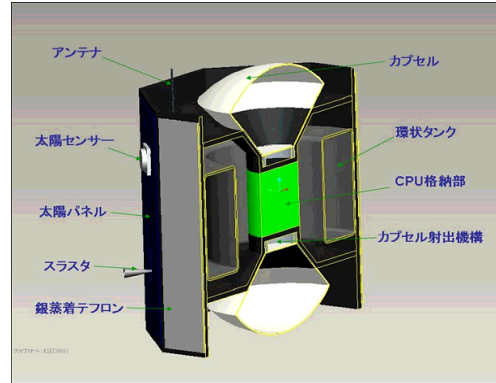


図 31: 機器配置

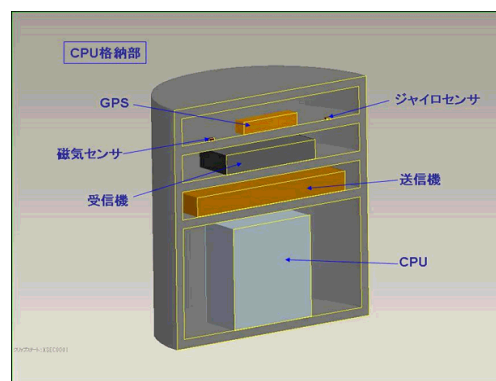


図 32: CPU 格納部

表 11: 搭載機器一覧

機器	名称	寸法 [mm]	重量 [kg]
<b>カプセル</b>			
軌道離脱用モータ	-	-	1
GPS 受信機	IGPS-1	11 × 36 × 56	0.039
送信機	TXE430MFMCW-301A	100 × 60 × 10.5	0.06
受信機	RXE430M-301A	60 × 50 × 10.5	0.038
メモリ	EEPROM	30 × 20 × 1.5	0.01
バッテリー × 6	BR2477A	φ24.5 × 7.7	0.008 × 6
CPU	H8/3048	30 × 30 × 20	0.1
アンテナ	シングルヘリカル	-	0.05
静電プローブ × 2	-	20 × 20 × 35	0.5
セラミック耐熱材	-	-	1.5
アプレタ	炭化アプレータ	最大厚さ 30	2.68
		小計	6.0
<b>構造系</b>			
側面パネル × 8	-	450 × 200 × 10	13.0
台座パネル × 2	-	470 × 60 × 470	10.0
分離機構	-	490 × 60 × 490	5
射出機構 × 2	-	φ100 × 20	4.5
計装類	-	ケーブル 3[m], 配管 0.5[m]	0.8
<b>姿勢制御系</b>			
太陽センサ × 4	Sun Sensor model 0.05	φ40 × 15	0.04 × 4
磁気センサ × 1	Magnetic Sensor HMC5843	4.0 × 4.0 × 1.3	0.005
ジャイロセンサ × 1	Gyro Sensor ITG-3200	4.0 × 4.0 × 0.9	0.004
GPS 受信機	IGPS-1	11 × 36 × 56	0.039
スラスタ × 4	SV 14 Cold Gas Thruster	15.9 × 52	0.075 × 4
燃料タンク	-	外形 235, 内径 135, 高さ 200	7.0
<b>通信系</b>			
送信機	TXE430MFMCW-301A	100 × 60 × 10.5	0.06
受信機	RXE430M-301A	60 × 50 × 10.5	0.038
CPU	SEMC5701B	52 × 52 × 55	1.7
アンテナ	ダイポール	長さ 130	0.05
<b>電源系</b>			
バッテリー 20 個	KR-CH(3.0)	φ25.2 × 49	0.078 × 20
太陽電池	ITJ Solar Cells	厚さ 0.14	0.28
<b>熱制御系</b>			
銀蒸着テフロン × 4	-	450 × 200	0.8
		小計	34.0
合計 (バス部+カプセル × 2)			46.0

### 3.2.2 構造材料

衛星の構造に用いる材料として、衛星の側面、内部、底面のパネルには金属材料よりも比強度が大きく、軽量化が可能である CFRP を使用する。CFRP の構成要素としてマトリックス (母材) には硬化エポキシ樹脂プリプレグを用いて、強化繊維には熱伝導率のよい日本グラファイトファイバー社製の XN-90 を用いる。CFRP の物性値を表 12 に示す。

表 12: 材料物性値

繊維方向 [deg]	0	90
密度 [ $kg/m^3$ ]	2190	
引張強さ [MPa]	1800	25
縦弾性係数 [GPa]	550(引)	5.4
	540(圧)	-
圧縮強さ [MPa]	370	-
せん断強さ [MPa]	60	
ポアソン比	0.34	

### 3.2.3 カプセル射出機構の設計

#### 射出機構構成

カプセルの射出機構は、 $\mu$ -Labsat1 号機での遠隔検査技術実証実験で用いられた放出機構を参考にする。カプセル底面を糸で固定してヒータでそれを焼き切る。糸には強度が強く伸びが少ないナイロン糸で、東洋紡の Dyneema を基に作られた釣糸 (YGK よつあみパワーハンター 1-5-10) で直径 20 号 (0.740mm) のものを使用する。糸はニクロム線の加熱により Dyneema の融点 160 を越える 250 まで加熱、切断する。またカプセルに固定した 3 本の糸を 1 本にまとめて、そこをニクロム線部で切断するため、射出後にその結ばれた糸が減速モータの噴射に少なからず影響することが懸念される。そこで、3 本を 1 点で縛るのではなく、結って 1 本にすることでほつれ易くする。射出のばねについては直径 10mm のばね 4 本 (東京発条製作所製 TM10 × 20, 自由長 20mm) を使用し、3mm 縮めた状態でカプセルを設置する。カプセルの軸周りの固定に関しては、カプセルから突き出たプローブが衛星本体の窪みに入るように設計するため、そこで固定される。保持・射出機構の概要を図 33 に示す。

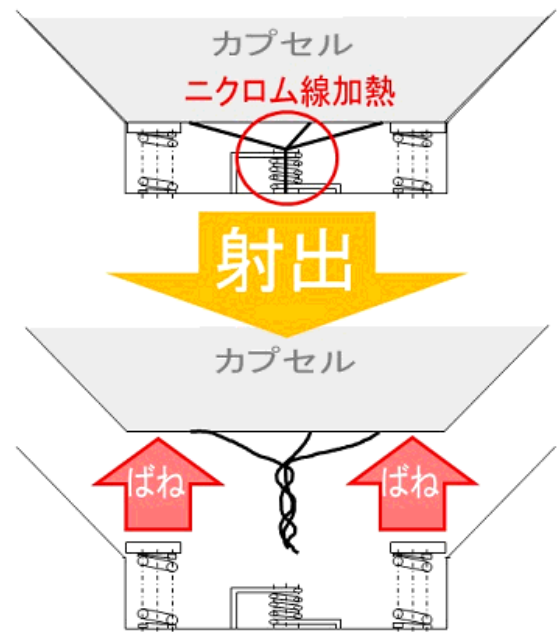


図 33: 射出機構

ここで、糸の引張強力は  $80kg$  である。一方カプセルを支えるのに必要な最大強力は、機軸方向の最大静的荷重に安全率をかけた設計荷重  $6G$  と 4 本の射出ばねを抑える力を考慮すると

$$\begin{aligned}
 6GMg + 4 \times kx &= 6 \cdot 5g + 4 \cdot 30640 \cdot 0.003 \\
 &= 720.72[N] \\
 &= 73.49[kg]
 \end{aligned}$$

であり、糸の強力より低い。また、この糸が 3 本あることから打ち上げ時の負荷にも耐えてカプセルを十分固定できることがわかる。(繊維は断面積が一定でないため応力計算できないので、引張強力を使う) また、加熱するにはニクロム線に電圧をかける必要がある。まずニクロム線の形状については、糸のまわり全体から熱することができるように、ニクロム線を 1cm の長さのコイル状にし、直径 1.5mm のニクロム線を直径 5mm で 4.5 周させることにした。加熱電力・時間については、計算上ではニクロム線コイル部のナイロン糸が融点に達するまで

$$\begin{aligned}
 W &= cpV(T - T_0) \\
 &= 2300 \cdot 900 \cdot 1.29 \times 10^{-8} \cdot (523 - 3) \\
 &= 13.9[J]
 \end{aligned}$$

必要で、 $15[W]$  を数秒間かければ線は切断すると考えられる。東工大の Cute-1.7+APD が同じ程度のナイロン線 1 本を焼ききるのに  $5[sec]$  かけたことを参考に、本衛星は糸が 3 本あるため余裕を持つ

て 10 秒加熱する。この加熱時間の詳細については、今後真空状態での実験で検証する。射出速度は 0.429[m/sec] である。射出成功の可否はカプセルの GPS 座標で確認する。

