

PRIMROSE

PRImary MembRane and Orbit-change Skill Experiment

日本大学 理工学部 航空宇宙工学科
○山崎政彦, 荒木友太, 有田公輔, 瓜田彰, 岡崎一高, 亀山尚志,
種田惇也, 千葉悠太, 増田敬史, 山口晃

第1部 ミッション解析書



1. ミッションの概要

本衛星は工学技術実証衛星として、インフレーターチューブの展開および硬化・形状保持技術の実証と、展開したインフレーターチューブをマストとして膜面を展開する技術の実証を第一のミッションとする。

さらに展開した膜面に空気抵抗を受けることで高度を徐々に降下させていき、ミッション期間である4年間に軌道高度800kmから400kmへと降下させる。その間、図1-1の様に膜面を進行方向に対して垂直や、平行にさせることで衛星が受ける空気抵抗を変化させ、軌道降下速度の変化を観測する実験を行う。衛星の時々刻々の位置情報は衛星に搭載したGPSを用いて取得する。このデータより、展開した膜面が軌道降下に有効なことの証明を第二のミッションとする。

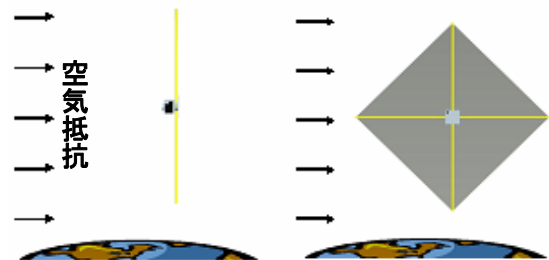


図1-1 PRIMROSEの飛翔形態

そして、本衛星が実証する軌道降下方法を用いて新しい観測軌道を提案する。新しく提案する軌道では、4年という短期間で50kg級の衛星の高度を800kmから400kmへと降下するまで徐々に下げていくといったものである。

現在、分子や電子および宇宙塵など広い範囲で高度分布を有する対象物を観測する場合、カメラやセンサで間接的に観測したり、同様の衛星を高度別に複数機打ち上げたりする現状があるが、本衛星が提案する軌道を用いる事で、1機の衛星で幅広いエリアを飛翔することが可能となる。これにより、今まで以上に広い範囲での観測や分析を行うことができる。

また、進行方向に対する膜面の向き（以下、迎角）を変更し、衛星が受ける空気抵抗のレベルを調節することで、軌道高度の降下率の制御も可能となる。図1-2に、膜面の迎角と軌道高度の降下の関係をシミュレーションした結果を示す。

この技術を利用することで、目標高度までは、空気抵抗のレベルを上げ降下率を上げて飛翔し、目標高度に接近したら膜面の迎角を変更し空気

抵抗のレベルを下げることでその高度に長く滞在することが可能となる。これにより、目標高度での長期間の観測・採取が実現できる。

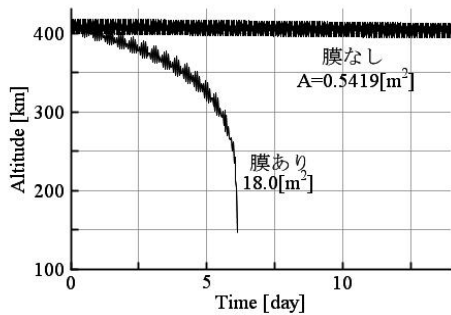


図 1-2 膜面迎角による軌道の違い

インフレータブル膜の展開による軌道降下は、新しい軌道を提案できるだけでなく、短い期間で衛星を大気圏へと再突入させることができるので、衛星の非デブリ化に貢献できるという側面も持っている。これは、国際機関間宇宙デブリ調整会議 (IADC) が提唱している「不要になった人工衛星などは、25 年以内に落下させるべきである」という宇宙のゴミ問題を考慮した衛星開発における課題をクリアするための第一歩にもなる。

また、本衛星によるインフレータブルチューブ膜の展開、硬化・形状保持の技術が実証されれば、大型宇宙用通信アンテナなど、将来のインフレータブル構造物に関する基礎技術の実証に繋がる。

2. ミッションの背景

2.1. インフレータブル構造物

昨今、将来の移動体端末やレーダー、宇宙通信に利用可能な巨大アンテナや、太陽エネルギーで発電するための高面積太陽電池パネルなど、大型宇宙展開構造物建設の実現に向けてインフレータブル構造物の研究開発が盛んに行なわれている。

これには、近年、宇宙環境にも長期間耐えられる材料製造技術の進歩があり、実用化に向けてのハードルがクリアされたという背景がある。

インフレータブル構造物とは、袋状の膜面に風船のようにガスを注入することによって展開させ、形状を維持する柔軟構造物のことである。現在までに数々の衛星で使われている伸展ブームと同様にビーム構造を実現することは同じだが、インフレータブルチューブはチューブ形状に自由が利き、複雑なビーム形状 (図 2-1 参照) も容易に実現できるという点で異なる。

またインフレータブル構造物は、軽量・高収納性といった特性より、スペースや重量の制限がより厳しい小型人工衛星で利用されることで、その特性を最大限に活かすことができる。しかし、インフレータブル構造物の宇宙利用は未だに実績が少なく、その収納・展開方法などは研究段階と

というのが現状である。

一方、小型人工衛星は構想から開発、実行までの時間が短縮でき、開発を迅速に行うことができるといったメリットがあることと、ピギーバックの形態を用いることによって低コストで人工衛星を打ち上げられるというメリットを持っている。

以上のことから、インフレータブル構造物の宇宙実証において小型衛星は最適である。

そこで、本衛星では小型人工衛星におけるインフレータブルチューブの基礎技術実証試験の先駆けとして、インフレータブルチューブをマストとした膜展開技術を獲得し、今後のインフレータブル構造物の様々な技術実証試験および応用試験の実施への第一歩とする。

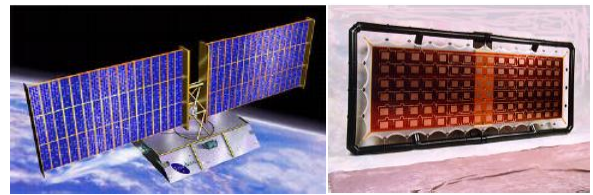


図 2-1 インフレータブル構造物の例



図 2-2 小型衛星用インフレータブルチューブ系概観

2.2. スペースデブリ問題

人類がこれまでに打ち上げた人工衛星は約 5000 個にも上る。それらで、運用を停止した衛星や宇宙空間を漂う制御不能になったもの、人工物の破片などをスペースデブリと呼んでいる。デブリは 10cm 以上のもので 1 万個以上にも上ることが分かっている。

また、人工衛星などがデブリと衝突する速度は秒速数 km という高速で、その衝撃はすさまじいものになる。そのため、今後宇宙に打ち上げる衛星やスペースシャトルなどの脅威となることが予想され、宇宙の新しい環境問題となっている。

本衛星はインフレータブル膜展開による空気抵抗で軌道を下げていくことで、同サイズ、同重量の他衛星と比べて非常に短い期間で高度 800km から大気圏へと再突入させることが可能となる。

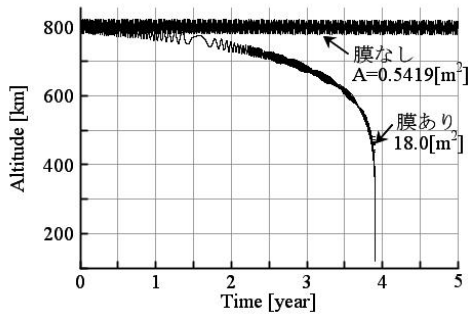


図 2-3 再突入期間の比較

3. ミッションの目的・意義

3.1. 目的

本衛星はインフレーター構造物の基礎技術を実証するために、インフレーターチューブの展開および硬化・形状保持とそれをマストとする膜面の展開実証を第一の目的とする。

この、インフレーター膜の展開方法は未だ確立されておらず、今回のミッションを達成することによりインフレーター膜構造物展開の基礎技術を確立する。更に、その様子を搭載カメラによる動画取得や、各種センサでガスの状態を測定し、インフレーター膜の挙動解析を行なう。

そして、展開した膜面で空気抵抗を受けながら軌道を降下させる技術の実証とその観測を行う事を第二の目的とする。降下の過程においては、衛星本体の姿勢を変更させて空気抵抗を受ける膜面積を変化させ、軌道の降下率を変化させる。このことから、膜面が軌道変更にどの程度有効であるのかを推定する。

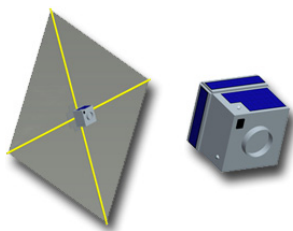


図 3-1 PRIMROSE 概観

3.2. 意義

3.2.1. インフレーター構造物

インフレーターチューブを搭載した衛星には前例が少なく、宇宙空間での詳細な挙動は未だに解明されていない。

インフレーター構造物の展開実験を地上で行う場合、重力や空気抵抗の影響を大きく受けるので、宇宙空間での実際の挙動とのズレが大きく生じる。このため地上での展開実験を宇宙空間における模擬実験とすることはできない。

よって、図 3-2 のような膜面展開の数値シミュレーションによる数値実験の必要性が増す。しかし、数値計算の場合、結果の精度の課題がある。

実際に宇宙で行える実験は1度であるが、地上で膜面展開の数値シミュレーションを繰り返し行い、数値シミュレーションの精度あげ、宇宙での膜面展開実験を行う。これにより、数値シミュレーションの結果と実験の結果を比較・検討でき、1度の実験で基礎技術の獲得に至ると考える。

さらに、実際に取得した膜面展開の結果を数値シミュレーションにフィードバックすることにより、より精度の高い数値シミュレーションが可能となると考える。

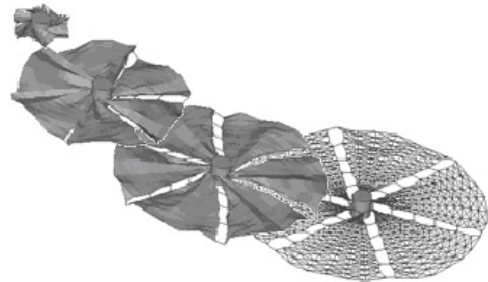


図 3-2 膜面の展開シミュレーション

3.2.2. GPS による衛星位置情報の取得

本衛星は GPS を用いて時々刻々の衛星位置の測定を行う。この GPS より得られた本衛星の位置情報より、展開した膜面がどの程度軌道降下に有効なのかを評価する。

本衛星は、飛行中において、膜面の迎角を変更し、膜が受ける空気抵抗を変更する。それにより、展開した膜が軌道変更にどれほど有効なのかを評価できる。データを 600km, 450km, 400km の 3 つの高度において有効性を取得し評価する。これらのデータから、将来ある高度に打ち上げられる衛星で、ある期間で大気圏に突入させたいといった問題が生じた時に、どのくらいの膜面積にすれば希望の軌道降下を得られるかといった具体的な答えを提示できるようになる。

3.2.3. 外乱レベルの導出

本衛星は、大きな膜面を展開した状態で姿勢を 90° 変更させる。その際には、大きな外乱トルクが発生すると考えられる。そこで、姿勢の変更時にジャイロなどのデータ履歴やリアクションホイールの回転数履歴から衛星にかかる外乱トルクを推定する。外乱トルクは軌道高度によって値が変わってくるので、高度別に外乱トルクの推定を行うことで、複数高度のデータを取得することができる。本衛星は高度 800km から高度 400km まで 4 年という運用期間で飛行するので、1 機の衛星で幅広い高度のデータを取得出来る。

現存する空気密度モデルは多々あり、本衛星で取得したデータから、それぞれの空気密度モデルを評価することにより、それらの妥当性を示す。これらのデータは更に将来、衛星を設計する際にフィードバックされる。

3.2.4. 学生主体による人工衛星の開発

本衛星に使用する部品は入手が容易、かつ、低コストである民生品から選択する。これにより、学生であっても本衛星を開発することが可能となる。学生主体で開発を行うので、小型衛星開発の特徴である、迅速な開発の実現は難しくなる。しかしながら、本衛星を開発することで、学生は学習意欲の向上と物作りを通じた実践的な技術の習得が経験でき、今後の宇宙工学を担う人材育成の機会としても極めて有意義である。

3.2.5 民生品の使用に関して

搭載する民生品は、宇宙での過酷な環境の中でも正常に機能しなければならず、長期ミッションにおいて配慮すべき問題として、放射線による機器の特性の劣化が懸念される。そのため地上で十分な放射線試験を行い、影響を評価する。さらに、搭載機器をタングステンによる放射線対策を施したアルミ製ボックスに収納しておくことにより、放射線から防護しておく。

こうして本衛星は民生品を搭載することにより、低コスト化が可能となり、入手も容易である。

4. ミッションシーケンス

図 4-1 にミッションシーケンスの概要を示す。

本衛星のミッションシーケンスは、大きく「衛星サイド」と「地上局サイド」の2つに分けられる。

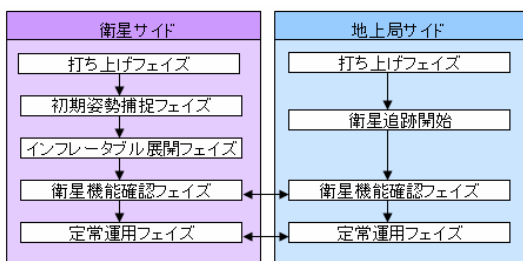


図 4-1 ミッションシーケンス概要図

表 4-1 に衛星側のミッションシーケンスを、また、表 4-2 に地上局側のミッションシーケンスを記す。衛星側ミッションシーケンスの S1 から S3 は本衛星の軌道投入後より全て自律的に行なう。

最後に、各フェイズの詳細を図 4-2 に示す。

表 4-1 衛星側ミッションシーケンス

No.	項目
S1	2011年6月に高度800kmの太陽同期軌道へと打ち上げられる。
S2	捕捉信号の送信を行う。それと同時にハウスキーピングデータおよびGPSセンシング、インフレーター膜面を展開するために初期姿勢へと姿勢変更を開始する。また、姿勢制御後は蓄積した角運動量をアンローディングする。
S3	蓄積角運動量のアンローディング後、インフレーター膜面の展開および、カメラによる膜面の動画撮影へ移行する。インフレーターチューブが展開すると同時にチューブの硬化が始まるので、チューブは硬化する前に展開を終了する必要がある。目安の時間は数分である。インフレーター膜面展開後は、定常姿勢(進行方向に対して垂直)へと制御する。
S4	衛星の各機能を確認するために、いくつかのコマンドを地上局から受信し、実行する。
S5	定常運用に入り、ハウスキーピングデータ、ミッションデータの地上局への送信を行う。
S6	所定の高度に来たら、地上からの姿勢変更コマンドに応じて姿勢を90° 変更する。

表 4-2 地上局側ミッションシーケンス

No.	項目
G1	ロケットが打ち上げられ、衛星が軌道に投入された瞬間から、衛星が送信している捕捉信号を受信し、衛星を捕捉する。
G2	衛星のインフレーター膜の展開終了後、衛星の各機能を確認するためにいくつかのコマンドを送信する。
G3	定常運用に入ると、ハウスキーピングデータとミッションデータの受信を行う。
G4	運用計画に沿って姿勢変更コマンドを衛星へ送信する。

5. ミッション要求・検討

これまで述べてきたミッションを成立させるために本衛星の設計に表 5-1 に記す要求を達成する必要がある。以下より、上記したミッションの実現可能性を検討する。

表 5-1 ミッション要求

No.	項目
1	設定したミッション期間(4年間程度)の間に軌道高度を800kmから再突入まで下げられる膜面積の導出。
2	上記1.のミッション要求から導出された面積を有する膜面を展開させるための機構の設計及び収納方法の考案。
3	展開したインフレーター膜面の形状をミッション期間中維持し続けるため、インフレーターチューブを展開後に硬化させるような機能を付加させること。
4	インフレーター膜面の展開を動画で撮影するためのカメラを搭載すること。動画撮影時間は60秒間で膜の挙動が判別できる分解能とし、その後は静止画像による撮影を行なう。また、カメラは衛星側面に4台取り付け。
5	上記4.のミッション要求で生じた大量の画像データ、及びその他テレメトリデータを全て保存できる容量を持った記録媒体を搭載すること。
6	インフレーター膜面展開後、衛星の姿勢を90° 変更させられる姿勢制御系を設計すること。
7	設定したミッション期間である4年間、衛星の位置を捕捉するため、GPSを搭載すること。
8	設定したミッション期間である4年間、全システムが安定した動作をすること。