### 3.2.4 分離機構構成

今回、カプセルを衛星の天と地両方に搭載することから、衛星が床板のない特殊な形状となるため一般的なクランプバンドを使った分離機構が使えず、本衛星のためのロケットとの分離機構を製作することにした。分離イメージを図 34 に示す。ロケット側に固定する板と衛星間を 4 本の火工品（分離ボルト）で固定し、火工品を爆破すると同時に 8 本のコイルばねで衛星本体を長さ 21[mm] のばね中心部のガイドレールに沿って射出する。コイルばねは直径 12[mm] のもの（東京発条製作所製 TU21 × 25, 自由長 25[mm]）を使用し、15mm 縮めた状態で衛星を設置する。ばねが伸びる際に方向がずれないように長さ 15[mm] のガードレールを取り付ける。分離速度は 0.767[m/s] である。分離成功の可否は衛星の GPS 座標で確認する。

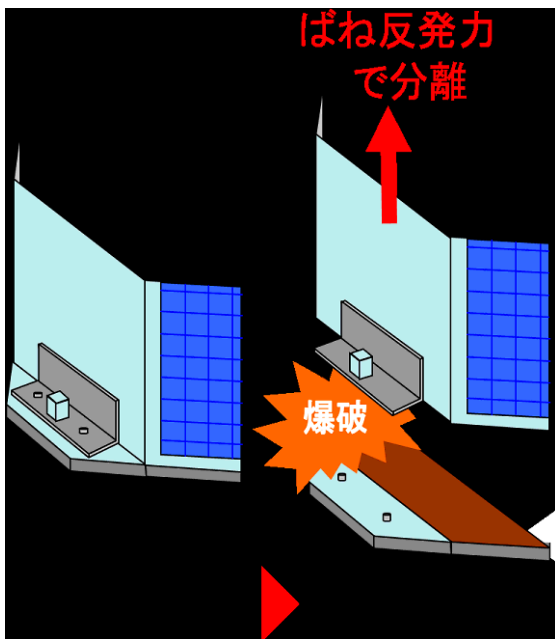


図 34: 分離イメージ

### 3.2.5 構造解析

衛星は H-2A ロケットの打ち上げ時、構造設計の指標となる MECO 時において発生する準静的加速度、振動、音響衝撃などの要求を満たす必要が

ある。構造解析ソフトは Pro Engineer/Mechanica を使用した。固有振動数解析・静荷重解析を行うに当たり作業の効率化を図るため、以下のように構造を簡略化して考える。

- 500[g] 未満の搭載機器は省略する。
- 500[g] 以上の搭載機器は質点とみなす。

#### 準静的荷重解析

リフトオフ、MECO 時において機軸方向には最大 4G、その直交方向には最大 1.8G の静的荷重がかかる。この値に安全率として 1.5 をかけた値を設計荷重とする。つまり、機軸方向に 6G、その直交方向に 2.7G の荷重が衛星本体に負荷したとして解析を行った。実際に行った解析における応力分布を図 35 に示す。解析より、最大応力は 47.65[MPa] となり、安全余裕は

$$MS = \frac{370}{47.65} - 1 = 6.76 > 0$$

となり、搭載条件を満たすことを確認した。

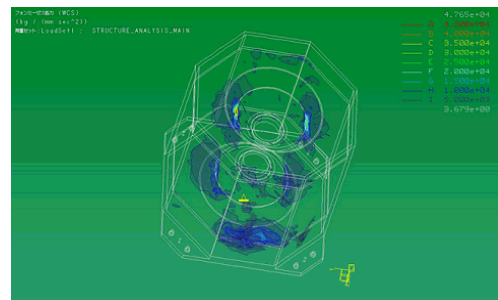


図 35: 準静的荷重解析の様子

#### 固有振動数解析

H2A ロケットからの打ち上げ時剛性要求は機軸方向に 30[Hz] 以上、機軸と直交方向に 10[Hz] 以上である。しかし、ピギーバック衛星においては搭載条件の違いから、少し高く設定される。一次モードの固有振動数は 52.36Hz となり、H2A ロケットの搭載要求を満たしていることが確認された。

## 3.3 姿勢制御系

### 3.3.1 姿勢安定方式

本ミッションでは衛星全体をスピンさせる必要があること、姿勢制御精度の要求が厳しくないことから姿勢安定方式は単純スピン方式を採用する。

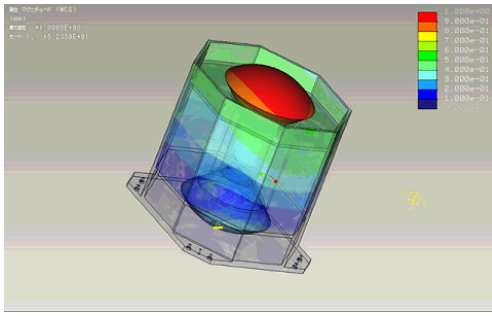


図 36: 固有値解析の様子

### 3.3.2 運用モード

#### 初期運用モード

衛星が打ち上げロケットから周回軌道に投入された後、定常運用に入るまでのモードである。ロケットとの分離直後は衛星は予測不能な回転をしているため、太陽センサ・磁気センサ・ジャイロにより姿勢と角速度を捕捉し、スラスタを用いて姿勢を安定させる。その後側面を太陽指向させ、スピン速度を 50[rpm] まで上昇させる。

#### 定常モード

カプセル射出時以外の軌道運用モードである。衛星は初期運用のスピンアップによって十分スピン安定になっているので、その角速度を維持するようにスラスタを噴いて調整する。また、地球の影では太陽センサは使えないので磁気センサとジャイロで姿勢を補足する。

#### ミッションモード

カプセルを発射する前後の衛星の運用モードである。ミッションに入る前に衛星が持っているニューテーションをジャイロで検知し、スラスタを噴いて誤差角度以内に収まるように修正する。許容誤差角度は 2[deg] とする。

### 3.3.3 外乱トルク

各外乱トルクの値は衛星の軌道・姿勢の状態によって変化するが、各トルクの最悪値を考慮に入れた設計にすれば衛星の運用に支障を及ぼさないと考えられる。

#### 重力傾斜トルク

重力傾斜トルクの最悪値は次式で計算できる。

$$T_g = -4\Omega^2(I_y - I_z)\phi$$

$I_y, I_z$  : ピッチ, ヨー軸周りの慣性モーメント [ $\text{kg}\cdot\text{m}^3$ ]

$\Omega$  : 軌道角速度,  $\Omega \equiv \sqrt{\mu/r^3}$

$r$  : 軌道半径 [km]

$\mu$  : 地球の重力定数  
( $=3.986 \times 10^5 [\text{km}^3/\text{s}^2]$ )

$\phi$  : ロール軸周りの姿勢誤差 [deg]

ここで  $I_y - I_z = 0.0001$ ,  $r = 6678.142$ ,  $\Omega = 36.58$   $\phi = 10$  より

$$T_g = 9.68 \times 10^{-7}$$

#### 太陽輻射圧トルク

太陽輻射圧トルクの最悪値は次式で計算できる。

$$T_s = F_s(cp - cg)$$

$F_s$  : 最大太陽輻射圧 [N]

$cp$  : 輻射圧の中心

$cg$  : 質量の中心

$P$  : 輻射圧

$A$  : 表面積 [ $\text{m}^2$ ]

$\rho_s$  : 表面の反射率 [-]

$i$  : 太陽の入射角 [deg]

ここで  $A = 0.216$ ,  $\rho_s = 0.08$ ,  $i = 10$ ,  $cp - cg = 0.05$  より

$$T_s = 5.17 \times 10^{-8}$$

#### 地球磁場トルク

地球磁場トルクの最悪値は次式で計算できる。

$$T_m = M_m B$$

$M_m$  : 衛星の残留磁気 [ $\text{A}\cdot\text{m}^2$ ]

$B$  : 地磁気 [tesla]

$M$  : 地球のダイポール

( $=7.96 \times 10^{15} [\text{tesla}\cdot\text{m}^3]$ )

ここで  $M_m = 0.1$ ,  $B = 5.3454 \times 10^{-5}$  より

$$T_m = 5.35 \times 10^{-6}$$

#### 空力トルク

空力トルクの最悪値は次式で計算できる。

$$T_a = F_a(cp - cg)$$

$F_a$  : 空気圧 [N]  
 $cp$  : 空気圧の中心  
 $cg$  : 質量の中心  
 $\rho$  : 空気密度 [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]  
 $C_d$  : 空気抵抗係数 (2~2.5)  
 $A$  : 断面積 [ $\text{m}^2$ ]  
 $\nu$  : 飛行速度 [ $\text{m}/\text{s}$ ]

最悪値をとりうる姿勢は，進行方向とスピン軸が垂直となる時で  $\rho = 2.4180 \times 10^{-11}$  ,  $C_d = 2.3$  ,  $A = 0.216$   $\nu = 7726$  ,  $cp - cg = 0.002$  より

$$T_a = 7.17 \times 10^{-7}$$

衛星にかかる最大の外乱トルクは，以上4つの外乱がすべて同じ方向にかかったときである．これらをまとめると表13のようになる．

表 13: 外乱トルク

重力傾斜トルク $T_g$	[Nm]	$9.68 \times 10^{-7}$
太陽輻射圧トルク $T_s$	[Nm]	$5.25 \times 10^{-8}$
地球磁場トルク $T_m$	[Nm]	$5.35 \times 10^{-5}$
空カトルク $T_a$	[Nm]	$7.17 \times 10^{-7}$
合計最大外乱トルク $T_{max}$	[Nm]	$5.52 \times 10^{-5}$

### 3.3.4 センサの選定

太陽センサと磁気センサ，ジャイロを組み合わせて姿勢を検出する．以下において安定方式，ミッション要求に従って各種センサの選定を行う．

#### 太陽センサ

初期姿勢捕捉での太陽位置の検知や通常運用時の衛星の姿勢検知のために，太陽センサを搭載する．ミッション要求から，広視野で精度の良い Optical Energy Technologies 社の Model 0.05 を使用する．諸元を表 14 に示す．

表 14: 太陽センサ

精度 [deg]	$\pm 0.05$ (2 軸)
視野角 [deg]	100
質量 [g]	40
寸法 [mm]	$\phi 40 \times 15$
消費電力 [W]	0.05
動作温度 [°C]	-30 to 80

#### 磁気センサ

磁気センサを搭載し太陽センサと併用して衛星の姿勢をより正確に検知する．搭載するのは，小型・高精度で3軸方向計測できる，Honeywell 社の HMC5843 とする．諸元を表 15 に示す．

表 15: 磁気センサ

検出範囲 [gauss]	$\pm 4$
直線性誤差 [% FS]	$\pm 0.1$
質量 [kg]	0.05
寸法 [mm]	$4.0 \times 4.0 \times 1.3$
供給電圧 [VDC]	1.8(1.6~2.0)
消費電力 (磁気計測時)[mW]	1.44
動作温度 [°C]	-30 to 85

#### ジャイロ

衛星の姿勢，特に軸方向のトルクを検知するために，ジャイロセンサを搭載して衛星のスピンを検知する．搭載するのは，小型・高精度・3軸計測のできる InvenSense 社の ITG-3200 とする．諸元を表 16 に示す．

表 16: ジャイロ

角度検出範囲 [deg/s]	$\pm 2000$
直線性誤差 [%]	$\pm 0.1$
寸法 [mm]	$4.0 \times 4.0 \times 0.9$
待機時電流 [ $\mu$ A]	5
供給電圧 [VDC]	2.1~3.6
消費電力 (定常時)[mW]	13.7~23.4
動作温度 [°C]	-30 to 85

#### GPS

カプセルの分離・投射のために，本衛星の位置を知る必要があるので GPS を搭載する．小型で精度が良いものかつ衛星とカプセルの速度に対応することができるのが選定要求であるので，車載用 GPS 受信機をベースに宇宙用に改良された IGPS-1 を用いる．諸元を表 17 に示す．

表 17: GPS

電圧 [V]	5
消費電流 [mA]	160(最大値)
最大消費電力 [W]	0.8(最大値)
質量 [g]	39g
寸法 [mm]	11× 36× 56
動作温度 [°C]	-30 ~ +70

### 3.3.5 アクチュエータの選定

衛星に搭載するアクチュエータは、3.1.3 で求めた外乱トルクにより衛星本体に蓄積される角運動量を打ち消すだけの出力を持ち、かつ、ミッション期間内でその出力を維持できるような設計が必要である。本衛星はスピン安定方式であり、ミッション期間が短いので、高価なホイールや CMG はコスト面で採用しづらい。また、イオンエンジンも高価で、低推力なため長期ミッション向きでもあるため、採用しづらい。さらに衛星の大きさが  $50 \times 50 \times 50 [cm^3]$  と小さいので燃料タンクの容量が大きい化学ロケットは搭載が困難である。以上の理由により、本衛星の姿勢制御にはコールドガススラスタだけで十分と判断した。

外乱トルクにより蓄積される軌道 1 周期あたりの角運動量の大きさは、1 周期の時間を  $t [s]$  とおくと、

$$\begin{aligned}
 H &= T_{max} \cdot t \\
 &= 2.33 \times 10^{-5} \times 5431 \\
 &= 0.127 [Nms]
 \end{aligned}$$

であるから、衛星の角運動量は少なくともこの値以上でなければならない上に、射出されるカプセルの安定性も考慮しなければならない。

本衛星には、MAROTTA 社の SV14 Cold Gas Thrtuster を用いることにする。SV14 のなかでも型番によってスラスタの出力が異なるのだが、今回は出力が 40mN のスラスタ、ガスには窒素を使用する。諸元を表 18 に示す。また、スラスタの配置の外観は図 37 のようになる。図 37 のようにスラスタを分離機構の側から高さ 130[mm] の平面上に、90 度の等間隔に 4 つのところにスラスタを配置し、3 軸方向すべてのトルクの制御ができるようにする。

表 18: スラスタ

Operating Fluid	Xe $GN_2$
Thrust Levels [mN]	40( $\pm 5\%$ )
Operational Temperature [°C]	-35 to 65
Operating Pressure [bar]	2.5
Opening/Closing Response [msec]	~ 4
Mass[g]	~ 75
Maximum Length [mm]	52
Maximum O/D [mm]	15.85

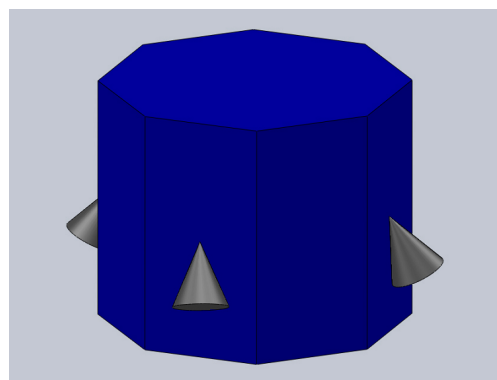


図 37: スラスタの位置



### 3.3.6 スラスタ燃料の容量

スラスタの取り付け方向の図より、腕の長さは 0.093[m] . スラスタの出力は  $F(=0.04 [N])$  である . まず初期姿勢補足の際に角速度を 0[rpm] から定常状態 50[rpm]( $=5.23[\text{rad/s}]$ ) にまで上げるときに必要なガス (窒素) 量 (比推力  $I_{sp}=90[\text{s}]$ ) を求める . カプセルの慣性モーメントは  $1.68[\text{kgm}^2]$  . ガスの噴射時間を  $t[\text{s}]$  とすると ,

$$t = \frac{5.23[\text{rad/s}] \times 1.68[\text{kgm}^2]}{0.04[\text{N}] \times 0.093[\text{m}] \times 2} \\ = 1355[\text{s}]$$

ガスの質量  $m[\text{kg}]$  は

$$m = \frac{0.04[\text{m/s}^2] \times 2 \times t[\text{s}]}{90[\text{s}] \times 9.8[\text{m/s}^2]} \\ = 0.108[\text{kg}]$$

よって初期補足時に必要なガス容量は 155[l(1 気圧)] . 他 , ニューテーションの減衰など姿勢調整に必要な分を考えなければならない . 容積 20.49[l] のタンクの圧力を 100 気圧にして , 容量 2049[l(1 気圧)] 入るようにする .

## 3.4 通信系

### 3.4.1 通信系の設計概要

本衛星はアブレータ実証実験衛星であり画像などの観測データを取得しない . そのため通信されるデータ量としては少量ですむ . 衛星運用のために地上局からの命令 (コマンド) を送るためのアップリンク回線に加え , 衛星の運用状態把握のために必要な HK データ (HouseKeeping data) と呼ばれるバス部の情報を地上に送るためのダウンリンク回線を用意する必要がある .

### 3.4.2 通信系に対する要求

#### 通信可能時間の算出

本衛星は高度 300km , 軌道傾斜角 30[deg] の軌道を採用している . 地上局を JAXA 所有の沖縄宇宙通信所とし , 通信限界角度を仰角 45[deg] とすると衛星と地上局との通信可能時間は表 19 のようになる .

表 19: 通信条件

高度	km	300
周期	min	90.5
衛星速度	km/s	7.72
通信可能仰角	deg	45
通信可能範囲	km	600
通信可能時間	s	77.8

#### 通信データ量の算出

本衛星ではミッションで画像を撮影する等のことは行わないため伝送データとしては HK データを衛星から地上局に送り , HK データについてはサンプリング周波数を 0.1Hz とすると 1 周期あたり 17.3kbyte の情報量となる . また , 投下したカプセルから受信したデータ容量を HK データ容量に加えることでダウンリンクのビットレートが決定する . ここでカプセルから送られてくるデータにカプセル周りの電子数密度がある . これはカプセル後方に設置された電子プローブで 16bit の分解能で 6 か所の測定点について計測し , サンプリング周波数は 1Hz である . それらに GPS の位置情報 , 時刻情報をサンプリング周期 0.1Hz を計測し加える . カプセルがミッションでの約 200 秒中に蓄積するデータ量は 12kbyte となる . 一方で地上局からは時刻と姿勢制御用の 3 軸の姿勢角を送信する . この場合 1Hz のサンプリング周波数とすることで 28.8kbyte の通信を行う必要がある .