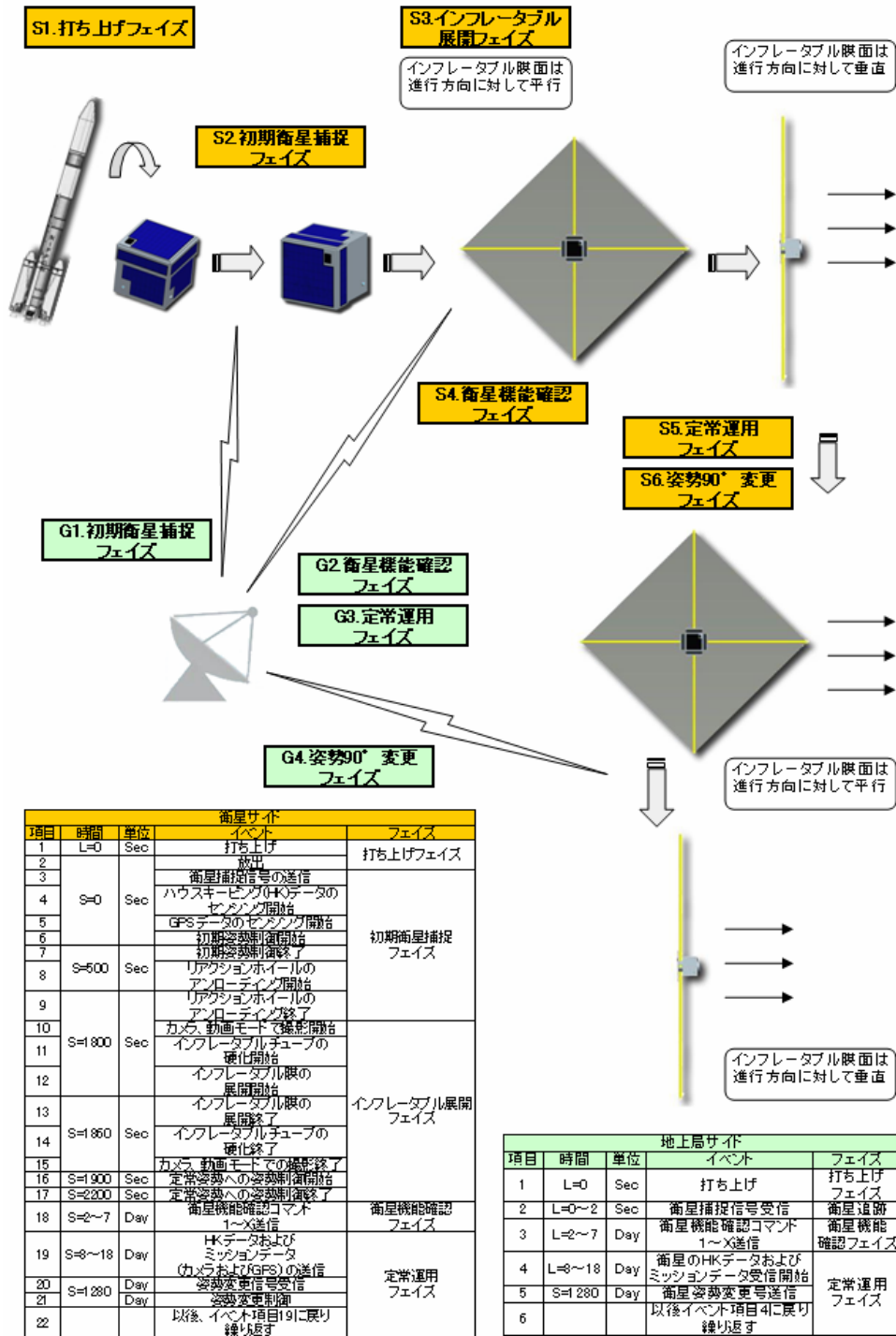


図 4-2 ミッションシーケンス詳細図

5.1.膜面積の導出について

本衛星は、高度 800km の太陽同期軌道へ投入されたのち、インフレーターチューブによって膜面を展開する。この膜面で地球大気の抵抗を受けさせ衛星を減速することで、軌道降下させる。

本衛星の場合、ミッション期間が 4 年間と設定されており、この期間内に高度 400km まで降下するような膜面のサイジングが必要となる。

5.1.1.シミュレーション方法

衛星を質点と見た運動方程式を立て、4 次のル

ンゲクッタ法により数値積分していくことで時刻と高度の関係を調べ、膜面積を見積もった。高度 800km 以下において比較的影響の大きい摂動である、重力の摂動、大気抵抗を考慮した。ただし、重力の摂動に関して、地球は自転軸周りに対称と仮定して、重力ポテンシャル U を以下のように与えた。(P_2 は 2 次のポテンシャル関数)

$$U = -\frac{\mu}{r} \left\{ 1 - \left(\frac{a_0}{r} \right)^2 J_2 P_2(\sin \phi) \right\} \quad (5-1)$$

これを、地球中心赤道面基準座標系の重力加速

度成分で表すと以下ようになる。

$$\begin{aligned}
 g_x &= -\frac{\partial U}{\partial X} = g_{eq} \frac{X}{r} \\
 g_y &= -\frac{\partial U}{\partial Y} = g_{eq} \frac{Y}{r} \\
 g_z &= -\frac{\partial U}{\partial Z} = g_{np} \frac{X}{r}
 \end{aligned}
 \tag{5-2}$$

ここで、 g_{eq} 、 g_{np} は次のとおりである。

$$\begin{aligned}
 g_{eq} &= -\frac{\mu}{r^2} \left\{ 1 - \frac{3J_2}{2} \left(\frac{R}{r} \right)^2 (5 \sin^2 \phi - 1) \right\} \\
 g_{np} &= -\frac{\mu}{r^2} \left\{ 1 - \frac{3J_2}{2} \left(\frac{R}{r} \right)^2 (5 \sin^2 \phi - 3) \right\}
 \end{aligned}
 \tag{5-3}$$

ただし、重力定数 $\mu = 398600.9[\text{km}^3/\text{sec}^2]$ 、赤道半径 $R = 6378.142[\text{km}]$ 、帯球係数 $J_2 = 1082.628 \times 10^{-6}$ である。

また、大気抵抗による力 F_{drag} は、衛星の速度ベクトルを $\dot{\mathbf{r}}$ とすると、

$$\mathbf{F}_{drag} = -\frac{1}{2} \rho A C_D |\dot{\mathbf{r}}| \dot{\mathbf{r}}
 \tag{5-4}$$

本計算では、抗力係数 $C_D=2.0$ にとっている。

空気密度 ρ については、Harris-Priester モデルにより求める[文献 6]。このモデルは、高度 100km から 1000km までカバーされており、太陽光による空気膨張の影響も考慮されている。

5.1.2.軌道要素

数値計算を行うにあたり、その初期値を決定する必要がある。本衛星の軌道要素を実際に軌道上にある小型ピギーバック衛星の TLE を参考に設定した。その軌道要素をもとに SGP4 モデルを用いて初期位置、初期速度を求めた。設定した軌道要素は次の通りである。

表 5-2 設定軌道要素

要素	設定値
軌道傾斜角 <i>i</i> [deg.]	98.1668
昇降点赤経 Ω_0 [deg.]	0
離心率 <i>e</i>	0.0017089
近地点引数 ω [deg.]	90
平均近点角 M_0 [deg.]	89.9
平均運動 n_0 [回/日]	14.27
エポックの西暦年	2011
エポックの日時	6月22日5:12(UTC)

5.1.3.膜面積の決定

衛星質量を構体設計からの要求より 50kg とし、膜面積 A を変えながらシミュレーションした結果を以下に示す。膜面積を $A=17.4\text{m}^2$ としたときにほぼ 4 年間で再突入するという結果が得られたので本衛星の膜面積の大きさは 18m^2 とする。

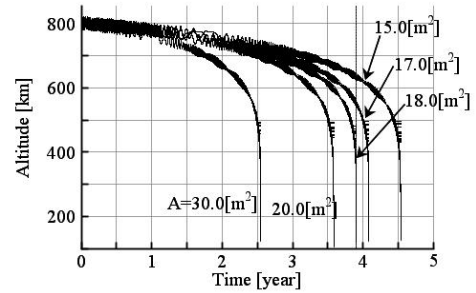


図 5-1 膜面積による軌道の違い

5.1.4.要求する姿勢精度について

本衛星は、定常時で空気抵抗を最大限受ける姿勢で飛翔する。しかし、衛星の姿勢に誤差があると、空気抵抗のレベルが変わってしまい、本衛星の試験結果や軌道が変動してしまう。よって、衛星の姿勢に対する要求が生まれ、本衛星では目標姿勢に対する姿勢精度要求を ± 5 度以下とした。

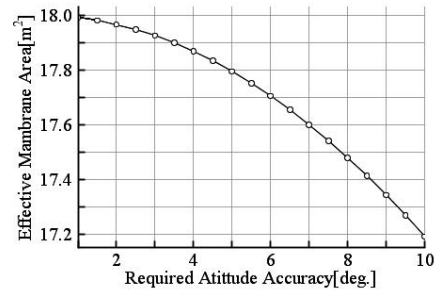


図 5-2 姿勢精度に対する有効膜面積

5.2.膜面展開機構について

5.2.1.膜面形状について

本衛星の膜面の形状は四角形とする。膜面の面積による要求である 18m^2 を四角形で実現しようとした場合、他の四角形以上の多角形で実現した場合に比べ、一本あたりのマスト長さは長くなるがトータルのマスト長さは短くなる。つまり、四角形の形状がもっともマストを展開するのに必要なガスの量が少ない。

四角形の場合、一本あたりのマスト長さが長くなってしまふので、 90° 姿勢変更する際、マストの剛性が弱くなってしまふのが懸念されるが、姿勢変更を十分な時間をかけて行うことにより解決できる問題であると考える。

よって、本衛星は四角形の膜形状を採用する。

5.2.2.インフレーターブル膜展開システム

図 5-3 にインフレーターブル膜の展開システム図を示す。

窒素ガスを封入したガスカートリッジ、流出するガスの圧力、および流量を調整するためのレギュレータ、そして電磁バルブが、ガスを制御するのに必要な機器である。

打上げ前に地上で、インフレーターブルチューブ、および配管内に存在する残留空気を抜くために

外部空間へ繋がる電磁バルブも搭載する事とする。

インフレーターチューブが展開している時、また、膜形状維持しているときの内部流体の様子を把握するために、流量センサと圧力センサを搭載する事とする。

更に、本衛星では、インフレーターチューブの硬化に紫外線を用いるが、衛星内部では紫外線が衛星の外壁に遮蔽され当たりにくい事、また、インフレーターチューブの付け根部は応力が集中し、変形しやすい事を考慮し衛星内部に紫外線 LED を搭載し、チューブの付け根も十分に硬化させる。

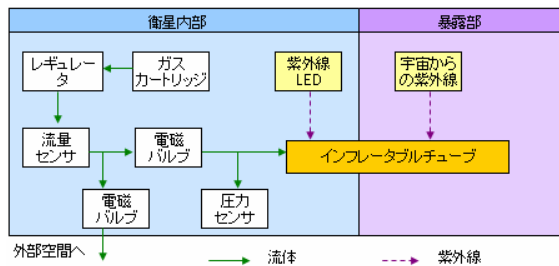


図 5-3 インフレーター展開システム図

5.2.3.収納方法について

膜の折り畳み方は図 5-4 のようにする。この図のような折り方の場合、全ての折り目がインフレーターチューブと垂直に交わっているのが特徴である。

また、インフレーターチューブを長く伸ばした場合、中にガスを充填したとしても、インフレーターチューブは曲げに対する剛性があまり期待できない。この観点から見ても図 5-4 の折り方は、折り目の影響による荷重は、チューブの軸方向に働き、曲げ方向にはほとんど作用しないので、適切な収納展開法である。

よって、本衛星は以下の図のような折り方を採用する。下図の太線部にインフレーターチューブが設置される。

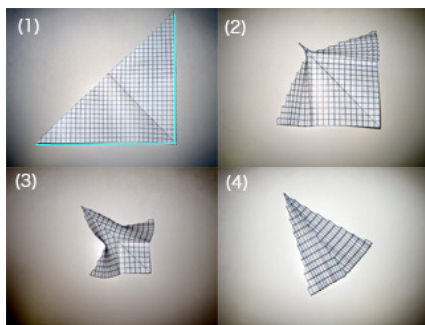


図 5-4 膜の折り畳み方

以上のように折り畳んだ膜は以下の図のように衛星内部に図 5-5 の様に収納され、膜面が図 5-6 の様に展開する。

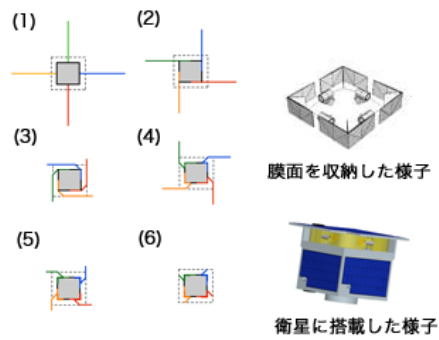


図 5-5 膜面の収納方法

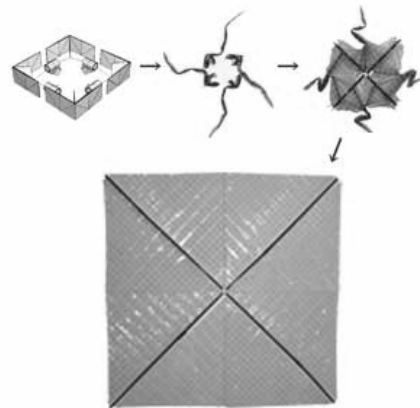


図 5-6 インフレーター膜展開の様子

5.2.4.硬化方法について

本衛星は、その運用期間中（ロケット放出後から高度 400km まで）インフレーター膜面を維持しておかなければならない。しかし、この膜を支持しているのはインフレーターチューブであり、チューブ内のガスが漏れてしまう事や、デブリの衝突によりチューブに穴があく事などの要因での膜面形状が維持出来なくなる状況は避けなければならない。よって、確実に衛星の運用期間中に膜面を維持し続けるためにインフレーターチューブの硬化は必須の要求となる。

インフレーターチューブの硬化に関する研究は各方面で行なわれており、以下に現在有力視されている硬化法について記す。

【熱硬化型】

熱硬化型接着剤を加熱する事により硬化させる方法である。宇宙空間では硬化させたい面を太陽に向ける事で加熱できる。

【紫外線硬化型】

紫外線とは、可視光よりも短い波長域の電磁波であり、10~400nm 以下の波長域をいう。一般に、有機材料を硬化させるには、200~450nm 域の出力波長を持つ紫外線照射装置を用いて行なわれる。紫外線照射装置の紫外線ランプ出力には、波長域による分布があり、紫外線出力強度が異なる。280~450nm 域の紫外線が、オプトエレクトロニクス用接着剤の硬化に有効であるとされている。表 5-3 に両硬化型の特徴を示す。

表 5-3 各硬化型の基本性能

熱硬化型	
主成分	エポキシ樹脂
貯蔵安定性	低(低音保管必要)
反応性	低(時間単位)
硬化時の発生応力	大(熱収縮が大)
硬化後の耐熱性	高
硬化後の剥離接着性	高
紫外線硬化型	
主成分	アクリル樹脂
貯蔵安定性	高(常温保管可能)
反応性	高(秒単位)
硬化時の発生応力	大(反応収縮が大)
硬化後の耐熱性	中-高
硬化後の剥離接着性	中-高

以上の各硬化型の基本性能の比較より、本衛星はエポキシ樹脂を主成分とする紫外線硬化型接着剤を用いた硬化法を採用する。

その理由としては、硬化前後での収縮が小さい事がまず一つに挙げられる。この特性は、例えば展開後に 3m の長さのインフレーターブルチューブを実現したいと考えた時、熱収縮や反応収縮のことを考えなくていいといったメリットがある。

また、本衛星はインフレーターブルチューブの根元は衛星内部にあり、この根元を硬化させようと考えたとき、熱硬化法を用いると衛星内部を 100℃以上にする必要がある。このことは、衛星の温度バランス的に好ましくない事が容易に想像出来る。しかし、紫外線硬化の場合、衛星内部に紫外線波長の LED ランプを搭載する事によって根元の硬化がより簡単に行なえる。このことがもう一つの理由である。