前述の通信可能時間内でアップリンクを 36 秒 , ダウンリンクを 34 秒とすると , アップリンクのビットレートは 7.33kbps , ダウンリンクのビットレートは 6.89 となり , データのビット誤り等を考慮することによりアップリンク , ダウンリンクともに 9.6kbps のビットレートを設定した . テレメトリデータは表 20 となる .

### 3.4.3 アンテナと送信機の構成

#### 衛星の送受信機とアンテナ

衛星にはアマチュア無線周波数帯の電波を用いる . 西無線研究所で製造される超小型衛星用無線機 (TXE430MFMCW-301A, RXE430M-301A) を採用する .

本衛星は単純スピン衛星であるため無指向性アンテナを用いる必要がある . また , 小型衛星において高利得アンテナを搭載できないためダイポールアンテナを作成する . アンテナと送受信機の諸元

表 20: テレメトリデータ種類

テレメトリ		
分類	センサ	データ数
姿勢	サンセンサ	8
	位置情報 GPS	3
	磁気センサ	3
	ジャイロ	3
電源系	バッテリー出力電力	1
	バッテリー温度	1
	太陽光電圧	1
	パドル温度	1
通信系	送受信機の温度	1
	制御装置温度	1
	衛星時計時刻	1

は表 21,22 となる。ただし、本衛星は高度 300km という低軌道であるため電力束密度 PFD 規定の制約により送信機の出力を落して使用するよう変更する。

#### 地上局の送受信機とアンテナ

衛星に搭載されたアンテナの利得が小さいため、地上局で高利得パラボラアンテナを設置する。地上アンテナの利得は次式で得ることができ、それにより地上局のアンテナ直径とアンテナ利得を決定する。

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

$D$  : 開口面直径 [m]

$\eta$  : 開口面効率 (60 に設定)

$\lambda$  : 使用電波の波長 [m]

回線設計を表 24 と表 25 に示す。

#### 通信シーケンス

地上局-衛星間、カプセル-衛星間の通信で用いる電波は周波数が等しい。そのため双方を同時に使用する際、電波の干渉が問題となる。そのため今回のミッションにおいてカプセル-衛星間の通信は、カプセルの射出後の一定時間に行い、地上局-衛星間の通信期間と被らないようにする。

### 3.5 データ処理系

#### 3.5.1 宇宙環境

本衛星では、トータルドーズ効果に対する耐性については、衛星のミッション期間が1ヶ月と短期

表 21: 送受信機諸元  
送信機

型番	TXE430MFCW-301A	
送信出力	W	0.8 から 0.2 に弱める
消費電力	W	3.2
電源電圧	V	5
動作環境温度		-30 ~ 60
伝送速度	kbps	9.6
ケース外形	mm	100 × 60 × 10.5
質量	g	60

#### 受信機

型番	RXE430M-301A	
受信感度	$dBm$	-123
消費電流	mA	25
電源電圧	V	5
動作環境温度		-30 ~ 60
伝送速度	kbps	2.4 ~ 9.6
ケース外形	mm	60 × 50 × 10.5
質量	g	38

表 22: 衛星搭載アンテナ

アンテナ	ダイポールアンテナ	
周波数	MHz	430
全長	mm	130
重量	g	50
利得	dBi	1.2
インピーダンス	$\Omega$	73

表 23: 地上局アンテナ

地上アンテナ直径	m	1
地上アンテナ利得	dBi	10.3

表 24: 地上-衛星間受信  $C/N_0$   
受信  $C/N_0$

		アップリンク	ダウンリンク
周波数	MHz	435	401.5
波長	km	$6.90 \times 10^4$	$7.47 \times 10^4$
送信 EIRP	dBW	21.0	0.231
送信機出力	dBW	11.8	-0.97
給電損失	dB	0	0
送信アンテナ利得	dB	10.3	1.2
ポインティング損失	dB	0.1	0
自由空間損失	dB	138	137
通信最大距離	km	424	424
偏波損失	dB	3	3
大気吸収損失	dB	0.0537	0.0537
降雨損失	dB	0.1	0.1
各種損失	dB	0	0
受信 G/T	dB/K	-24.7	-16.6
アンテナポインティング損失	dB	0	0.1
受信アンテナ利得	dB	1.2	10.3
給電損失	dB	0	0
システム雑音温度	dBK	25.9	26.7
アンテナ雑音温度	K	100	300
受信機雑音温度	K	289	170
給電線雑音温度	K	313	200
雑音指数	dB	3	2
受信 $C/N_0$	dBHz	84.9	66.0
通信マージン	dBHz	34.0	15.4
PF	dBW	-	-126.3

表 25: 地上-衛星間要求  $C/N_0$   
要求  $C/N_0$

		アップリンク	ダウンリンク
変調方式		FM	GFSK
要求 $E_b/N_0$	dB	10.8	10.5
ハードウェア劣化量	dB	2.5	2.5
符号化利得	dB	5.2	5.2
ビットレート	kbps	9.6	9.6
ビットレート	dB	39.8	39.8
変調損失	dB	3	3
要求 $C/N_0$	dBHz	50.9	50.6

であること、低軌道であることから、十分であるとした。シングルイベント効果に対する耐性に関しては宇宙用認定部品や他衛星で搭載実績のある部品、耐放射線試験済部品等をできる限り使用する。

### 3.5.2 データ処理系

図 38 に本衛星のシステムを示す。本衛星では超小型コンピュータであるシマフジ電機の SEMC5701B を採用する。これは、機器間の柔軟な接続が可能な次世代の宇宙機用ネットワーク規格である SpaceWire を搭載しており、また開発の時間・コストの削減が可能である。搭載 CPU は VR5701 である。OS については  $\mu$ ITRON 仕様のリアルタイム OS で近年実績のある eT-Kernel を使用した。仕様を表 26 に示す。

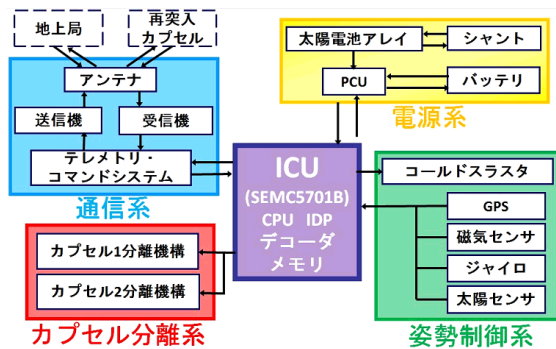


図 38: 衛星システム図

表 26: VR5701 の仕様

CPU	VR5701 300[MHz]
メモリ	16[MByte]
DRAM I/F	DDR SDRAM 64[Mbyte]
入出力	IEEE1355(SpaceWire) など
電源	+5[V]
動作温度	-20 ~ 50[ ]
外形寸法	52 × 52 × 55[mm]

## 3.6 電源系

### 3.6.1 電源系概要

衛星の電源としては太陽電池を電力発生源とし、食時の電源は二次電池を用いて確保する方式をとる。ただし、射出するカプセルの使用電源は、

要求される動作時間が短いことから一次電池を用いる。

また衛星が小型で、バス電圧が比較的小さく、搭載できる機器が限られることから、日照時の電源安定化方式としてパーシャルシャント方式を、食時の電源安定化方式として非安定化バスを採用する。

搭載する機器の全電圧・電力表は表 27 の通りである。ただしバッテリー容量のサイジングに当たっては各消費電力は+10%のマージンをとって導出した。

表 27: 全電圧・電力表

搭載機器	搭載数	電圧 [V]	全電力 [W]
太陽センサ	4	5	0.2
磁気センサ	1	1.8	0.001
ジャイロ	1	3.6	0.02
GPS	1	5	0.8
CPU	1	5	10
送信機	1	5	3.2
受信機	1	5	0.07
スラスタ	4	24	14

### 3.6.2 バッテリー

本衛星に搭載する二次電池として SANYO 社の高温用カドニカ電池 KR-CH(3.0) バッテリーを用いることにする。性能は表 28 の通りである。衛星内部の温度が 60 前後まで上昇するので、動作温度の高い本電池を採用することにする。

表 28: KR-CH(3.0) 性能

	値	単位
寸法	$\phi 25.2 \times 49$	[mm]
質量	78	[g]
公称容量	2.9	[A·h]
公称電圧	1.2	[V]

$C_r$  : バッテリー容量[A × h]

$P_e$  : 食時供給電力[W]

$P_t$  : スラスタ使用時増加電力[W]

$T_e$  : 最大食時間[h]

$T_t$  : スラスタ使用時間[h]

$C_d$  : 許容バッテリーDOD

$N$  : バッテリー並列数

$V_d$ : バッテリ平均放電電圧 (バス電圧)

$n$ : バッテリから負荷への電力伝達効率

とした時, バッテリ容量  $C_r$  は,

$$C_r = \frac{P_e T_e + P_t T_t}{C_d N V_d n}$$

で表わされる. 本ミッションは期間が 3~4 週間程度であり, 軌道要素として高度 300[km], 軌道傾斜角 30[degree] であるから, 周期  $T = 1.50$ [h], 食時間  $T_e = 0.58$ [h], 日照時間  $T_d = T - T_e = 0.92$ [h] と導出される.