また、紫外線硬化を採用するにあたり、インフレーターブルチューブが展開する前に硬化してしまうのを防ぐため、衛星内部の収納部分に UV カットフィルムを用いて紫外線をカットする。

5.3.インフレーターブル膜の空力的考察

ここでは、膜面展開後のインフレーターブル膜の平面度を検討するために、簡易的な数値計算を行なった。数値計算の条件をこれより示す。

PRIMROSE に搭載するインフレーターブルチューブは図 5-7 に示したように、2 枚のポリイミドフィルムの間に紫外線硬化型接着剤を挟む構造になっている。インフレーターブルチューブが展開した後、宇宙空間より降り注ぐ紫外線を用いてインフレーターブルチューブを硬化させる。今回、膜展開後の平面度の数値計算を行なうにあたり、チューブの剛性は硬化した接着剤の剛性のみ考慮する事とした。PRIMROSE は 4 年間という長期ミッションを担い、その間にインフレーターブルチューブに注入した窒素ガスは全て抜けてしまうだろうということを考慮したからである。

また、今回の数値計算で考慮した荷重は、空気力のみである。表 5-4 に今回の数値計算で使用した材料の特性値を示す。

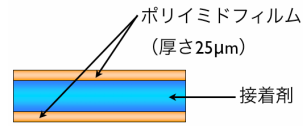


図 5-7 インフレーターブルチューブの構造

表 5-4 数値計算に使用した特性値

紫外線硬化型接着剤		
ヤング率	50	MPa
ポリイミドフィルム(膜面のみ考慮)		
ヤング率	2.5	GPa
密度	1.47	kg/m ³

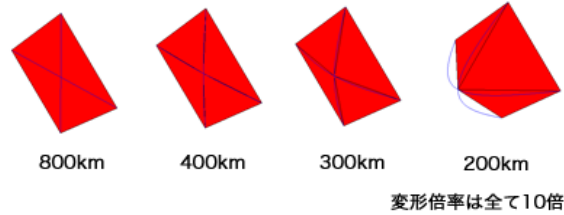


図 5-8 膜面展開後の平面度の検討

図 5-8 に数値計算結果を示す。図 5-8 の変形図は全て変形倍率を 10 倍にしている。数値計算結果より高度 300km までは問題なく展開形状を維持しているといえる。そして、PRIMROSE はミッション期間において高度 400km までの軌道降下を目指しているため、展開後の平面度は問題ないといえる。

5.3.膜面撮影カメラについて

本衛星のカメラに課せられた要求は、以下の通りである。

表 5-5 カメラに対する要求

No.	項目
1	インフレーターブルをマストとした膜の展開時に12fpsの動画撮影
2	膜面の進行方向に対する角度を変更するための姿勢変更時における膜面の動画撮影
3	インフレーターブル膜の静止画撮影

膜面を随時撮影することによって、地上で 4 年間のミッション期間内の膜の挙動を把握する事が搭載カメラの役割である。

膜を撮影するにあたって、カメラ 4 台により膜面全体を同時に撮影する。カメラはインフレーターブルの展開開始直前から撮影を開始し、展開後は一定の間隔でインフレーターブル膜の挙動を撮影する。

5.3.1.カメラの分解能について

カメラの分解能は、撮影した画像の緻密さを決めるための重要な指数である。以下に分解能の関係式を載せる。

$$\begin{aligned}
 w &= 2D \times \tan\left(\frac{\alpha_h}{2}\right) \\
 t &= \sqrt{D^2 - w^2} \\
 d_h &= \frac{2D}{h} \times \tan\left(\frac{\alpha_h}{2}\right) \\
 d_v &= \frac{2D}{v} \times \tan\left(\frac{\alpha_v}{2}\right)
 \end{aligned}
 \tag{5-5}$$

ただし、 w ：撮影幅[m]、 t ：撮影高さ[m]、 d_h ：水平分解能[m]、 d_v ：垂直分解能[m]、 D ：被写体までの距離[m]、 v ：垂直画素数[pixel]、 h ：水平画素数[pixel]、 α_v ：垂直画角[deg.]、 α_h ：水平画角[deg.]である。

そして、垂直画素数、水平画素数、垂直画角、および、水平画角はカメラ固有のパラメータとなり、本衛星に搭載するカメラの場合、表 5-6 の値をとる。膜面の分解能を図 5-9、5-10 に示す。

表 5-6 搭載カメラのパラメータ

項目	単位	値
垂直画素数	pixel	480
水平画素数	pixel	640
垂直画角	deg.	79
水平画角	deg.	108

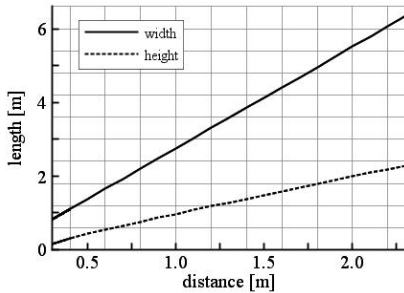


図 5-9 距離—撮影長さ特性曲線

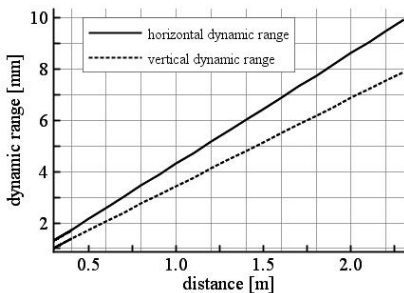


図 5-10 距離—分解能特性曲線

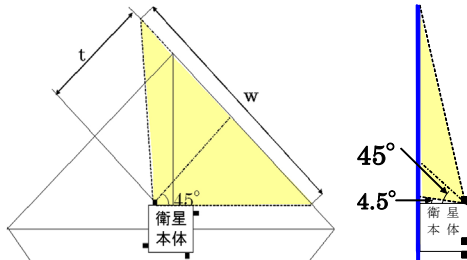


図 5-11 カメラの撮影範囲

カメラの撮影範囲に関して、膜 4 枚は衛星側面の 4 面から出てくるため、カメラは膜面 1 枚につ

き 1 台のカメラで撮影する。(図 5-13)

カメラの設置場所は、カメラ 1 台で膜面を出来る限り撮影できるように衛星側面の角付近にあり、それぞれパネルの角から縦横共に 50mm の位置である。(図 5-12)

これにより、展開した膜面全体の 98.5% を撮影することが可能となる。

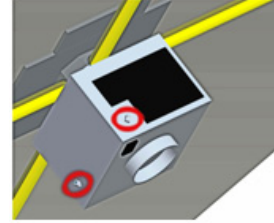


図 5-12 カメラの設置箇所

カメラは衛星放出後に動画撮影モードで待機し、初期姿勢捕捉後のインフレータブル展開フェイズに撮影を開始する。撮影期間は、本衛星が運用予定期間の 4 年に達し、軌道降下により大気圏突入するまでとする。

5.3.2.画像の圧縮について

動画撮影のために生じるデータ量は莫大なものとなってしまい、画像データを圧縮する機能と、大容量の記憶媒体を衛星に搭載する必要がある。更に、記録媒体の個数を少なくしたいという要求がある。よって、画像データを圧縮してデータ量を減らす事を考えなければならない。本衛星は搭載カメラで取得した画像データを JPEG 圧縮によって記録媒体に保存することとする。

ここで、JPEG 圧縮を行なった場合のデータ量を見積もる。今回使用する CMOS カメラは VGA フォーマットとするため、圧縮無しの静止画 1 枚のデータ量は 614.4kbyte となる。この静止画 1 枚のデータを、クオリティ別で JPEG 圧縮したデータ量を図 5-13 に示す。

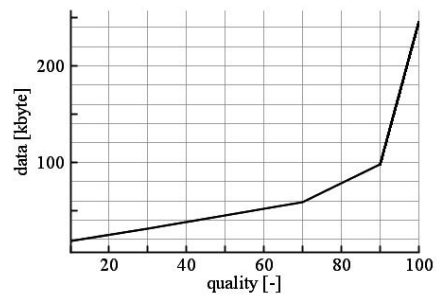


図 5-13 クオリティ—画像データ量特性曲線

クオリティ 100 の時ではデータ量は無圧縮時のデータ量と比べると 40% 程のサイズで、クオリティ 90 の時では画像データ量は 16% 程になる。その後、クオリティを下げても画像のデータ容量は大幅に減少しない。

今回の JPEG 圧縮のクオリティは 90 を適用する。

図 5-14 に無圧縮時とクオリティ 90 の画像を示す。画像の劣化はほとんど視認できない程度である。

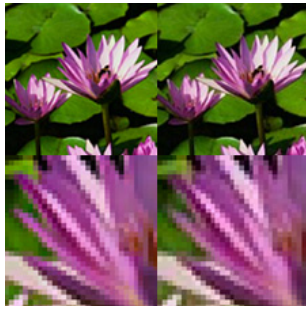


図 5-14 画像劣化の比較
元の画像（左）とクオリティ 90 時の画像（右）

衛星の姿勢変更時の動画撮影は、記録媒体の搭載個数上、データ量を膜面展開時と同じにする必要がある。そこで、クオリティを変更しない代わりに撮影間隔を長くする。これは、本衛星は非常にゆっくりと姿勢変更するので、膜展開時のような短い撮影間隔は必要ないからである。

5.4.GPS について

本衛星は、GPS を用いて 1sec のサンプリング間隔で時々刻々の位置情報を取得する。これにより、衛星が飛翔した軌道が地上局で把握可能となる。

まず、GPS の寿命について検討する。本衛星に搭載する GPS は INDEX「れいめい」(以下、INDEX) に搭載されたものを採用する。しかし、INDEX の運用期間は 1 年間であったため、本衛星の運用期間である 4 年間で終わるまでに GPS が正常に動作している保証はない。そのため、今回の運用期間全うできるか GPS の寿命を見積もる必要があり、ここでは、放射線の被爆量について検討する。宇宙において、放射線の被爆量は年間約 3krad であり 4 年間運用した場合、合計約 12krad となる。これに対し、今回の GPS はトータルドーズ 20krad 以下の環境においては耐えられる試験結果が出ている。また、これから導かれるこの GPS の寿命は 6 年であり、ミッション期間である 4 年を超えているため十分運用可能である。

GPS のアンテナは、位置を把握するために 4 機以上の衛星から同時に電波を受信できるようにしなければならない。そのため、受信アンテナは指向制御しなくても常に通信できるパッチアンテナを採用する。本 GPS のパッチアンテナは 2 台とし、一つはインターフェイス側で、もう一つはその反対の面にそれぞれ設置する。これによって視野を全方位でカバーし、衛星がどのような姿勢でも GPS での位置測定が可能となる。

5.5.記録媒体について

ここでは、本衛星に搭載する記録媒体の容量を見積る。記録媒体は、本衛星が遂行するミッション

の成果を一時保管し、地上へダウンリンクするために必要不可欠なものである。本衛星における通信データの種類を表 5-7 に示す。

表 5-7 通信データの種類

No.	項目
1	ハウスキーピングデータ(姿勢検出用センサデータ、温度センサデータ)
2	GPSデータ
3	30分に1度の膜形状を撮影する静止画像データ
4	膜展開時およびまくめん迎角変更時の動画データ

5.5.1.データ量について

各データ項目について 1 日当たりのデータ量を以下より概算する。

【ハウスキーピングデータ】

データ取得の概要を表 5-7 に示す。すべてのハウスキーピングデータを毎秒 1 回サンプリングする。

表 5-8 ハウスキーピングデータの概要

No.	データ内容	バイト数[byte/sample]
1	温度状態把握	84
2	姿勢状態把握	88
3	電源状態把握	4
合計		176

【GPS データ】

本衛星が搭載した GPS から取得するデータの種類を表 5-9 に示す。GPS データのサンプリングは 1 秒に 1 回行う。

表 5-9 GPS データ

No.	データ内容	バイト数[byte/sample]
1	位置データ出力	23
2	時刻データ出力	10
3	GPS衛星情報出力	76
4	誤差指標情報出力	15
合計		124

【膜展開時および姿勢変更時の動画データ】

膜展開時の膜の様子を観測するために、カメラで動画を撮影する。この際、人間が滑らかな動画として見られるように毎秒 12 枚の画像を撮影する。カメラは 4 台使用し、1 分間撮影を行なう。また、姿勢変更を行う際にも動画を撮影する。動画一回あたりの総データ量は、JPEG 圧縮により 16% に圧縮され 283Mbyte となる。

【インフレーター膜展開中のセンサデータ】

配管の圧力・流量を測定するためにセンサデータを取得する。1 サンプルあたりのデータ量は 4byte であり、サンプリングは毎秒 20 回、1 分間行う。

【30 分に 1 度の静止画像データ】

膜展開後の膜の状態を把握するためにカメラで画像を撮影する。カメラは 4 台使用し、30 分に

1 回撮影を行う。画像 1 枚あたりのデータ量は 614.4kbyte であり、JPEG 方式で 16% に圧縮する。表 5-10 に各種データの 1 日当たり(膜展開時は 1 回分)のデータ量を示す。

表 5-10 各種データ量

項目	総バイト数 [kbyte]
ハウスキーピングデータ	15034
GPSデータ	10714
30分に1度の静止画像データ	9437
膜展開および膜方向変更時の動画データ	283120
インフレータブルシステムのセンサデータ	5

5.5.2.ビットレートについて

見積もったデータ量から、全てのデータをダウンロードするために最適なビットレートを決定する必要がある。可視時間を最悪値 20 分/日としたとき、膜展開時のデータを 10 日かけてダウンロードすることになるとビットレートは 400kbps となる。

膜展開時のダウンロード期間における 1 日当たりのダウンロードデータの内訳を図 5-15 に示す。

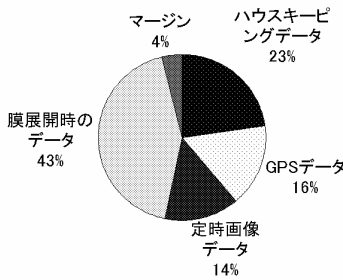


図 5-15 ダウンリンクデータの内訳

5.5.3.ダウンロードのシミュレーション

後述する軌道解析で求まる可視時間より、膜展開時のデータのダウンロードにおいてシミュレーションを行った。

図 5-16、5-17 にシミュレーション結果のプロファイルを示す。ただし、このシミュレーションはすべての可視時間で通信が成立したと仮定したときの結果である。

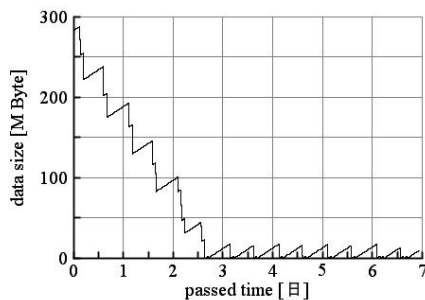


図 5-16 ダウンリンクプロファイル(膜展開時)

図 5-16 よりこのシミュレーションにおいては 3 日もあれば膜展開時のデータをすべてダウンロードできることがわかる。また最終姿勢変更時の

データのダウンロードにおいてもシミュレーションを行った。

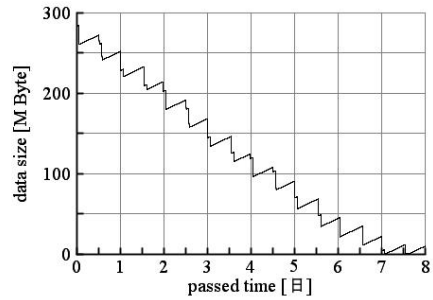


図 5-17 ダウンリンクプロファイル(最終姿勢変更時)

図 5-17 より、このシミュレーションにおいては 8 日において最終姿勢変更時データをすべてダウンロードできることがわかる。

6.ミッション機器

ここでは、本衛星のミッションを遂行するために搭載する機器について記す。

6.1.インフレータブルチューブ膜

インフレータブルチューブ膜とは、膜の展開時の形状を維持するためのマストとしてインフレータブルチューブを用いたものである。

このインフレータブルチューブ膜を実現するために必要な機器を以下に記す。インフレータブルチューブ膜展開システムに用いる機器は全て「可能な限り小さい機器」というコンセプトのもと選定した。

6.1.1.膜材について

本衛星の膜材として、宇部興産製ポリイミドフィルム「ユーピレックス-25S」を採用する。ユーピレックスは航空宇宙材料として開発されたこともあり、他のポリイミドフィルムと比べて耐熱性が高いことや、耐放射線性ならびに耐紫外線性にも優れており、宇宙環境で使用することにおいて最適な製品であると判断できる。ユーピレックスの特性は表 6-1 の通りである。



図 6-1 ユーピレックスの製品

本衛星で使用するフィルム厚は、インフレータブルチューブ部分および、膜面部分ともに 25 μm のものを用いる事とする。

ただし、インフレーターブルチューブ部分に関しては、2枚のフィルム間に紫外線硬化型接着剤を塗布するサンドイッチ構造のフィルムとし、仕上がりの厚さは200 μm 程度を目指す。この2枚のフィルムに挿まれた接着剤部が紫外線を受けて硬化する事で展開後のインフレーターブル形状を維持する。

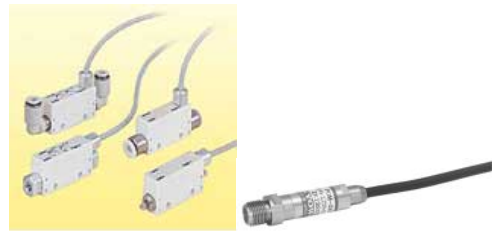


図 6-4 左：流量センサ，右：圧力センサ

6.1.2. ガスカートリッジについて

インフレーターブルチューブを展開させるためにガスカートリッジを搭載する。ガスとしては取り扱いが容易な窒素ガスを封入する。ガスカートリッジは以下の仕様の製品を用いることとする。また、このガスカートリッジを使った場合の、実現出来るインフレーターブルチューブの最大内圧を以下の図に示す。

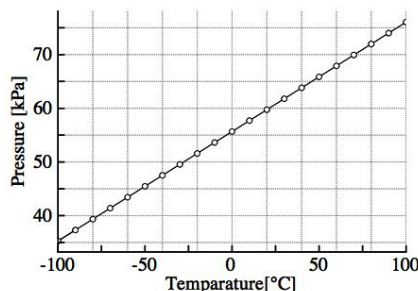


図 6-2 チューブ内圧の温度変化

6.1.3. ガスレギュレータについて

インフレーターブルチューブに流入する窒素ガスの流量を制限するためにガスレギュレータを使用する。製品としては、日本炭酸瓦斯製の「NR-19」という製品を用いる。

6.1.4. 電磁バルブについて

流体のインフレーターブルチューブへの流入を制御する機器である。電磁バルブは、ガスレギュレータとインフレーターブルチューブの間に1個、打上前にインフレーターブルチューブ内および配管内に残った残留空気を除去するために1個、計2個本衛星に搭載する。

6.1.5. 流体状態測定用センサ

インフレーターブルチューブ展開中およびその後の窒素ガスの状態を地上で解析するために、流量センサおよび、圧力センサを搭載する。



図 6-3 流体制御機器概観

左よりガスカートリッジ，レギュレータ，電磁バルブ

表 6-1 ユーピレックス特性値

機械的特性				
項目	単位	標準値		
		-269°C	25°C	300°C
引張り強度	MPa	735	520	294
5%伸張時応力	MPa	-	255	88
伸び率	%	10	42	67
引張り弾性率	MPa	-	9121	3727
引裂き強度	N	-	226	-
密度	kg/m ³	-	1.47 × 10 ⁻³	-
動摩擦係数	-	-	0.4	-
熱的特性				
項目	単位	標準値		
加熱収縮率	%	0.1		
線膨張係数	ppm/K	12		
融点	°C	なし		
比熱	kJ/(kg・K)	1.13		
耐熱寿命	°C	290		
熱伝導率	W/(m・K)	0.29		

表 6-2 流体機器仕様

ガスカートリッジ仕様			
項目	単位	値	
封入ガス	窒素		
内容量	ml	98	
充填圧力	MPa	18.6	
破壊圧力	55.9MPa以上		
ガスレギュレータ「NR-19」仕様			
項目	単位	値	
圧力	圧力範囲	MPa	0.5
	設定時の1次圧	MPa	6
流量	開放流量	NL/min以上	(MAX)30
	1次側	MPa以上	53
耐圧性能	2次側	MPa以上	1.5
	1次側	MPa以上	38±4
安全装置	2次側	MPaまでに作動	0.9
	温度	°C	0~40
電磁バルブ「USB2-M5-1」仕様			
項目	単位	値	
使用流体	空気，水，乾燥空気，低真空		
作動圧力差範囲	MPa	0~0.7	
耐圧	MPa	1.5	
流体温度	°C	-10~60	
周囲温度	°C	-20~50	

表 6-3 流体センサ系仕様

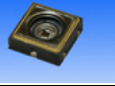
流量センサ「FSM-V-A-R0005」仕様		
項目	単位	値
流量範囲	l/min	-0.05~0.05
適用流体	清浄空気，圧縮空気，窒素ガス	
最高使用圧力	MPa	0.2
最低使用圧力	MPa	-0.1
保障耐圧力	MPa	0.3
使用周囲温度	°C	0~50
使用流体温度	°C	0~51
出力	1~5V電圧出力	
電源電圧	V	12
圧力センサ「PGM-C」仕様		
項目	単位	値
定格容量	kPa	200
入力電圧	V	3
許容温度範囲	°C	0~50

6.1.6.紫外線 LED について

衛星壁面により遮蔽されるインフレーターブルチューブの根元部を硬化させるために、紫外線 LED を搭載する必要がある。表 6-4 に本衛星が搭載する紫外線 LED の特性を示す。

表 6-4 紫外線 LED 仕様

NGCUO33仕様		
ピーク波長	365	nm
光出力	100	mW
順電圧	4	V
指向特性	100	deg.



6.1.7.UV カットフィルムについて

本衛星は、インフレーターブルチューブの硬化方法に紫外線硬化を採用した。よって、インフレーターブルチューブが展開する前に衛星内部で紫外線を浴びて硬化してしまうのを防ぐために、以下に示す UV カットフィルムでインフレーターブルチューブ収納スペースをコーティングする。

UV カットフィルムとしては、3M 製「ピュアリフレ」を用いる。このフィルムは、紫外線硬化で有効な 200~450nm の波長を有する紫外線を 99% 以上カットする性能を持つ。また、フィルム厚は 75 μm である。

なお、図 6-5 に UV カットフィルムを設置する場所を示す。UV カットフィルムで防護したい場所は、インフレーターブルチューブの接着剤なので、その部位を特に保護するように UV カットフィルムを設置する。

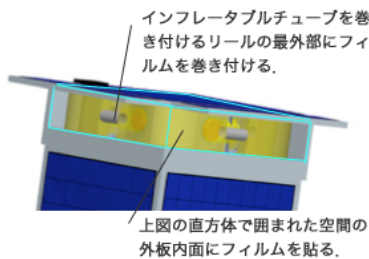


図 6-5 UV カットフィルムの設置位置

図 6-6 の様に UV カットフィルムの展開の方法は、外板に貼られたフィルムは、外板の展開と共に展開する。また、インフレーターブルチューブのリールに包んだ UV カットフィルムは直接インフレーターブルチューブやリールと固定しないため、インフレーターブルチューブの伸展を妨害しない。

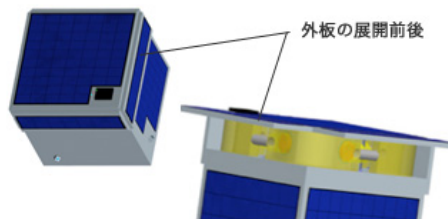


図 6-6 外板の展開前後の様子

6.2.CMOS カメラ

今回搭載するミッションカメラは、インフレーター

ブルによる膜の展開および、その後の挙動を調べるものである。インフレーターブルの膜展開時、衛星の姿勢変更時に対しては動画撮影を行い、通常の膜の挙動に対しては定期的に静止画による撮影を行うものとする。

これらの要求を満たすために、使用するカメラの種類では近年性能が向上している CMOS カメラを使用する。さらに、広角 CMOS カメラを用いて広範囲のインフレーターブルチューブおよび膜面の展開時や衛星本体の姿勢制御時の膜の挙動の撮影を行う。

今回使用する広角 CMOS カメラは東光 (株) の製品 TMV1320 である。

6.3.画像圧縮 LSI

JPEG 圧縮は、今回撮影する膜面のような色数が多い写真画像に対して比較的画像の視覚的劣化無しにデータ量の軽量化が狙える。これによって記録媒体の個数や地上への送信データ量を実現可能な範囲に収めることができる。

但し、不可逆圧縮式なので、劣化した画像は修復することが出来ない。ただ、一般的にはクオリティ 75 以上であれば視覚的な劣化無しに画像データ圧縮が実現できる。

画像圧縮を実現する機器として、東京エレクトロンデバイスの JPEG コーダー LSI MD2260P を使用する。この JPEG コーダー LSI は画像データを JPEG 圧縮することにより、画像データ量を大幅に減らすことができる機器である。

膜展開時の動画は 12fps で撮影するため、圧縮 LSI はそれ以上の処理速度で圧縮することが求められる。この製品の最大圧縮速度は 30fps であり、ミッション要求である 12fps の性能を上回る。

カメラ系機器の仕様と外観をそれぞれ表 6-5、図 6-7 載せる。

表 6-5 カメラ系機器仕様

TMV1320		
項目	単位	値
撮影素子		1/4.5 CMOS(画素数30万)
有効画素数		640(H)×480(V)
画素サイズ	μm×μm	5.6(H)×5.6(V)
焦点距離	mm	~∞
水平画角	deg	108
垂直画角	deg	79
F値		2.8
画像フォーマット		VGA(640pixel×480pixel)
フレームレート	fps	(MAX)30
動作温度	°C	-20 ~ 60
待機温度	°C	-40 ~ 90
電源電圧	V	2.8
消費電力	mW	126
MD2260P		
項目	単位	値
圧縮方式		JPEG
無表示圧縮	fps	30
動作温度	°C	0~70
保存温度	°C	-40~120
電源電圧	V	3.3
待機電流	μA	10
消費電流	mA	300



図 6-7 カメラ機外観図
左：TMV1320 外観，右：MD2260P 外観

6.4.GPS

今回使用する GPS には、INDEX に搭載されたものを採用する。外観は図 6-8 に示す。

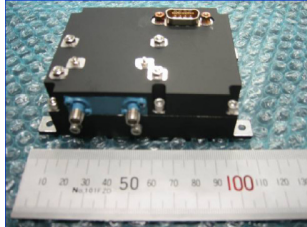


図 6-8 INDEX 衛星に搭載された宇宙用 GPS の外観

INDEX に搭載された GPS を利用する理由としては、この GPS は車載用 GPS を宇宙用に換装したもので、従来の宇宙用 GPS よりも消費電力や重量などの面から非常に優れているためである。従来の宇宙用 GPS は重量が 10kg 以上、価格は 1 億円程度である。それに対し、この GPS は、重量が 245g、価格は 400 万円程度となっている。

7.成果取得法および評価法

本ミッションにより以下のような成果が得られることが予想される。

表 7-1 PRIMROSE で得られる成果

No.	項目
1	小型衛星に有益となる、インフレーターチューブの展開・硬化および、膜面の展開の技術実証を行う。
2	展開したインフレーター膜面を用いた衛星の軌道降下の技術を実証し、膜面を広げることにより衛星の軌道高度降下にどの程度の影響があるかを把握できる。
3	本衛星のように、膜面を展開した衛星の姿勢を基準姿勢に保つ場合や姿勢を変更する場合などに、衛星全体に働くトルクを把握することができる。それにより、高度別の外乱トルク分布図が作成でき、各高度における外乱トルクの大きさが把握できる。

また、上記したミッションの成果の取得、および、評価を以下のように行う。

表 7-2 成果の取得および評価方法

No.	項目
1	衛星本体側面に取り付けられた4つのカメラで、膜面全体の動画および静止画の撮影を行い、膜面の状態を解析する。
2	GPSによる衛星の位置測定により、定常姿勢時および90度姿勢変更時の位置の変化履歴を比較し、膜面を広げることの軌道降下への影響を解析する。
3	衛星に加わる外乱トルクを、ジャイロセンサ、リアクションホイールの角運動量などから求めることにより、角高度における外乱トルクを解析する。

また、降下速度を変更させることを目的として、衛星の姿勢を変更する際、その時の膜面挙動も動

画により撮影する。これに関してはインフレーターによる膜展開時と同じ画像データ量に収まるように動画撮影能力を調整する。衛星の姿勢変更は高度別に行われ、これにより高度差による姿勢変更時の膜の挙動の相違を調べることができる。

8.社会的効果

宇宙空間においてインフレーター構造物の利用を実証することは、宇宙用大型アンテナや、大面積ソーラーパネルなどの宇宙用大型展開構造物における基礎技術の発展に役立てられる。このことは、将来人々の生活を豊かにすることができるであろう。

そして、本衛星のような小型衛星で軌道降下を行い、本衛星のインフレーター膜の展開機構をデオービット装置としてユニット化し、今後の他の衛星にも搭載することでデブリ化防止にも貢献できるものとなる。

また、本衛星は、展開した膜面を利用した軌道降下を用いて新しい観測軌道を提案できる。これまでに人工衛星が行ってきた観測ミッションの中には、地球周辺空間（磁気圏や電離圏を含む）で主に電子やプラズマなどの観測が行われた。それらの観測を行った代表的な衛星としては EXOS-D「あけぼの」や GEOTAIL、最近の衛星では OICETS「きらり」のピギーバックとして打ち上げられた INDEX が挙げられる。また、地球周辺の宇宙塵採取をミッションとする衛星として、Pegasus がある。

表 8-1 地球周辺空間の観測を行った人工衛星

衛星名	重量	軌道高度	軌道	観測対象
INDEX	72kg	610km	太陽同期軌道	オーロラ観測
EXOS-D	295kg	近地点:268km 遠地点:5712km	楕円軌道	オーロラ観測
GEOTAIL	1t	近地点:6万km 遠地点:20万km	楕円軌道	磁気圏尾部観測
Pegasus-1	10.5t	近地点:510km 遠地点:762km	楕円軌道	宇宙塵採取
Pegasus-2	10.6t	近地点:502km 遠地点:740km	楕円軌道	宇宙塵採取
Pegasus-3	10.7t	近地点:441km 遠地点:449km	楕円軌道	宇宙塵採取

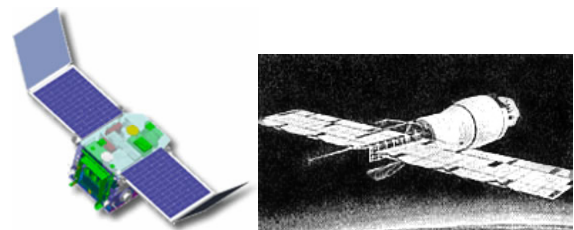


図 8-1 左：INDEX 外観，右：Pegasus 外観

以上に記した観測衛星の新しい軌道提案は、最も主張したい社会的効果である。そこで、以下よりこの観測衛星の新しい軌道の提案について詳細を記す。

8.1.新しい観測軌道の提案

人工衛星が対象物を観測する際には、直接採取し観測する方法と特殊なセンサやカメラを用いて間接的に観測する方法がある。INDEXにおいては、電場により荷電粒子であるオーロラ粒子の軌道が曲がることを利用したオーロラ（プラズマ）粒子観測器(ESA/ISA)による直接的な観測と、CCD センサを利用して作られた特殊オーロラカメラによる間接的な観測が行われている。オーロラは、地球磁気圏のプラズマシートと呼ばれる領域から流れ込んできた電子が地球の大気圏（高度100km～500km）に存在する大気に衝突することで発光する現象である。しかし、高度610km付近を周回するINDEXは、大気圏に衝突する直前の電子を観測はしているが、大気圏中の大気分子に衝突する電子を直接採取・分析することはできず、それらの電子に対しては、CCD センサを用いた特殊なオーロラカメラで撮影するといった間接的な観測方法をとっている。