このときの総充放電回数は約 450 回となる. したがってここでは余裕を持って DOD を  $C_d=60$ [%] とおくことにする. またバッテリから負荷への電力伝達効率を  $n = 0.8$  とする.

バス電圧  $V_d$  は  $V_d = 5$ [V] とし, スラスタの電圧 24[V] については TOREX 社の DC-DC コンバータ (XC9101) を用いることで 24[V] まで昇圧して確保するものとする. このときのバッテリ直列数は,

$$\text{直列数} = \frac{\text{バス電圧}}{\text{公称電圧}} = \frac{5}{1.2} = 4.2 < 5[\text{列}]$$

となる. したがって直列数は 5 列とする. ここでスラスタ使用時増加電力  $P_t = 15.4$ [W], スラスタ使用時間は余裕を持って  $T_t = 300$ [s]=0.08[h] とし, 表 27 のスラスタ以外の電力の和を食時供給電力  $P_e = 15.1$ [W] とすればバッテリ並列数  $N$  は,

$$\begin{aligned} N &= \frac{P_e T_e + P_t T_t}{C_r C_d V_d n} \\ &= \frac{15.7 \times 0.58 + 15.4 \times 0.08}{2.9 \times 0.6 \times 5 \times 0.8} \\ &= 1.49 < 2[\text{列}] \end{aligned}$$

である. ここで冗長性・安全性を持たせるために同様の直列・並列数のバッテリをもう 1 組確保するとする. すなわち電源は KR-CH(3.0) を  $2 \times 2 \times 5=20$  個使用するのでバッテリ質量は  $78 \times 20 = 1560$  [g] となる.

### 3.6.3 太陽電池アレイ

本衛星では太陽電池セルとして SPECTROLAB 社の Improved Triple Junction (ITJ) Solar Cells を用いるとする. セルの性能は表 29 の通りである.

$P_{sa}$ : 必要発電電力[W]

$P_e$ : 食時消費電力[W]

$P_d$ : 日照時消費電力[W]

表 29: ITJ セル性能 (28 )

	値	単位
厚さ	0.14	[mm]
初期効率	26.8	[%]
電流 (エネルギー最大時)	0.16	[A/cm <sup>2</sup> ]
電圧 (エネルギー最大時)	2.27	[V]
太陽光吸収率	0.92	[%]
放射率	0.85	[%]
温度係数	-0.286	[%/ ]
単位面積当たり質量	84	[mg/cm <sup>2</sup> ]

$P_t$ : スラスタ使用時増加電力[W]

$T_e$ : 食時間[h]

$T_d$ : 日照時間[h]

$T_t$ : スラスタ使用時間[h]

$X_e$ : バッテリ - 負荷の電力伝達効率

$X_d$ : 太陽電池アレイ - 負荷の電力伝達効率

とした時, 寿命末期に発電する必要のある電力  $P_{sa}(EOL)$  は

$$P_{sa}(EOL) = \frac{(P_e T_e + P_m T_m)/X_e + P_d T_d/X_d}{T_d}$$

と表わされる. 本衛星は非安定化バスを用いるので,  $X_e = X_d = 0.90$  である.  $P_e = P_d$  とすれば, バッテリのサイジングと同様にして

$$P_{sa}(EOL) = \frac{(10.0 + 13.9)/0.9}{0.92} = 30.0[\text{W}]$$

となる. 太陽電池の劣化については今回のミッション期間が 3~4 週間と比較的短いため, 放射線による劣化は無視できるものとし, 衛星が太陽指向であることから, 衛星構体に直角に太陽光が入射してくるため, 温度による劣化のみを考える.

運用期間中の動作温度を 65 と仮定すると, 表 29 のデータが 28 のときの値なので, 温度係数-0.286[%/ ] から, 温度の影響  $\gamma$  は

$$\gamma = 1 + (65 - 28) \times (-0.286/100) = 0.89$$

となる. したがって寿命初期における発電電力  $P_{sa}(BOL)$  は

$$P_{sa}(BOL) = \frac{P_{sa}(EOL)}{\gamma} = \frac{28.9}{0.89} = 33.6[\text{W}]$$

となる.

本衛星は八角形の衛星構体表面に太陽電池アレイを取り付けることになる。

簡単のために衛星が円柱であると近似すれば、実際に電力発生に寄与する面積は太陽電池アレイが太陽の真正面を向いているとして求めた面積の $1/\pi$ 倍となるため、セル面積は $\pi$ 倍する必要がある。したがって、太陽光強度を $1350[\text{W}/\text{m}^2]$ とすれば、

$$\begin{aligned} \text{全セル面積} &= \pi \times \frac{P_{sa}(BOL)}{\text{太陽光強度} \times \text{セル効率}} \\ &= \pi \times \frac{33.6}{1350 \times 0.268} = 0.292[\text{m}^2] \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{全セル枚数} &= \frac{\text{全セル面積}}{1 \text{セル面積}} \\ &= \frac{0.292}{(2 \times 10^{-2})^2} \\ &= 729[\text{枚}] \end{aligned}$$

となる。ただし、1セル面積は $2[\text{cm}] \times 2[\text{cm}]$ とした。ここでマージンを取ってセル枚数を $750[\text{枚}]$ 確保し、セルのパッキング能率を $90\%$ とすると、

$$\begin{aligned} \text{アレー面積} &= \frac{\text{全セル面積}}{\text{セルパッキング能率}} \\ &= \frac{750 \times (2 \times 10^{-2})^2}{0.90} = 0.33[\text{m}^2] \end{aligned}$$

となる。

衛星構体側面は幅 $200[\text{mm}]$ 高さ $450[\text{mm}]$ の長方形面が $8$ 面で、全面積は $0.72[\text{m}^2]$ となる。このうちスラスタ・センサ・放熱パネルで $52\%$ を用いる。太陽電池パネルは全体の $0.33/0.72 \times 100 = 46\%$ を占めるが、これは構体表面の使用可能面積に収まっている。

ここでアレイ電圧はバッテリーが充電できるようにするため、バッテリー電圧( $5 \times 1.2 = 6[\text{V}]$ )より高くなければならないため、バッテリー電圧の $20\%$ 増しをアレイ電圧とすると、アレイ電圧は $1.2 \times 6 = 7.2[\text{V}]$ となり、

$$\text{セル直列数} = \frac{\text{アレイ電圧}}{\text{セル電圧}} = \frac{7.2}{2.27} = 3.17 < 4[\text{列}]$$

となる。したがってセル並列数は

$$\text{セル並列数} = \frac{\text{全セル枚数}}{\text{セル直列数}} = \frac{800}{4} = 200[\text{列}]$$

となる。

各セルには並列にバイパスダイオードを接続することで、アレイに影ができてセルがオープンになったときのバッテリーの放充電能力を確保する。

## 3.7 熱制御系

### 3.7.1 熱制御

衛星に搭載される機器には、その機能を発揮して正常に動作できる適切な温度範囲である許容温度範囲が存在する。ここでは、適切な熱制御素子、放熱面、ヒータなどを選定することで、搭載機器が各々の許容温度範囲を超えた温度状態にならないよう設計を行う。

使用する搭載機器の発熱量と許容温度範囲を表30に示す。

### 3.7.2 衛星の形状・姿勢・軌道と熱入力

図39に示すように、衛星の形状は円筒形で、円軌道上を側面を常に太陽の方向に向けながらスピン軸を中心にスピンする。スピン速度が十分速いため、太陽に当たっている間は円筒側面に均一化された太陽光熱入力があると考えられる。衛星側面には太陽電池パネルが搭載されそこからの熱入出力が衛星の温度を大きく上下すると考えられる。一方の両側の円形部分には太陽光の熱入力はほとんどない。衛星搭載機器は、衛星中心部に集中して配置するため、中心部の温度上昇に注意を払う必要がある。

地球周回衛星であるため、太陽光を受ける間と、地球の裏に隠れる間で温度の上がり下がりがある。熱入力が最大となる条件の時の最高温度と、熱入力が最小となる条件の時の最低温度を計算し、それらが搭載機器の許容温度範囲を満たすように熱制御系の設計を行う。