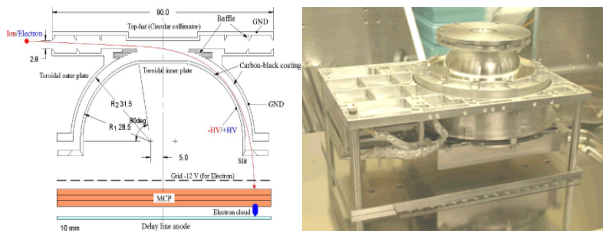


図 8-2 ESA/ISA 模式図 (左) と外見図 (右)
 ※写真中で、上に突き出た円形・球形の部分がエネルギー分析部で、その下の円柱形の部分は検出器ケース

宇宙塵採取をミッションとする Pegasus 衛星においては、複数高度で対象試料物を採取するためにそれぞれ違う高度に3回打ち上げられている。

このように、ある対象物質（電子、イオン、プラズマ、宇宙塵 etc）の高度の分布データを測定するには、現状では1機の人工衛星で複数の高度で直接的に採取することはできないので、カメラやセンサを用いて観測を行ったり、あるいは数回に分けていくつも打ち上げて採取、観測を行ったりするというような方法がとられている。

そこで、電子・イオン・空気分子のみならず宇宙塵などの物質は、今回開発する本衛星を用いれば、同時にいくつかの高度の分布データを得ることはできないが、1つの衛星でいくつもの高度によるデータを観測・採取でき、より詳細な質量や

大きさなどの定量的なデータを得ることができる。ゆえに、いくつもの数の人工衛星を打ち上げる必要がなくなるので、コスト削減にも繋がる。

なお、将来的には本衛星の軌道降下方法を応用し、他の惑星探査機に相乗りするというようなミッションも考案できる。本衛星の軌道降下技術により、大気存在する惑星では空気抵抗による軌道降下が行える。これにより、その惑星の表層大気分布や電離層粒子の流れを広範囲に調べることが可能である。我々の住んでいる太陽系は未だにその全容が分かっているわけではなく、調査の結果より太陽系や地球のことをよりよく理解することができる。

9.開発スケジュール

表 9-1 に開発スケジュールを示す。本衛星の開発は、概念設計、基本設計、詳細設計および BBM・EM・PFM・FM 設計、各種試験等を来年から打ち上げまでの約4年間で行う。本衛星は、インフレーター構造物の展開や姿勢制御等、本大学において新規開発の技術を数多く含んでいる。そのため、BBM や EM を製作・試験することにより段階的に技術を完成させていく。

10.結論

以上に示したように、本衛星では、インフレーターチューブの展開・硬化・形状保持、インフレーターチューブをマストとした膜面の展開といった技術実証、および、展開したインフレーター膜面を利用した軌道の降下、さらにこの軌道降下を利用した新しい軌道の提案をミッションとして提案した。

そして、これらのミッションは、デブリ化問題を解決するため、そして、高度別の同時観測はできないが、同時観測をあまり必要としない観測対象に対して、新しい観測軌道を提案するために本衛星を実現させる価値は十分あり、実現可能であることを示した。

最後に、詳細は第2部で記すが、本衛星の設計では重量および電力の面で余剰が設けられており、このスペースを他の研究機関に提供できる。本衛星が提供する新しい観測軌道を利用したいと考える方々とのコラボレーションを望んでいる。

表 9-1 開発スケジュール

2007		2008				2009				2010				2011	
3Q	4Q	1Q	2Q	3Q	4Q	1Q	2Q	3Q	4Q	1Q	2Q	3Q	4Q	1Q	2Q
概念設計		基本設計				詳細設計									
		BBM製作				EM製作		PFM製作		FM製作					
		BBM試験				EM試験		PFM試験		FM試験					
				PDR				CDR						打ち上げ	

第 2 部 衛星設計解析書



11.使用する座標系について

本設計解析書で使用する座標系について記す。原則的に本設計書で使われる座標系は以下の座標系を用いている。

11.1.赤道座標系・LVLH 座標系

以下に、赤道座標系および、LVLH 座標系を示した図を載せる。赤道座標系は地球中心を原点とし、 x 軸を春分点方向、 z 軸を赤道面法線方向（地球中心から北半球の方向） y 軸を z 軸と x 軸の外積方向と定義する。LVLH 座標系は、衛星重心に原点をおき、 z 軸を地球中心方向、 y 軸を軌道平面法線方向、 x 軸を y 軸と z 軸の外積方向と定義する。

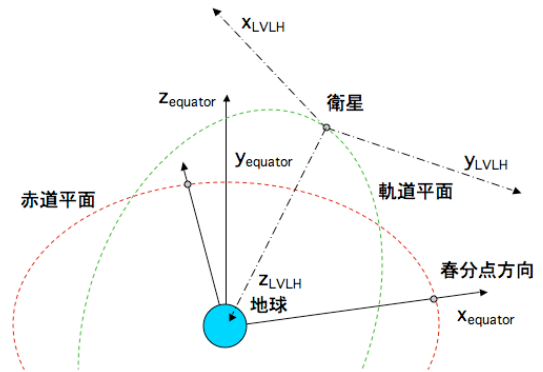


図 11-1 赤道座標系、および、LVLH 座標系

11.2.機体座標系

以下に、機体座標系を示した図を載せる。機体座標系は、衛星重心に原点をおき、 x 軸をロケットインターフェース面方向、 z 軸を通信アンテナ設置面方向、 y 軸を x 軸と z 軸の外積方向に定義する。

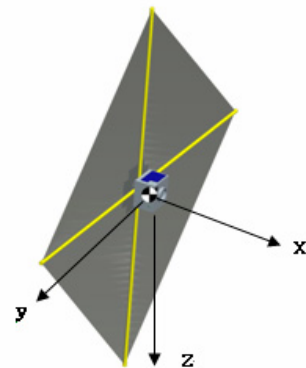


図 11-2 機体座標系

12.軌道検討

12.1.軌道の決定

本衛星のミッションは、広げた膜面に大気抵抗を受けながら、高度約 800km から 4 年程度で 400km まで軌道降下させるものである。また、姿勢制御により迎角を変化させることで、膜面が軌道降下に及ぼす影響を観察する。さらに、軌道降

下率を制御できることを実証し、将来的には観測機器を搭載し、希望の高度にとどまり観測を行うことも視野に入れる。以上のことをふまえて、地球の全体をカバーできる極軌道とした。よって、本衛星は高度 800km の太陽同期軌道に投入する。

太陽同期軌道を採ることで、太陽光の入射する方向を、軌道に対してほぼ一定にすることができる。そこで、本衛星は太陽同期軌道でかつ、軌道面に対してほぼ垂直な方向から太陽光が入射する軌道とする。つまり、衛星は地球の昼の部分と夜の部分のおよそ境界上すなわち昼夜境界上を周回することになる。これにより、定常飛行の姿勢において太陽は展開した膜面に平行な方向に入射する。衛星の投影面積が最小になる方向から太陽が入射するので、太陽輻射圧の影響を抑えることができる。また、地球からの照り返しによる圧力に関しても同じことが言えるので、影響を小さくすることができる。また、この軌道は衛星の電力面で有利であるという特徴がある。

また、太陽同期軌道は、ピギーバック衛星の打上機会が得やすい。

これより、打ち上げ初期の本衛星の軌道要素を表 12-1 のように定める。

表 12-1 設定した軌道要素(太陽同期軌道)

要素	設定値
軌道傾斜角 <i>i</i> [deg.]	98.1668
昇降点赤経 Ω_0 [deg.]	0
離心率 <i>e</i> [-]	0.0017089
近地点引数 ω [deg.]	90
平均近点角 M_0 [deg.]	89.9
平均運動 n_0 [回/日]	14.27
エポックの西暦年	2011
エポックの日時	6月22日5:12(UTC)

本衛星は、この軌道を元に設計したものである。このエポックの日時はシミュレーションをする都合上設定したものであるため、必ずしもこの日時でなくとも良い。

また、詳細は次節以降に記すが、本衛星はある程度マージンを持った設計となっているので、同じ太陽同期軌道であれば、昇降点赤経の変化にも対応可能である。

12.2.迎角の変更シーケンス

本ミッションでは、膜面が軌道降下に与える影響を観察するため、軌道上で、衛星に搭載した姿勢制御装置を用いて姿勢変更し、空気抵抗に寄与する有効面積を変化させることで、空気抵抗の大きさを変化させる。

姿勢変更は、定常状態の姿勢から、進行方向に対して 90 度回転させた姿勢へと変更する。このとき、有効面積は定常状態の時が最も大きく、これを A_{max} 、姿勢変更後の面積を A_{min} とする。これらは構体形状より以下のように見積った。

$$A_{max} = 18.0[m^2] \quad (12-1)$$

$$A_{min} = 0.5419[m^2]$$

これらの面積をもとに、シミュレーションを行った。姿勢変更するタイミングは次表のように設定する。

表 12-2 姿勢変更フェイズの設定

フェイズ	有効面積	期間
1	最大	高度600[km]になるまで
2	最小	2週間
3	最大	高度450[km]になるまで
4	最小	2週間
5	最大	高度400[km]になるまで
6	最小	2週間
7	最大	ミッション終了まで

12.3.姿勢変更が衛星高度に与える影響

姿勢変更を行った場合のシミュレーション結果を図 12-1 に示す。この結果からわかるように、うまく有効面積を制御できれば任意の高度に一定期間とどまることができる。また、必要なデータをダウンリンクし、ミッション終了となった時点で再び有効膜面積を最大の状態へ制御することで、速やかに軌道降下することができる。

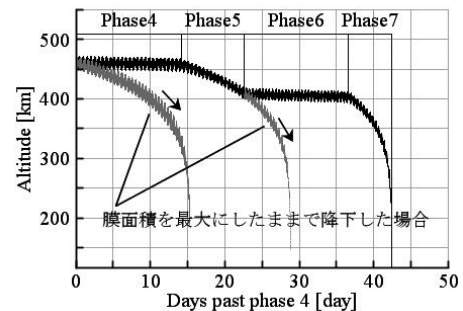


図 12-1 迎角変更フェイズと軌道降下

本衛星は、降下を任意の時期に開始でき、かつある程度の期間同じ高度を維持できることから、ミッション解析書で述べたように、地球観測などのミッションへ新しい軌道を提案できると考える。また、昨今、問題視されているデブリの増加へも配慮できる。

12.4.高度ごとの可視時間

以上のシミュレーション結果をもとに、日本の地上局からの 1 日の平均可視時間と、高度の関係を図 12-2 に示す。本ミッションで軌道制御を行う最も低い高度 400km 付近では、1 日平均およそ 20 分の通信が行えることがわかる。詳細については通信系を設計している 15 章で検討する。

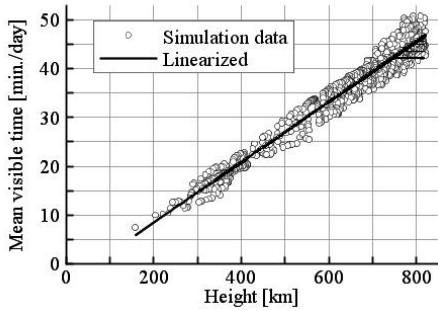


図 12-2 地上局(日本)からの一日の平均可視時間

12.5. 太陽輻射圧の軌道降下への影響

5.1.3 において、膜面積のサイジングを行ったわけだが、ここで、上述の方法には含めなかった太陽輻射圧の軌道降下への影響について考察する。太陽輻射圧による摂動加速度は、次のように表せる[7].

$$\mathbf{a}_{pressure} = \nu \frac{\Phi}{mc} \frac{1AU^2}{rS_{sun}^2} \sum_i \left[(1-\varepsilon_i) \mathbf{e}_{sun} - 2 \left(\frac{\delta_i}{3} - \varepsilon_i \mathbf{n}_i \cdot \mathbf{e}_{sun} \right) \mathbf{n}_i \right] \overline{A_i} |\mathbf{n}_i \cdot \mathbf{e}_{sun}| \quad (12-2)$$

ここで、 m は衛星質量、衛星外面 i のうち、太陽の当たっている面積を $\overline{A_i}$ 、面 i の鏡面反射率を ε_i 、拡散反射率を δ_i 、単位法線ベクトルを \mathbf{n}_i とした。 C は光速、 Φ は太陽からの距離が 1 [AU] の時太陽フラックスである。

$$\Phi = 1367 [W / m^2]$$

$$c = 0.299792457999999984 \times 10^6 [km / s]$$

また、 \mathbf{e}_{sun} は太陽から衛星に向かう単位ベクトルである。 ν は shadow function で、太陽の見込み面積に対する太陽が見える面積の比であるが、紙面の都合上導出過程は割愛する。

ここで、面積は $18m^2$ とし、面は膜面のみを考える。面法線は速度ベクトルと同じ向きと仮定する。鏡面反射率を $\varepsilon_i = 0.3$ 、拡散反射率を $\delta_i = 0.01$ と仮定した。表 12-1 と同様の条件でシミュレーションした結果を図 12-3 に示す。

軌道降下への太陽輻射圧の影響は、あまり見られないことがわかる。

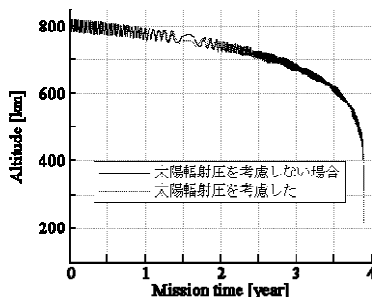


図 12-3 軌道降下に対する太陽輻射圧の影響

13. システムダイアグラム

図 13-1 に、PRIMROSE のシステムダイアグラムを示す。PRIMROSE のシステムは大きく分けて、飛行管理および受信機サブシステム (以下 FMR)、コマンドおよびデータ処理サブシステム (以下 C&DH)、電源管理サブシステム (以下 EPS)、姿勢決定・制御サブシステム (以下 ADC) およびインフレーター膜およびカメラサブシステム (以下 IMC) に分けられる。表 13-1 に、各サブシステムの役割を示す。

表 13-1 各サブシステムの役割

システム	内容
FMR	地上局からのコマンドの受信およびその実行
C&DH	各種データの地上局へのダウンリンク
EPS	衛星全体の電源管理及び監視
ADC	衛星の姿勢決定及び目標姿勢への制御
IMC	インフレーター膜の展開及びカメラによるインフレーター膜の撮影

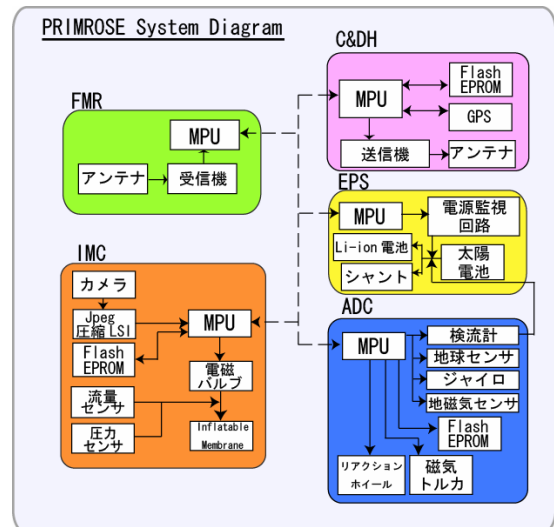


図 13-1 PRIMROSE システムダイアグラム

14. 構造系

14.1. 構体設計

本衛星の基本構造について述べる。本体は 1 辺 450 [mm] の立方体形状であり、膜面収納部に 4 枚の展開パネルを持つ。膜面収納部を除いた構体の形状は、 $450 \times 450 \times 335$ [mm] であり、この中に各種機器が配置されている。各パネルの材料・寸法については表 14-1 重量配分に示す。

14.2. 質量特性解析

本衛星の重心、慣性テンソルを 3 次元 CAD ソフトの Pro/ENGINEER を用いて算出した。膜面展開時の衛星の重心位置 C_g [m] および慣性テンソル I [kg/m^2] は機体座標系において以下のとおりである。

$$C_g = \begin{bmatrix} -225.9 \times 10^{-3} & -0.79 \times 10^{-3} & -17.3 \times 10^{-3} \end{bmatrix}^T$$

(14-1)

$$I = \begin{bmatrix} 11.3 & -0.00866 & -0.0486 \\ -0.00866 & 6.36 & -0.0104 \\ -0.0486 & -0.0104 & 6.29 \end{bmatrix} \quad (14-2)$$

図 14-1 に機体外観を示す。上の 2 つの絵が打上時であり、下の 2 つの絵が膜面展開時のものである。図 14-2 に、膜面を展開したときの衛星の全体図を示す。図 14-3 に膜面収納部の図を示す。膜面は、展開するパドルの内側に収納されている。図 14-4 に内部機器配置図を示す。内部機器は、各パネルに搭載される。