### 3.7.3 熱解析

#### 熱平衡方程式

衛星を要素に分割し、各要素について熱平衡方程式を用いて温度遷移を求める。それぞれの要素は熱的に均一であるとする。節点 $i$ について以下に示す熱平衡方程式が成り立つ。節点 $0$ を宇宙空間とし、温度は $4[\text{K}]$ とする。衛星を図40のように $26$ 個に分割し、それぞれ節点で代表する。

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

表 30: 搭載機器の発熱量, 許容温度範囲

機器	総発熱量 [W]	温度許容範囲 [ ]
太陽電池センサ × 4	0.2	-30/+80
磁気センサ	0.001	-30/+85
ジャイロ	0.02	-30/+85
GPS	0.22	-30/+80
CPU	10	-20/+50
送信機	3.2	-30/60
受信機	0.07	-30/60
スラスタ × 4	14	-20/+70
太陽電池パネル		28 効率 100 % 65 効率 90 %
バッテリー		0/+70
総発熱量	27.8	

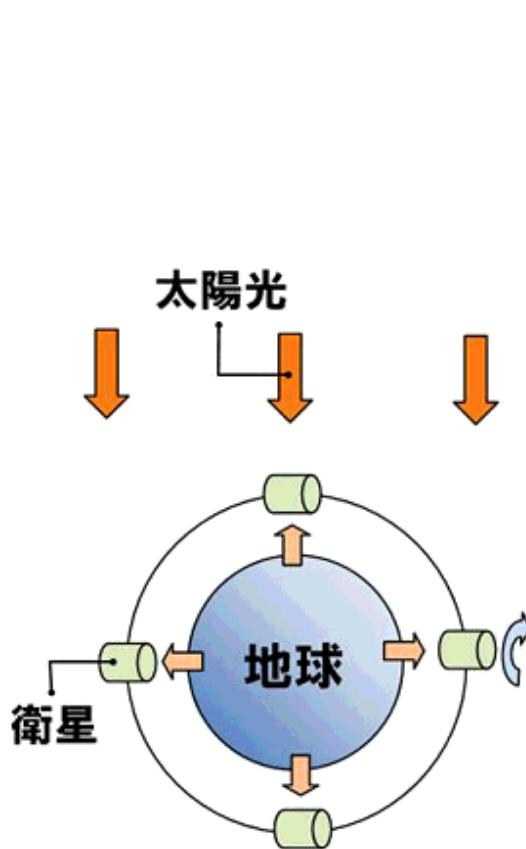


図 39: 太陽方向とスピン軸の関係

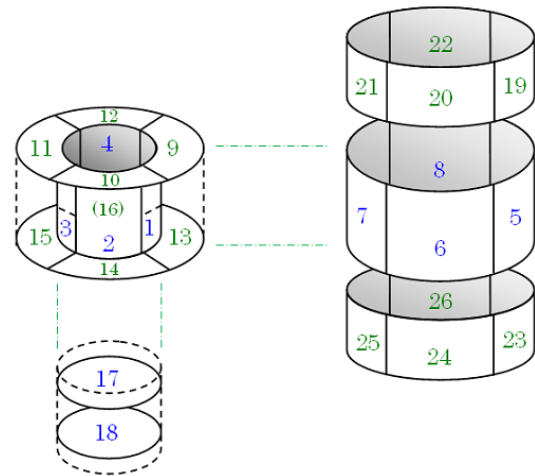


図 40: 衛星の節点

- $m_i$  : 節点  $i$  の質量 [kg]
- $c_{pi}$  : 節点  $i$  の比熱 [J/(kg·K)]
- $T_i, T_j$  : 節点  $i, j$  の温度 [K]
- $Q_i$  : 節点  $i$  の熱入力 [W]
- $C_{ij}$  : 節点  $i, j$  間の熱伝達係数 [W/K]
- $R_{ij}$  : 節点  $i, j$  間の放射係数 [m<sup>2</sup>]
- $\sigma$  : ステファン・ボルツマン定数  
(=  $5.67 \times 10^{-8}$  [W/(m<sup>2</sup>·K<sup>4</sup>)])

(1) 熱入力  $Q_i$

衛星への熱入力  $Q_i$  は太陽放射, 地球アルベド, 地球赤外放射による外部熱入力と, 内部発熱による

ものに分けられる．

$$Q_i = \alpha_i I_s A_i F_s + a I_s A_i F_e + \alpha_i I_e A_i F_e + P_i$$

- $\alpha_i$  : 節点  $i$  の太陽光吸収率
- $A_i$  : 節点  $i$  の表面積 [m<sup>2</sup>]
- $I_s$  : 太陽放射エネルギー [W/m<sup>2</sup>]
- $I_e$  : 地球の赤外放射エネルギー [W/m<sup>2</sup>]
- $F_s$  : 太陽光に関する形態係数
- $F_e$  : 地球と衛星表面の形態係数
- $a$  : アルベド係数
- $P_i$  : 節点  $i$  の機器発熱量 [W]

#### ・太陽放射

地球周辺での単位面積, 単位時間当たりの太陽放射エネルギー  $I_s$  は次のように示される．

$$I_s = 1353 \times (1 + 0.034, -0.0325) [\text{W}/\text{m}^2]$$

近日点で最大値 1399W/m<sup>2</sup>, 遠日点で最小値 1309W/m<sup>2</sup> をとる．地球周回衛星の場合この値は軌道高度によらず, また入射光は平行線とみなしてよい．

#### ・地球アルベド

地球アルベドは, 地球の大気や地表面により入射した太陽光が反射されてくるものである．アルベド係数  $a$  は緯度, 地形, 季節, 雲など位置や地表の状態によって変動する．

$$a = 0.30 + (+0.30, -0.15)$$

#### ・地球赤外放射

地球からの赤外放射エネルギーは年平均値をとると以下のように示される．

$$I_e = 237 + (+27, -97) [\text{W}/\text{m}^2]$$

極付近で最小値, 赤道付近で最大値をとる．

$F_e$  は地球と衛星表面との形態係数で, 地球表面から放射されたエネルギー衛星表面に入射する割合を示す．地球と衛星を球と仮定すると,  $F_e$  は以下の式で示される．

$$F_e = \frac{1}{2} \left\{ 1 - \sqrt{1 - \frac{R_e^2}{(R_e + H)^2}} \right\}$$

- $R_e$  : 地球半径 [km]
- $H$  : 軌道高度 [km]

$R_e=6378\text{km}$  (赤道半径),  $H=300\text{km}$  の場合は,

$$F_e = 0.352$$

である．

#### ・内部発熱

内部発熱とは, 衛星に搭載された機器による発熱のことである．搭載機器の総発熱量は 27.8W であり, これを外部に逃がす必要がある．

#### (2) 熱伝達係数 $C_{ij}$

$$C_{ij} = \frac{1}{\frac{1}{Cd_i} + \frac{1}{Cs_{ij}} + \frac{1}{Cd_j}}$$

$$Cd_i = k_i A_i / L_i$$

$$Cs_{ij} = h_{ij} A_{ij}$$

$Cd_i$  : 伝導による熱伝達係数 [W/(m<sup>2</sup>·K)]

$k_i$  : 要素の熱伝導率 [W/(m·K)]

$A_i$  : 熱経路の断面積 [m<sup>2</sup>]

$L_i$  : 要素の接触面までの距離 [m]

$Cs_{ij}$  : 要素  $i, j$  間接触熱伝達係数 [W/(m<sup>2</sup>·K)]

$h_{ij}$  : 要素  $i, j$  間接触熱伝導率 [W/(m<sup>2</sup>·K)]

$A_{ij}$  : 要素  $i, j$  間接触面積 [m<sup>2</sup>]

ここで, 要素の熱伝導率は CFRP の熱伝導率となる．

#### (3) 放射係数 $R_{ij}$

$$R_{ij} = \epsilon_i \epsilon_j F_{ij} A_i$$

$\epsilon_i, \epsilon_j$  : 節点  $i, j$  の放射率

$F_{ij}$  : 節点  $i$  から節点  $j$  への放射形態係数

図 41 に示すような 2 面間の放射形態係数  $F_{ij}$  は一般的に以下の式で表される．

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

$r$  : 節点  $i, j$  間の距離 [m]

$\theta_i$  : 面  $A_i$  の法線ベクトルと節点  $i, j$  を結ぶベクトルの角度 [rad]

$\theta_j$  : 面  $A_j$  の法線ベクトルと節点  $i, j$  を結ぶベクトルの角度 [rad]

#### 熱制御素子

外部熱入力と内部発熱による衛星の温度上昇を防ぐために衛星の側面の一部に放熱面を用いる．衛星内部では各面の熱交換を促すために黒色ペイントを施す．それらの緒元を表 31 に示す．



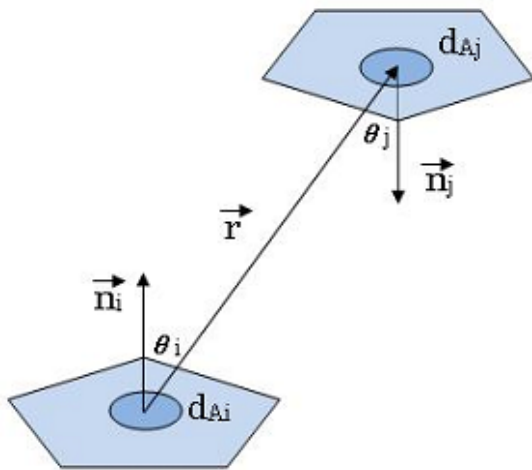


図 41: 形態係数

表 31: 熱制御素子諸元

素子	使用箇所	吸収率	放射率
黒色 ペイント	衛星内部	0.95	0.86
銀蒸着 テフロン	放熱面	0.08	0.80

### 3.7.4 熱解析結果

熱平衡方程式の各変数に値を代入して、前進差分の陽解法によって非定常解析を行った。構材のCFRP熱伝導率は $k=100\text{W/mK}$ とした。これは炭素繊維 XN-90( $k=500\text{W/mK}$ )とエポキシ樹脂( $k=0.1\text{W/mK}$ )を用いた疑似等方材料の熱伝導率を、複合則を用いて計算した値である。接触熱伝導率は $h=1000\text{W/m}^2\text{K}$ とした。CFRPの比熱は、炭素とエポキシ樹脂の比熱を考慮して複合則を用いて計算した $850[\text{J/kg}\cdot\text{K}]$ を用いた。衛星はスピンしているため側面(節点5~8,19~26)に入射する太陽の放射エネルギーは均一化されるとした。衛星両側の平板面は、太陽からの熱入力をほとんど受けないことと、地球からの熱入力は受けるが熱伝導性の極めて低いアブレート面がむき出しになっていることから、この面を断熱面として考えた。搭載機器は衛星の中央部の空間に集中しているため、中央部(節点1,2,3,4)が均一に発熱すると考えた。衛星側面の50%を放熱面とすると搭載機器の許容温度範囲を満たすので、この場合について熱入力最大となる条件および熱入力最小となる条件での計算結果を以下に示す。 図

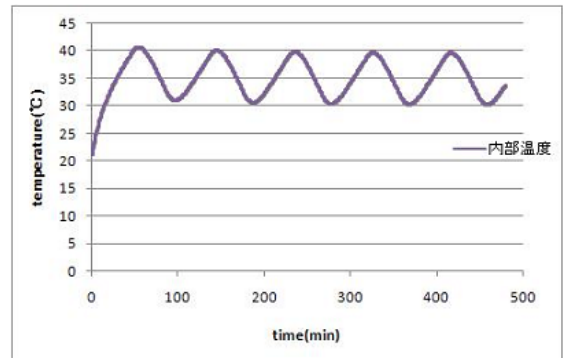


図 42: 高温ケース 内壁温度

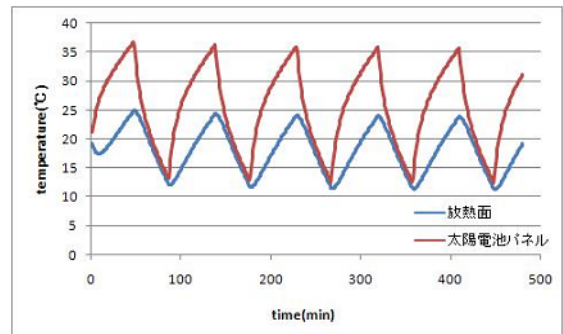


図 43: 高温ケース 外壁温度

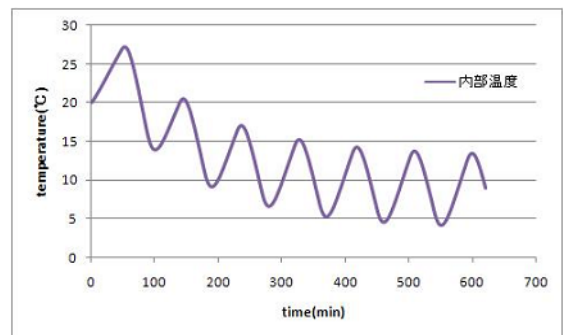


図 44: 低温ケース 内壁温度

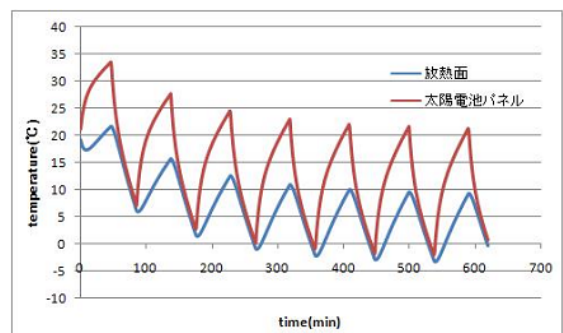


図 45: 低温ケース 外壁温度

42～図 45 の傾きが正の部分で太陽の光を受けている部分、傾きが負の部分で地球の裏に隠れた部分である。一つの山が 1 周期となる。今回は、平衡状態に達したと考えられる時間までの計算結果を示す。図 42 と図 43 はそれぞれ熱入力最大の時の機器搭載部温度 (代表して節点 1) と、太陽電池パネル (代表して節点 6)、放熱面 (代表して節点 5) の温度である。図 44 と図 45 はそれぞれ熱入力最小の時の機器搭載部温度と、太陽電池パネル、放熱面の温度である。

図 42 において機器搭載部の最大温度は約 42 であり、2 周期目で平衡状態に達している。図 43 において太陽電池パネルの最高温度は約 38 であり、これも 2 周期目で平衡状態に達している。したがって、熱入力最大の時は機器は許容温度範囲内で使用可能で、太陽電池パネルの効率低下も顕著には起こらない。

図 44、図 45 においても計算時間をより長くしても平衡状態は続くので、機器の許容温度範囲を満たす結果となり太陽電池パネルの効率もそれほど低下しない。

衛星に放熱面を設けることにより温度の上下を調整した。熱解析結果より、衛星はミッション期間において正常に動作すると考えられる。

#### 4 期待される成果

ブラックアウトの時間に対して、本ミッションでカプセルに搭載する水の量は RAM-C 等の過去の実験よりも少なく、ブラックアウトを完全に回避することは出来ないと予想される。求電子剤として用いる水の散布の有無による電子数密度の違いを確認しやすくするために、水は比較的低いプラズマ電子数密度において一気に散布する。そのとき得られると考えられる GPS のログと電子数密度の変化を図 46、図 47 に示す。

#### 5 ミッションの特徴

ブラックアウト発生の指標となるプラズマ電子数密度に対する求電子剤の効果を定量的に知るために、再突入カプセルを 2 個用いた対照実験を行う点が特徴である。そのため、1 個当たりのカプセルの重量とサイズが限られてしまい、再突入の精度に大きく影響する減速  $\Delta V$  の大きさや方向を微調整する機構を搭載できない。この問題を、スピンアップさせた衛星からカプセルを射出してカ

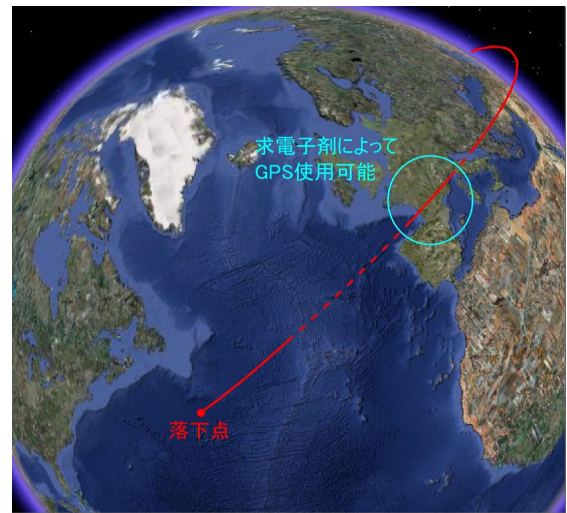


図 46: GPS のログ (予想)

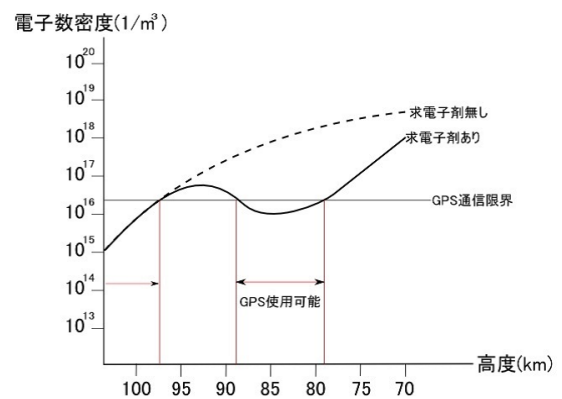


図 47: 電子数密度の変化 (予想)