図 14-5 に通信用アンテナおよび GPS アンテナの搭載位置を示す。通信用アンテナは+z 面に搭載されており、常に地球方向を向いている設計となっている。GPS アンテナは機体座標系で±x 面に 1 つずつ搭載されており、常に全天カバーできる設計となっている。

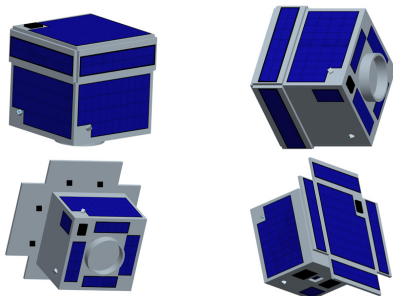


図 14-1 機体外観 (上：打上時，下：膜展開時)

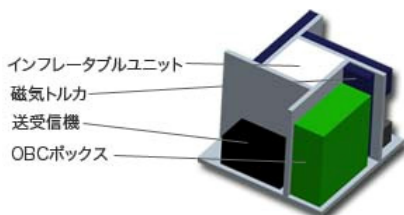
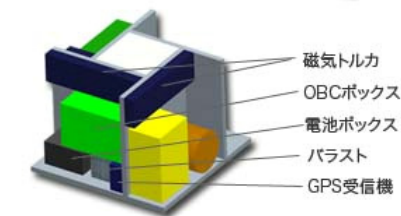
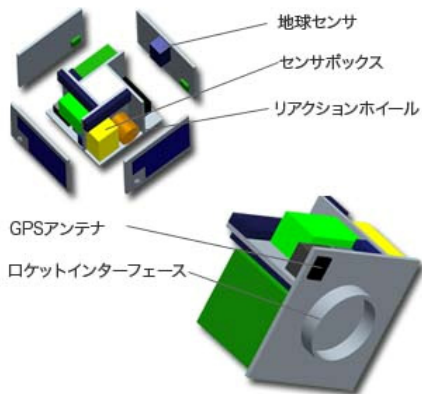


図 14-4 搭載機器配置図

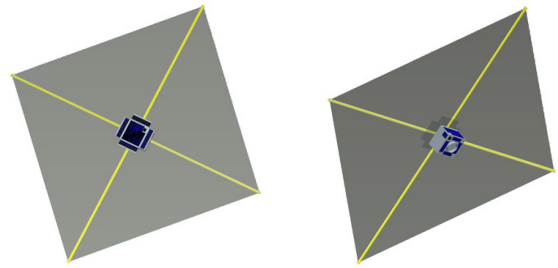


図 14-2 膜面展開時機体外観

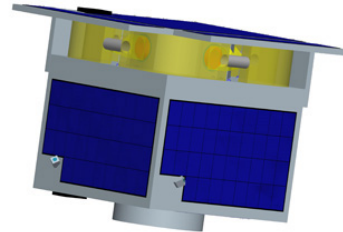


図 14-3 膜面収納部

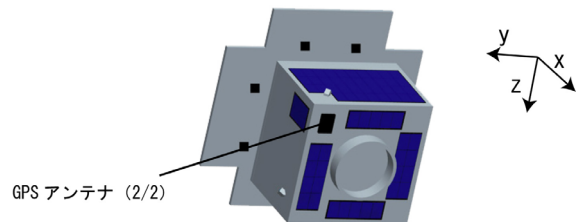
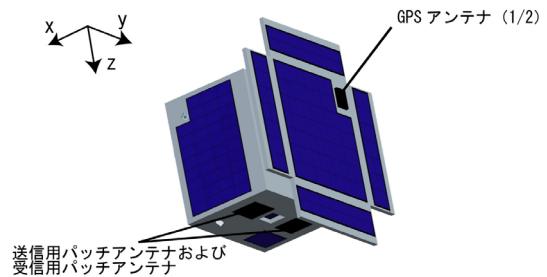


図 14-5 GPS アンテナと通信用アンテナの機器配置図

14.3. 展開機構

打ち上げ時の環境から膜面構造を保護するために、機体内部に膜面を収納させる必要がある。そのため、膜面展開時にパネルを展開する必要がある。展開機構としては、回転バネ、ロック式のヒンジ、打ち上げ時の保持機構から構成される。ヒンジは、上面パネルと平行となるように展開され固定される。

図 14-6 にパネル展開に使用する保持・開放機構を示す。この機構は、低融点金属を用い、電気を流すことにより保持・開放する機構である。

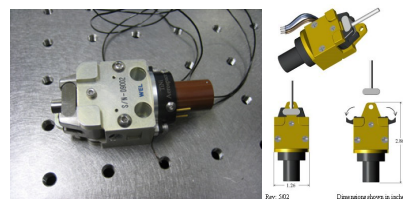


図 14-6 パネル保持開放システム

14.4.インフレーターブル膜系機構

14.4.1.インフレーターブルチューブ硬化機構

インフレーターブルチューブの硬化には、紫外線硬化を行うが、構体内部に存在する部分では硬化が不十分になる可能性がある。そこで、構体内部についてはLEDを照射させて硬化を行う。そのためのLED照射ユニットを構体側に取り付けてある。図14-7にインフレーターブル硬化機構の外観図を示す。

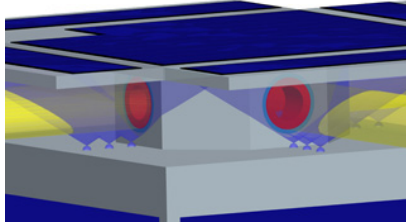


図14-7 インフレーターブルチューブ硬化機構概観

14.4.2.インフレーターブルチューブ展開機構

図14-8にインフレーターブルチューブ展開機構の図を、図14-9に展開機構の取付法を示す。各機器の使用用途等については、ミッション解析書5.2.

節に示す。

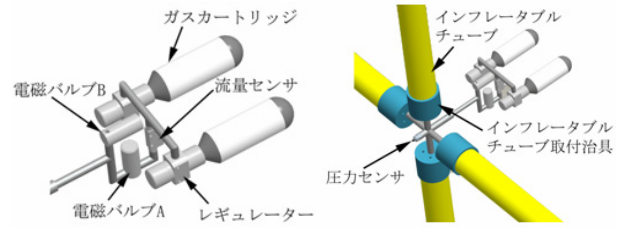


図14-8 インフレーターブルチューブ展開機構

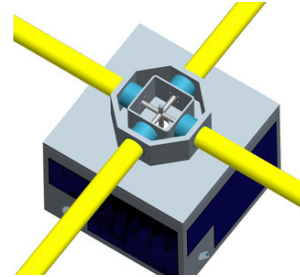


図14-9 展開機構の構体への取付方法

表14-1 重量配分

システム	名称	個数	重量[kg]	寸法[mm]	重量合計[kg]	備考
ミッション系	インフレーターブルチューブ	4	0.5	φ60×3000	2	紫外線硬化樹脂封入
	薄膜	4	0.143	3000×3000×0.025	0.572	形状:直角二等辺三角形
	硬化機構	4	0.5	115×30×10	2	紫外線硬化をLED照射で行う
	ガスカートリッジ	1	0.255	φ40×130	0.255	内容積:98[ml]
	ガスレギュレータ	1	0.25	68×37×24	0.25	
	電磁バルブ	3	0.07	φ24×47	0.21	
	流量センサ	1	0.008	45×10×24	0.008	
	圧力センサ	1	0.02	38×13×15	0.02	
	CMOSカメラ	4	0.005	12×12×10.5	0.02	
	GPS受信機	1	0.245	100×70×32	0.245	
	GPSアンテナ	2	0.03	70×50×10	0.06	
	姿勢制御系	リアクションホイール	1	1.986	118×118×115	1.986
磁気トルカ		3	0.5	290×45×27	1.5	
ジャイロセンサ		3	0.017	29×29×18	0.051	
地磁気センサ		1	0.098	107×39×23	0.098	
地球センサ		1	0.5	136×83×68	0.5	
温度センサ			微小	微小	0.03	
通信系	送受信機	1	3	200×100×100	3	S-band帯
	アップリンク用アンテナ	1	0.5	117×100×1	0.5	パッチアンテナ
	ダウンリンク用アンテナ	1	0.5	106×92×1	0.5	パッチアンテナ
電源系	太陽電池セル		微小	60×40×0.03	0.2	
	バッテリー	16	0.044	53×35.2×11	0.704	
熱制御系	断熱材		0.425		0.425	
	ヒータ		0.05		0.05	
	上面パネル	1	0.45	450×450×15	0.45	
膜面展開ユニット	展開部パネル	4	0.15	450×145×15	0.6	
	側面パネル1(穴あり)	4	0.03	高さ100の台形形状	0.12	底面形状:上底92×下底80×厚さ15[mm]
	側面パネル2(穴なし)	4	0.04	高さ100の台形形状	0.16	底面形状:上底92×下底80×厚さ16[mm]
	配管		0.7		0.7	
	インフレーターブルチューブ取付治具	4	0.7		2.8	
	チューブ取付治具固定部	4	0.163	132×100×5	0.652	A2024-T3
	パネル展開機構	4	0.8		3.2	
構体系	上面パネル:-x	1	0.55	450×450×15	0.55	ハニカムサンドイッチパネル
	下面パネル:+x	1	0.5	430×430×15	0.5	ハニカムサンドイッチパネル
	胴体パネル1:-z	1	0.42	450×320×15	0.42	ハニカムサンドイッチパネル
	胴体パネル2:+z	1	0.32	450×320×15	0.32	ハニカムサンドイッチパネル
	胴体パネル3:-y	1	0.4	420×320×15	0.4	ハニカムサンドイッチパネル
	胴体パネル4:+y	1	0.4	420×320×15	0.4	ハニカムサンドイッチパネル
	内部パネル	4	0.3	295×305×15	1.2	ハニカムサンドイッチパネル
	ロケットインターフェース部	1	1.12	φ225×50 厚さ6	1.12	A7075-T6
	カメラBOX	4	0.1	54×54×14	0.4	
	太陽電池パネル1	1	0.41	438×421×2	0.41	
	太陽電池パネル2	4	0.1	438×93×2	0.4	
	太陽電池パネル3	2	0.22	415×250×2	0.44	
	電池ボックス	2	0.8	120×85×70	1.6	
	その他		3		3	ネジ・ハーネス類
その他	OBC基板ボックス1	1	3	250×240×100	6	
	OBC基板ボックス2	1	2	200×130×100	3	
	バラスト	1	2	80×80×80	2	重心位置調整用
重量マージン				4		
合計				50	重量マージン8[kg]を含む	

14.4.3.インフレーターブルチューブ取付治具

インフレーターブルチューブの固定方法として図 14-10 に示すような構造にした。

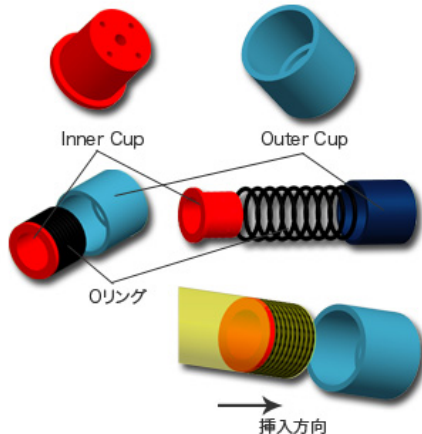


図 14-10 インフレーターブルチューブ取付治具

表 14-2 に、外形寸法・使用材料を示す。

図 14-10 に示すように、インフレーターブルチューブの治具への取り付け方は、始めに Inner Cup に O リングを取り付ける。そこにインフレーターブルチューブを Inner Cup と Outer Cup の間に挿入し、ボルトを用いて両方の Cup を締め上げる。これにより、ゴムの弾性を用いてインフレーターブルチューブを Outer Cup に押しつけることになり、チューブの固定およびガスの流出を防ぐことが可能となる。

表 14-2 治具詳細

名称	材料	外形寸法[mm]	備考
Inner Cup	A2024-T3	φ70×60 t5	
Outer Cup	A2024-T3	φ50×45 t5	
O-リング	フッ素化シリコンゴム	内径:50.16 太さ:5.33	使用温度範囲[°C] -80~+160

14.5.構造解析

14.5.1.基本構造

本衛星の基本構造については、14.1 節に示したとおりである。ここでは、構体に使用している各材料の特性値を表 14-3、表 14-4 に示す。

表 14-3 基本構造の材料・寸法諸元

	構造	材料/寸法諸元
パネル	ハニカムサンドイッチパネル	フェースシート: Al合金 A2024-T3, 0.3t
		ハニカムコア: Al 1/4-5052-.001P, 15t
衛星分離部	円筒機械加工	Al合金 A7075-T6

表 14-4 主部材の材料特性

アルミ合金		
材質	A2024-T3	A7075-T6
密度[kg/m ³]	2770	2800
縦弾性係数[GPa]	72.398	71
せん断弾性係数[GPa]	27.6	26.9
ポアソン比[-]	0.33	0.33
アルミハニカムコア		
密度[kg/m ³]	37	
圧縮強度[MPa]	0.12	
せん断強さ[MPa]	0.105	
せん断弾性係数[GPa]	0.015	
曲げ剛性[N・m]	2852.8	

ただし、表中の曲げ剛性はハニカムサンドイッチパネルとして計算した値である。

14.5.2.構造解析条件

H-II A ロケットでのピギーバック衛星として要求されるインターフェイス条件のうち最も厳しい値を表 14-5 に示す。

表 14-5 H-IIA 設計要求

	加速度[G]	1次固有振動数[Hz]	備考
機軸方向	4	≥30	MECO時
機軸直交方向	±1.8	≥10	リフトオフ時

14.5.3.固有振動解析

有限要素解析ソフト ANSYS による固有振動解析の結果は、1 次モード固有振動数が 149.6[Hz]であった。図 14-11 に、ANSYS による解析結果を示す。

以上の結果から、構体は剛性要求を満たしている。ただし、今回の解析モデルにはネジ等を考慮していないので、実際には固有振動数が低いことが考えられる。なので、実際に振動試験を行い、固有振動数を確認し、値が低い場合には対処が必要である。

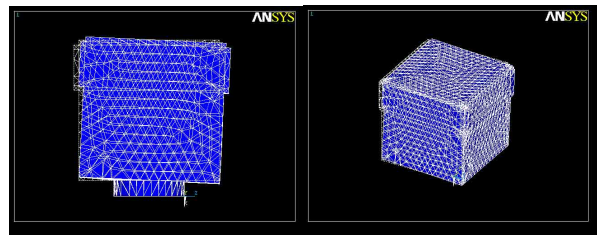


図 14-11 1次固有振動

14.5.4.静荷重解析

加速度荷重を H-II A ロケットのインターフェイス要求から、機軸方向に 8G、機軸直交方向に 2G と安全側に見積もり解析を行う。図 14-12 に、ANSYS による解析結果を示す。

解析結果から、最大発生応力はパネル面に作用し、9.62MPa となった。ここで、ハニカムパネル表面材の A2024-T3 の圧縮耐力を 268.9MPa とすると、安全余裕 MS は次のように求まる。

$$MS = \frac{268.9}{9.62} - 1 = 26.9 \quad (14-3)$$

よって、十分の安全余裕が確保されている。

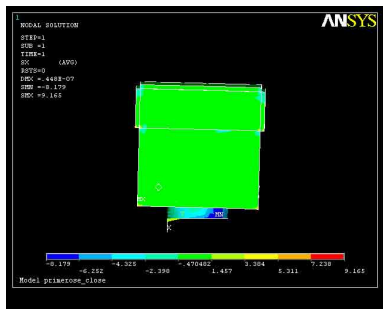


図 14-12 応力分布図

15.通信系検討

15.1.通信系に対する要求

通信系に対する要求を表 15-1 に示す。

表 15-1 通信系に対する要求

項目	要求
最大伝送距離 [km]	2784
通信可能時間	一日最大45分程度
ビットレート [kbps]	400
地上局	勝浦宇宙通信所

地上局については諸元を表 15-2、場所を図 15-1 に示す。なお EIRP は実効放射電力であり、ある一定方向に放射される電波の強さを表す。G/T は GT 比で、アンテナ利得と雑音温度の比を表す。

表 15-2 地上局の諸元

項目	諸元
緯度	北緯35度12分9秒
経度	東経140度18分8秒
標高	156m
アンテナタイプ	モノホーン・カセグレン
マウント方式	Az-EI
直径	13m
EIRP	62-82dBW
G/T	23dB