プセルにジャイロ剛性を与えること、回収を行わずに落下地点の誤差楕円を大きく設定することによって解決する。

また、誤差楕円が大きいと通信に有利な陸地や沖合いに着水させることができず、実験終了後のカプセルと陸上の地上局は直接通信できない。そこで、地上局に実験結果を送信するためにカプセルを射出した衛星をデータ中継衛星として利用する点が 2 つめの特徴である。これによって陸地から遠く離れた洋上に落下目標地点を設定することができる。このような実験システムは弾道ミサイルでは実現が難しく、人工衛星を用いる必要がある。

## 6 実現方法

### 6.1 予算・製作環境

本衛星は名古屋大学初となる衛星である。名古屋大学は東海地方で唯一航空宇宙工学専攻を有する大学であり、またその東海地方はH2A ロケットの大部分を生産する工場が集まる“ロケット銀座”であり、多くの航空宇宙関連企業を有する。この衛星の製作を通じて、人材・技術交流を活発に行い、日本の航空宇宙産業界に大学の研究成果を還元する。また、衛星の資金はそれら企業から募り、より優秀な航空宇宙工学における人材を育てることで還元したい。

製作環境は大学の1部屋を使い、クリーンルームを自作で設置する。試験等で設備が必要な場合は、JAXA 名古屋駐在員事務所や航空宇宙関連企業などの協力をお願いする。管制についてはJAXA 沖縄宇宙通信所にアンテナを設置し、大学に24時間のコントロールルームを設置する。

打ち上げはH2A ロケットのピギーバックを想定し、総開発費用は5000万円である。内訳はバス部が2000万円、カプセルが1機1000万円、インフラ面が1000万円である。

### 6.2 開発スケジュール

開発スケジュールを図48に示す。衛星本体に関してはプロトフライトモデル(PFM)方式を採用する。PFMにて認定試験を行った後、必要な改修および改修後試験を実施し、PFMをフライトに供する。再突入カプセルに関してはエンジニアモデル(EM)、プロトタイプモデル(PM)を製作後にその試験結果を活かしフライトモデル(FM)の製作を行う。また、サブシステム、コンポーネントレベルで既存品の流用もしくは類似設計品をベースとする場合は、開発モデルなしでPFMのみの製作で開発する。

本衛星は2010年度で予備設計を終える。この段階では関係機関の協力体制や資金面の問題を解決する。その後、基本設計に移行し、衛星のBBM製作、カプセルのBBM、EM製作、風洞試験、モデルロケットエンジンを改造した軌道離脱用モータの試験、分離放出機構の試験を行う。2012年度から1年詳細設計に入り、衛星本体のPFM、カプセルのPM・FMの製作・試験を行う。2013年度より維持設計に入り、衛星本体とカプセルを統合し試験を行う。2014年度夏に名古屋を出荷、2015年2月21日

H2A ロケットによって打ち上げ、3月21日春分の日周辺に再突入実験を行う。

### 6.3 再突入安全評価

本衛星が再突入軌道投入に失敗した際の対応を評価する。再突入時では苛酷な環境になるため導爆線などをつむことができず、ロケットのような指令破壊をすることは不可能である。よってUSERS再突入機の安全評価を参考に計画することで、安全を考慮した。

## 7 まとめ

4月下旬に今年度のコンテスト参加チームが結成され、週に1度のミーティングを行って衛星の構想を練った。設計を進めるにあたり、ミッションの選定には特に多くの時間を割いた。多くの資料や前年度までの本学参加作品の審査結果を参考に、人工衛星を用いる必要性や得られる成果の意義に重点を置いてミッションを選定した。衛星システムの設計及び解析においては、昨年度の最終審査会での講評でご指摘頂いた、物理的・原理的理解が曖昧なまま解析ソフトウェア等の便利ツールを用いる危険性について留意し、ローエンドだがプリミティブな解析を心がけた。

## 謝辞

設計を進めるにあたり、本学工学研究科航空宇宙工学専攻の山田克彦教授、酒井武治准教授から主にミッション関連の参考文献の提供および助言を頂きました。カプセル射出機構に関して三菱電機株式会社の柏宗孝様に助言を頂きました。ミッションの選定にあたっては本学太陽地球環境研究所電磁気圏環境部門の塩川和夫教授にお話を伺わせて頂きました。また、昨年度の衛星設計コンテストの参加メンバーからはチームとして衛星設計を進める難しさややりがいについて多くの助言と励ましを頂きました。この場を借りて上記の方々に深く御礼申し上げます。

## 参考文献

- [1] Frank J. Regan, Satya M. Anandkrishman: Dynamics of Atmospheric Re-Entry, AIAA Education Series(1993)

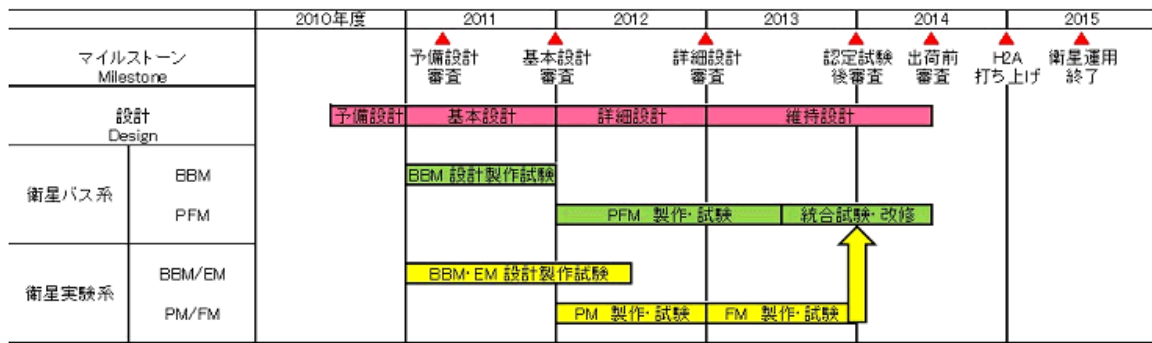


図 48: 開発スケジュール

- [2] John D. Anderson, Jr. : Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, McGraw-Hill Book Company(1989)
- [3] 久保田弘敏, 鈴木宏次郎, 綿貫忠晴 : 宇宙飛行体の熱気体力学, 東京大学出版会 (2002)
- [4] 茂原正道, 鳥山芳夫 : 衛星設計入門, 培風館 (2006)
- [5] 木田隆, 小松敬治, 川口淳一郎 : 人工衛星と宇宙探査機, コロナ社 (2008)
- [6] 茂原正道 : 宇宙システム概論, 培風館 (1995)
- [7] 大矢晃示, 松田聖路, 石井信明 : 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報告 (2005)
- [8] 姿勢制御研究委員会 : 人工衛星の力学と制御ハンドブック, 培風館 (2007)
- [9] 茂原正道 : 宇宙工学入門, 培風館 (2005)
- [10] 松尾弘毅, 柴藤羊二, 渡辺篤太郎 : ロケット工学, コロナ社 (2002)
- [11] James R. Wertz : Spacecraft Attitude Determination and control, Kluwer Academic Publishers(1987)
- [12] Ryback J. P. and R. J. Churchill : "Progress in Reentry Communications," IEEE Trans. On Antennas and Propagation, vol. AES-7, no. 5, Sept. 1971, pp. 879-894.(1971)
- [13] Kim Min Kwan. : "Electromagnetic Manipulation of Plasma Layer for Re-Entry Blackout Mitigation,"
- [14] Kim M. ,Keidar M., and Boyd I. D. : "Two-Dimensional Model of an Electromagnetic Layer for the Mitigation of Communications Blackout," 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, FL, Jan. 2009, no. AIAA-2009-1232.
- [15] Koju Hiraki ,Yoshifumi Inatani:"The Aerodynamic Data Base for Asteroid Sample Return Capsule," The Institute of Space and Astronautical Science Report SP No.17(2003)
- [16] Eric D. Gillman, John E. Foster, Isaiah M. Blankson : "Review of Leading Approaches for Mitigating Hypersonic Vehicle Communications Blackout and a Method of Ceramic Particulate Injection Via Cathode Spot Arcs for Blackout Mitigation," NASA TM 2010-216220(2010)
- [17] 和田安弘, 渡辺泰夫, 秋元敏男, 安井英巳 : "静電プローブのデータ解析",NASDA-SPP-940003
- [18] 山田哲哉, 安部隆士 : "「はやぶさ」カプセルの地球大気再突入時におけるプラズマ現象とその周辺," The Japan Society of Plasma Science and Nuclear Fusion Research, Vpl.82, No.6(2006), 368-374