図 15-1 地上局の場所

本衛星のダウンリンクするデータの種類の、サイズは表 15-3 のようになる。ハウスキーピングデータの詳細は表 15-4 に示す。

表 15-3 ダウンリンクデータ (一日あたり)

項目	総バイト数 [kbyte]
ハウスキーピングデータ	15034
GPSデータ	10714
30分に1度の静止画像データ	9437
膜展開時及び膜方向変更時の動画データ	283120
インフレーターシステムのセンサデータ	5

15.2.回線設計

アップリンク、ダウンリンクについて回線設計を行った。設計に関する要素を表 15-5 に示す。

表 15-5 設計に関する要素

項目	uplink	downlink
軌道高度 [km]	max 800	
搬送周波数 [MHz]	2050	2250
変調方式	PM	QPSK

通信系に対する要求から設計パラメータを選定し、旧 NASDA の設計基準に基づき回線設計を行った。

回線設計の結果を表 15-6 に示す。回線設計の結果、アップリンク、ダウンリンク両回線ともに 3 dB 以上の回線マージンが得られたので通信回線は確保されたといえる。軌道高度による回線マージンの変化を図 15-2 に示す。

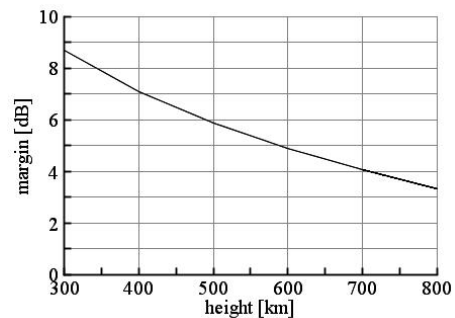


図 15-2 軌道高度-回線マージン特性曲線

15.3.通信系搭載機器構成

【送受信機】

送受信機は表 15-7 に示す諸元で製作する。

表 15-7 送受信機の諸元

項目	諸元
大きさ[mm]	100 × 100 × 200
重量[kg]	3
送信機出力[W]	0.1
消費電力[W]	0.5

【アンテナ】

アンテナは uplink、downlink とともに長方形パッチアンテナを既存のものを参考に設計した。サイズは表 15-8、概観は図 15-3 に示す。パッチアンテナの指向特性を図 15-4 に示す。

表 15-8 アンテナサイズ

項目	uplink	downlink
幅(X) [mm]	58.3	53.12
長さ(Y) [mm]	50.23	45.79
外幅(X1) [mm]	116.61	106.24
外長さ(Y1) [mm]	100.46	91.58
厚さ(t) [mm]	1.00	1.00

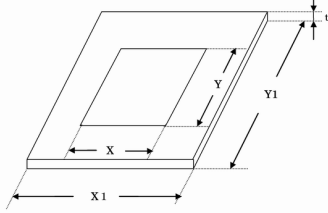


図 15-3 アンテナ概観

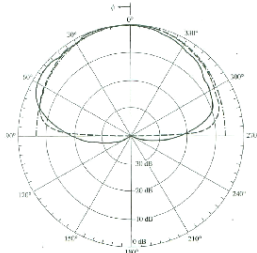


図 15-4 パッチアンテナの指向特性の例

【記録装置】

膜展開データを記録しておくのに記録装置が

表 15-4 ハウスキーピングデータ詳細

番号	データ項目	目的	バイト数 [byte/sample]
1	太陽電池表面温度×6	温度 状態 把握	12
2	外面温度×2		4
3	断熱材温度×6		12
4	リチウムイオン電池温度×2		4
5	ジャイロ3軸温度		6
6	地磁気センサ温度		2
7	FM/CW送信機温度		2
8	FM受信機温度		2
9	カメラ温度×4		8
10	磁気トルカ3軸温度		6
11	RW温度		2
12	インフレーション流量センサ温度		2
13	ガスレギュレータ温度		4
14	インフレーション系を遮る壁の温度		2
15	内壁の温度×3面		6
16	側板の温度×6面		12
17	ジャイロ3軸		6
18	地磁気3軸	姿勢状態 把握	6
19	地球センサ		64
20	太陽電池発電電流×6	電源状態 把握	12
21	リチウムイオン電池電圧		2
22	バス電圧		2
合計			178

表 15-6 回線設計

項目	単位	値		
		Downlink	Uplink	
送信局	送信周波数	[MHz]	2250	2050
	送信EIRP	[dBW]	-10	62
	送信機出力	[dBW]	-10.0	17.2
	送信給電損失	[dB]	2	2
	送信アンテナ利得	[dB]	2	45
	送信アンテナポインティング損失	[dB]	0.00	0.07
伝播特性	伝播時損失合計	[dB]	172	171
	自由空間損失	[dB]	168	168
	偏波損失	[dB]	3	3
	大気吸収損失	[dB]	0.28	0.28
	降雨損失	[dB]	0	0
	各種損失	[dB]	0	0
	受信アンテナポインティング損失	[dB]	0.08	0
受信局	受信G/T	[dB/K]	23	-39
	受信アンテナ利得	[dB]	45.3	-10
	受信給電損失	[dB]	2	2
	受信レベル	[dB]	-142	-121
	システム雑音温度	[K]	235	26.7
	アンテナ雑音温度	[K]	300	100
	給電線雑音温度	[K]	290	290
	受信機雑音温度	[K]	300	300
	受信機周囲温度	[K]	290	290
	天空雑音温度増加分	[K]	286	286
	最大信号通過バンド幅	[MHz]	4	4
雑音電力	[dB]	-192	-201	
雑音電力密度	[dB]	3.24E-21	3.69E-22	
受信C/N ₀ (受信電力/雑音電力)	[dB]	69.9	81.0	

項目	単位	値	
		Downlink	Uplink
信号種別、変調方式		QPSK	0
要求C/N ₀	[dB]	66.5	38.8
要求E _b /N ₀	[dB]	10.5	10.5
信号分配損失	[dB]	3	0.5
復調損失	[dB]	2.5	2.5
符号化利得	[dB]	5.5	5.5
ビットレート	[dBHz]	56.0	30.8
回線マージン	[dB]	3.34	42.17

必要である。

ミッション解析でのダウンリンクプロファイルより記録容量は 300Mbyte 以上あればよい。今回は 8Mbyte のフラッシュ EPROM を使用するの個数は 40 個搭載することにした。表 15-9 に記録装置の性能を示す。

搭載数 40 個のうち 37 個は膜展開時のデータ記憶用、残りの 3 個を他のデータ用に割り当てる。

表 15-9 フラッシュ EPROM の性能

項目	諸元
1個当たりの容量 [Mbyte]	8
転送速度 [Mbps]	88.9
サイズ [mm]	20.2×12.1×1.2
搭載個数 [個]	40
全容量 [Mbyte]	320

16.姿勢制御系

16.1.姿勢制御系への要求

衛星には引力、空気抵抗、太陽輻射圧、残留磁気などによる外力が常に働いている。このような状況下において、衛星のミッションを実現するため、衛星姿勢の確立を目指す。

姿勢制御系を設計するにあたり考えなければならない運用フェイズは次の3つである。

表 16-1 姿勢制御系における重要フェイズ

フェイズ	項目	内容
A	初期姿勢捕捉	ロケットから分離後、三軸姿勢を確立、その後インフレーター膜を展開し、定常運用に移行する。
B	定常運用	軌道降下ミッションをおこなう地球指向三軸制御を維持する。電力、通信、熱的条件を確保するフェイズでもあるため、安全フェイズでもある。
C	姿勢変更	軌道制御のために衛星の姿勢を90度変更しその姿勢を維持する。

上記したフェイズを実現するにあたり、表 16-2 の要求を満たす必要がある。

表 16-2 姿勢制御系への要求

No.	項目
1	インフレーター膜展開時の外乱に耐える制御系の設計。
2	インフレーター膜展開後、衛星の姿勢を90deg変更させられる姿勢制御系の設計。
3	複数年のミッションを行うこと、スペース的な制約から燃料を使用しない設計。
4	取得データの正確性を重視し姿勢精度要求は±5[deg]とする。
5	定常指向方向は地球指向とする。

16.2.外乱解析

姿勢制御の実現性を確認するため外乱解析を行なう。各高度での本衛星に働くと予想される外乱を見積もる。

16.2.1.自然外乱トルク

【重力傾斜トルク】

重力傾斜トルクは衛星の慣性モーメントに比例し作用する。

$$\mathbf{M}_G = \frac{3\mu}{R_0^5} \int_B (\mathbf{r} \cdot \mathbf{R}_0)(\mathbf{r} \times \mathbf{R}_0) dm = \frac{3\mu}{R_0^5} \begin{bmatrix} R_y R_z (I_z - I_y) \\ R_z R_x (I_x - I_z) \\ R_x R_y (I_y - I_x) \end{bmatrix} \quad (16-1)$$

ここで、 μ : 地球の重力定数 = $3.986 \times 10^5 [\text{km}^3/\text{s}^2]$, I : 衛星各軸まわりの慣性モーメント $[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$ ($I_x = 6.23, I_y = 6.26, I_z = 11.18$), R_0 : 地球から衛星の質量中心までの距離 $[\text{km}]$, R_x, R_y, R_z に関しては、LVLH 座標系から機体座標系への回転行列を、地球から質量中心までの距離ベクトル \mathbf{R}_0 に掛けて導出した。

【空気カトルク】

軌道に残っている空気によって発生する外乱トルクである。このトルクは空気圧中心と衛星の質量中心がずれることで発生する。また空気密度に比例し、高度の変化に影響される。

$$\mathbf{M}_A = \mathbf{r}_A \times \mathbf{F}_A \quad (16-2)$$

ここで、

$$\mathbf{F}_A = -(1/2)\rho A C_d (\mathbf{v} \cdot \mathbf{n}) \mathbf{v} \quad (16-3)$$

ただし、 \mathbf{r}_A : 空気圧中心-質量中心との各面のオフセット $[\text{m}]$ ($r_{Ax} = 0.059, r_{Ay} = 0.015, r_{Az} = 0.0078$), ρ : 空気密度 $[\text{kg}/\text{m}^3]$, C_d : 抗力係数 = 2.0, A : 各面の表面積 $[\text{m}^2]$ ($A_x = 18.0, A_y = 0.21, A_z = 0.21$), \mathbf{v} : 飛行速度 $[\text{m}/\text{s}]$, \mathbf{n} : 衛星の各面の法線ベクトルである。

【太陽輻射圧トルク】

フォトンが衛星にあたることで圧力を発生させる。圧力中心と衛星の質量中心のずれにより発生するトルクである。

$$\mathbf{M}_s = \mathbf{r}_s \times \mathbf{F}$$

$$= PA(\mathbf{n} \cdot \mathbf{s}) \mathbf{r}_s \times [(1 - \rho_s) \mathbf{s} + 2(\rho_s (\mathbf{n} \cdot \mathbf{s}) + \frac{1}{3} \rho_d) \mathbf{n}] \quad (16-4)$$

ここで、 P : 衛星に与える放射圧 = $4.5 \times 10^{-6} [\text{N}/\text{m}^2]$, A : 各面の表面積 $[\text{m}^2]$ ($A_x = 18.0, A_y = 0.21, A_z = 0.21$), ρ_s : 太陽電池セルの鏡面反射率 = 0.85, ρ_d : 太陽電池セルの散乱率 = 0.10, \mathbf{n} : 衛星の各面の法線ベクトル, \mathbf{s} : 太陽光ベクトル, \mathbf{r}_s : 放射圧中心と重心とのオフセット $[\text{m}]$ ($r_{sx} = 0.059, r_{sy} = 0.015, r_{sz} = 0.0078$) である。

上記で用いた $R_0, \rho, \mathbf{v}, \mathbf{s}$ は軌道シミュレーションにより時々刻々の値を算出した。

本衛星は、軌道投入後すぐに膜面を展開するため、ここでの外乱シミュレーションは膜面展開後の衛星モデルについて上記のパラメータに基づき行う。膜面展開後の4年間、定常姿勢を維持した場合の予想外乱トルク分布は図 16-1 のようになる。

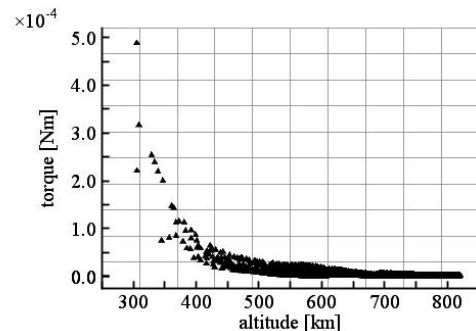


図 16-1 外乱トルク分布

16.2.2.人工外乱トルク

内部機器による残留磁気トルクは、磁気トルカの発生するトルクにくらべて微少と考えられるため、今回のシミュレーションに関しては無視する。

インフレーター膜展開時に発生する外乱トルクは、インフレーター膜展開挙動の簡易解析の結果、図 16-2 に示されるものとした。

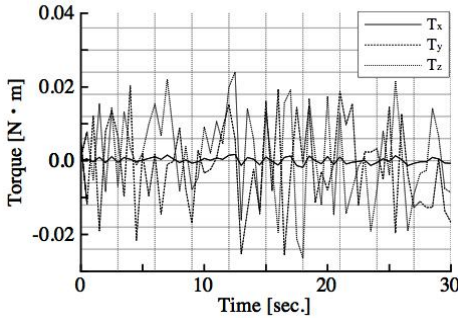


図 16-2 インフレーター膜展開時に生じるトルク

16.3.姿勢制御系の設計

本衛星の軌道では周期による外乱の変動はそれほど大きくないこと、姿勢制御系に対する要求条件を考慮して、アクティブ制御による3軸ゼロモーメント方式を採用する。

16.3.1.アクチュエータの選定

ミッション要求を考慮し、本衛星ではアクチュエータにリアクションホイールを用いる。また、アンローディングに磁気トルカを用いることとする。

16.3.2.磁気トルカのサイジング

本衛星では磁気トルカを3軸分搭載し、リアクションホイールに残留する角運動量のアンローディングを行う。また、本衛星に搭載する磁気トルカは自主製作を行うため、材料の選定やサイジングをする必要がある。

磁気トルカの設計要求は、磁気トルカの長手方向の長さとして280mm、磁気トルカに供給する電圧として5V、3軸分の磁気トルカの消費電力の上限として1.8Wである。

また、磁気トルカに使用する材料は、コア材に、初透磁率 $\mu_a=5000$ の 45permalloy、ワイヤ材としてポリウレタン絶縁銅線を用いる。

磁気トルカが発生する磁気モーメント M は次の式で計算できる。

$$M = \mu_{eff} \cdot n \cdot I \cdot A_{core} \quad (16-5)$$

ただし、 μ_{eff} : 実効透磁率[H/m], n : コイルに巻くワイヤの巻き数[turns], I : コイルに流す電流[A], A_{core} : コア断面積[m²]である。

ここで、コアの長さ C_{core} と直径 D_{core} の比をとり、 $p=L_{core}/D_{core}$ とおけば、実効透磁率 μ_{eff} は、以下の

ようになる。

$$\mu_{eff} = \left(\frac{1}{\mu_a} + \frac{\ln(p)-1}{p^2} \right)^{-1} \quad (16-6)$$

ただし、 μ_a : 初透磁率[H/m]である。

ここで、コアの長さは設計要求により決まっているため、コアを細長くすることで μ_{eff} が大きくなることが分かる。ただし、自主製作を行う都合上 D_{core} は 15mm を最小値とする。

また、ワイヤの直径を小さくすることで、巻き数を増加させる事ができ、発生磁気モーメントを大きくすることが可能である。しかし、ワイヤの直径が小さくなるとワイヤの導体抵抗値も大きくなるため、適切なワイヤ直径を選択する必要があると考えられる。

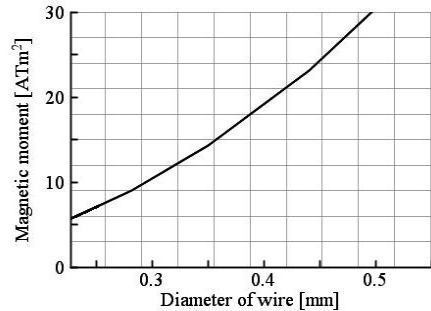


図 16-3 ワイヤ直径と発生磁気モーメントの関係

結論として、 D_{wire} を太くすると磁気モーメント M は増加する傾向をたどった。図 16-4 に示すように、発生磁気モーメントが増加するにつれ消費電力が増加する。

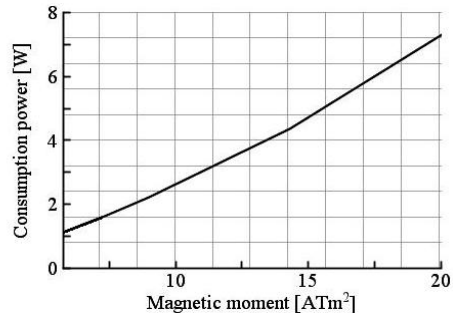


図 16-4 発生磁気モーメントと消費電力の関係

今回設計した磁気トルカの仕様を以下の表に示す。また、この磁気トルカで、軌道を一周約 5000sec の間に 0.0467Nms の蓄積角運動量をアンローディングできる。

表 16-3 本衛星に搭載する磁気トルカの設計値

項目	単位	値
発生磁気モーメント	Am ²	7.230
3軸分合計消費電力	W	1.60
コアの直径×長さ	mm×mm	φ15×280
ワイヤ直径	mm	0.25

16.3.3.リアクションホイールのサイジング

これまでに算出した外乱の予想値を考慮し、リアクションホイールのサイジングを行なう。

初期姿勢捕捉、姿勢変更を十分に行えるだけのリアクションホイールであること、運用中に、蓄積する角運動量がリアクションホイールの最大角運動量内に収まることが必要である。

本衛星ではアンローディングに磁気トルカを用いるため、周回あたりの最大外乱蓄積量とアンローディング量をバランスさせ、更に不確定性を考慮した上で2倍のマージンを考えた。

本衛星のミッション計画には高度 400km での姿勢変更のミッションが含まれている。そのため、400km 付近の外乱成分より蓄積する角運動量を見積りサイジングする。

本衛星の高度 400km での 1 周期はおよそ、5000sec である。軌道一周に蓄積される角運動量は、0.02Nms であることがわかる。これより、0.04Nms 以上のサイズのものを選定する。

以上の事を考慮して、リアクションホイールは Sun Space 社製のものを採用する。本ホイールは、単体で 3 軸の制御が可能である。

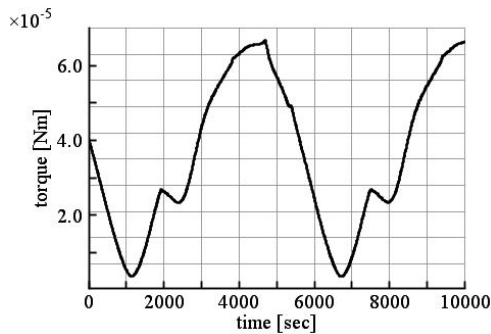


図 16-5 高度 400km 付近での外乱トルク
(太陽輻射圧トルク, 空気力トルク,
重力傾斜トルクを考慮)

16.3.4.センサ構成

衛星の姿勢決定をするために、ジャイロ、太陽センサ、地球センサ、地磁気センサを搭載する。

一種類の姿勢センサだけで観測を行なうと、衛星の回転について正確に把握することができない。よって本衛星では姿勢を決定するのに 3 つのセンサを組み合わせることで姿勢を決定する。その組み合わせを以下に示す。

表 16-4 フェイズ毎のセンサの組み合わせ

フェイズ	項目	内容
A	初期姿勢捕捉	地磁気センサ+太陽センサ+ジャイロ
B	定常運用	地磁気センサ+地球センサ+ジャイロ
C	姿勢変更	地磁気センサ+地球センサ+ジャイロ

インフレータブル膜を展開すると膜により、太陽電池セルに入射する太陽光が遮られ、太陽センサから正確に姿勢を決定できない可能性があるため、姿勢決定に 4 種類のセンサを搭載することとした。

【地球センサ】

本衛星は地球指向であること、インフレータブル展開後は検流計による姿勢の測定ができなくなる可能性を考え、地球センサを搭載する。

地球センサは米国 SERVO 社の小型地球センサを使用する。本衛星に搭載する地球センサは地球の淵を検出する scanning 型である。

【ジャイロ】

ジャイロはシリコンセンシングジャパンの CRS03-02 を使用する。このジャイロは 1 軸検出用の物を 3 機搭載する。高精度で小型である。

【地磁気センサ】

地磁気を測定し、衛星の姿勢を決定するため、地磁気センサを搭載する。地磁気センサは Honeywell 社の HMR2300 を使用する。単体で 3 軸成分を検出できる。

【太陽センサ】

太陽センサとして太陽電池セル 6 面に検流計を使う。太陽電池セルの発電量は太陽光の入射角によって変化する。検流計により太陽電池セルの発電量を計測することによって太陽の方向を知る。検流計は MAXIM 社の MAX4372F を使用する。

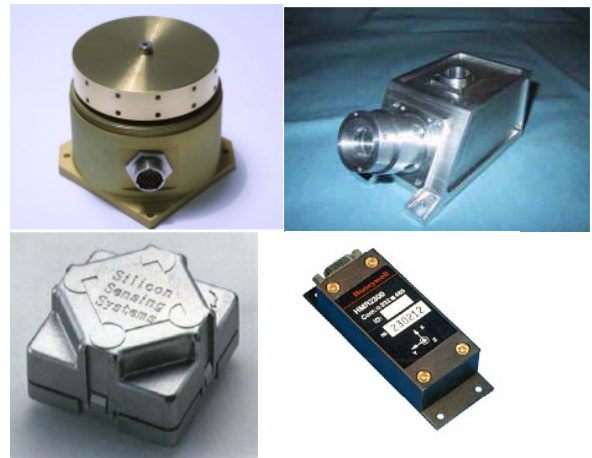


図 16-6 姿勢制御系搭載機器概観
左上：リアクションホイール、右上：地球センサ
左下：ジャイロ、右下：地磁気センサ

表 16-5 姿勢制御系搭載機器仕様

リアクションホイール「Sun-Star-Bie」仕様		
項目	単位	値
寸法	mm	118×118×115
質量	kg	1.986
最大トルク	mNm	50
回転数	rpm	-4200~4200
最大角運動量	Nms	0.65
慣性モーメント	kgm ²	1.5×10 ⁻³
消費電流	mA/mNm	40
定格電圧	V	11~16
地球センサ「Dual Array Single Head Earth Sensor」仕様		
項目	単位	値
寸法	mm	136×83×68
質量	kg	0.5
最大消費電力	W	1
検出波長	μm	14.6~15.8
検出範囲	°	±5
精度	°	0.2
ジャイロ「CRS 03-02」仕様		
項目	単位	値
寸法	mm	29×29×18.4
質量	g	18
測定範囲	deg/sec	±100
感度	mV/(deg/sec)	20
動作電圧	V	5
消費電流	mA	50
地磁気センサ「HMR2300」仕様		
項目	単位	値
寸法	mm	107×38×22
質量	kg	98
消費電流	mA	35
動作電圧	V	6.5~15

16.4.姿勢解析

本章では衛星の姿勢制御系に対する要求条件の実現可能性を明確にする。

16.4.1.姿勢解析概要

姿勢表現にはクォータニオンを用いることとし、機体座標系で記述する。ホイールの回転速度を変化させ、衛星の姿勢を制御する制御系を考えると、運動方程式は以下ようになる。

$$\frac{d}{dt} \mathbf{H} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = \mathbf{M} \quad (16-7)$$

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (16-8)$$

ただし、

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (16-9)$$

$$\mathbf{H} = \mathbf{H}_B + \mathbf{H}_W \quad (16-10)$$

ただし、 \mathbf{H}_B : 衛星本体の角運動量[Nms], \mathbf{H}_W : ホイールの角運動量[Nms], $\boldsymbol{\omega}$: 角速度[rad/s], \mathbf{M} : 外乱[Nm]である。

目標との誤差を制御入力として、PD 制御を用いた制御系を構成する。制御入力は以下の式で表される。

$$\mathbf{T}_C = K_p \mathbf{q}_E + K_d \dot{\mathbf{q}} \quad (16-11)$$

ただし、 \mathbf{T}_C : 制御トルク[Nm], \mathbf{q}_E : 目標クォー

タニオンとの誤差, $\dot{\mathbf{q}}$: 機体角速度[rad/s], K_p : 比例ゲイン, K_d : 微分ゲインである。

磁気トルカは、ホイールの角運動量を低減する方向にトルクを発生できることが望ましい。そこでクロスプロダクト則を用いる。

$$\mathbf{T} = -k_m (\mathbf{B} \cdot \mathbf{B}) \mathbf{h} + k_m (\mathbf{h} \cdot \mathbf{B}) \mathbf{B} \quad (16-12)$$

ここで、 \mathbf{T} :発生トルク[Nm], k_m :制御系ゲイン, \mathbf{B} :地磁気[T], \mathbf{h} :角運動量[Nms]である。

磁気トルカは、上記の関係式から得られるトルクを発生する。

第 1 項が角運動量除去に利用できるベクトル, 第 2 項が擾乱項である。よって、 \mathbf{h} と \mathbf{B} が平行な時には擾乱項が顕著となるため、制御ダイポールは加えないこととした。

16.4.2.初期フェイズのシミュレーション

今回、最も姿勢制御が困難と考えられる姿勢からのシミュレーションを行った。衛星は、ロケットから分離後、定常運用状態とは反対の方向を向いていることを想定し、初期姿勢の補正においては以下のようなパラメータを考える。角速度 3deg/sec, 姿勢状態は LVLH 座標系の Y 軸周りに 180 度回転, 回転後の新しい座標系の X 軸周りに 90 度回転した状態を考える。この状態から初期姿勢 (インフレーター膜展開面を太陽方向に向けた姿勢) にし、膜展開を開始、その後、定常姿勢 (膜面を進行方向に対して垂直に立て、+z 面を地球に向けた地球指向姿勢) に移行する一連のシミュレーションを行った。なお、初期姿勢において膜面を太陽方向に向けるのは、紫外線を当ててインフレーターチューブを硬化させるためである。初期フェイズにおけるシミュレーション結果は以下の通りである。

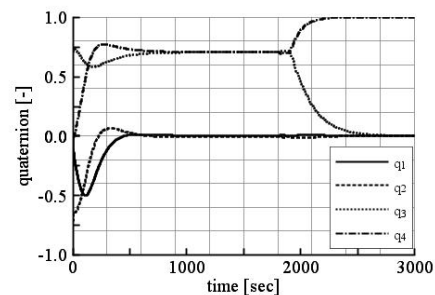


図 16-7 姿勢クォータニオンの変化

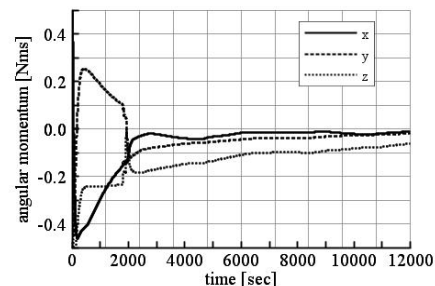


図 16-8 リアクションホイールの蓄積角運動量

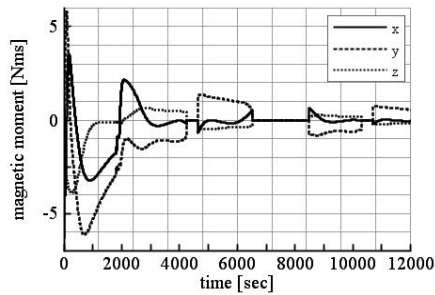


図 16-9 磁気モーメントの変化

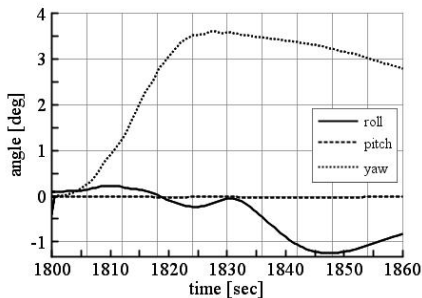


図 16-10 インフレータブル展開フェイズにおけるオイラー角表現による姿勢角の変化

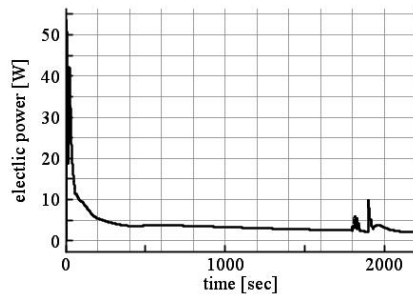


図 16-11 制御機器の消費電力の変化

図 16-7 より、約 500sec で膜面展開姿勢に移行、約 2200sec で定常姿勢を確保可能である。

図 16-8、図 16-9 より、初期フェイズを通して蓄積する角運動量はリアクションホイールの性能範囲内であり、今回設計した磁気トルカによりアンローディング可能であることが確認できる。

図 16-10 は、インフレータブル展開前姿勢を基準とした場合の展開フェイズにおける姿勢角の変位である。展開中も姿勢角は、要求精度内を保っていることが確認できる。

本フェイズにおける、制御機器の消費電力を図 16-11 に示す。このデータをもとに初期フェイズにおける電力解析を行った。

16.4.3. 定常運用時のシミュレーション

4 年間のミッション期間中、姿勢を要求精度以内に制御可能であることを確認する。高高度に関しては、外乱成分は低高度に比べ微小であり制御可能である。シミュレーションとして高度 400km 付近においての結果を以下に示す。

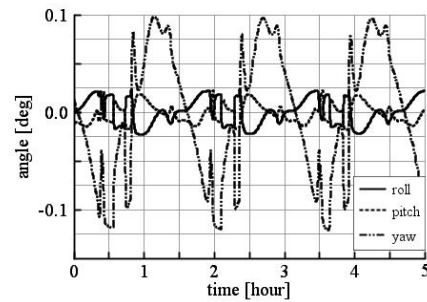


図 16-12 オイラー角表現による姿勢角の変化

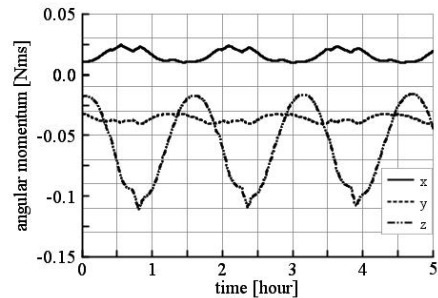


図 16-13 リアクションホイールの蓄積角運動量

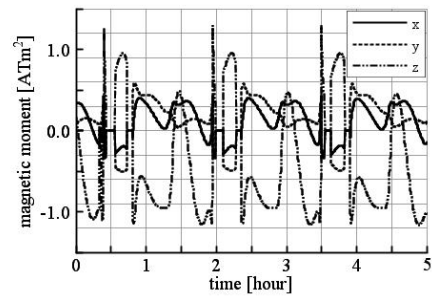


図 16-14 磁気モーメントの変化

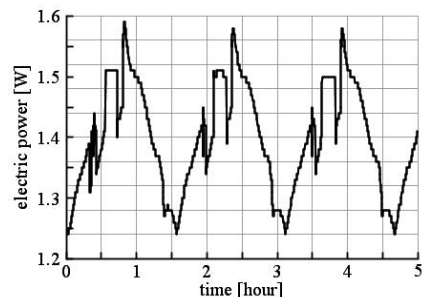


図 16-15 制御機器の消費電力の変化

図 16-12 より、衛星はミッション要求精度±5度を満たしていることが確認できる。

図 16-13、図 16-14 より、蓄積する角運動量は、周期性をもち、安定しており、搭載するリアクションホイール、磁気トルカで制御可能であることが確認できる。

本フェイズにおける、制御機器の消費電力を図 16-15 に示す。

16.4.4. 90度姿勢変更時のシミュレーション

ミッションの要求より、高度 600km、450km、400km の区間において、90度の姿勢変更を行なう。最も外乱が顕著に現れる高度 400km でのシミュレーション結果を以下に示す。シミュレーション結果を以下に示す。

ン条件は、定常運用時のパラメータを初期値と仮定し、シミュレーションを行った。

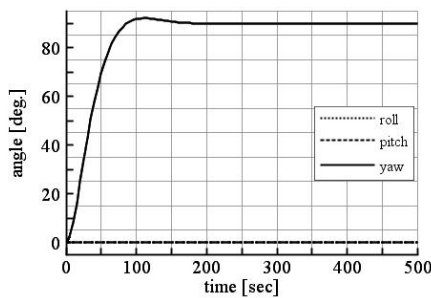


図 16-16 オイラー角表現による姿勢角の変化

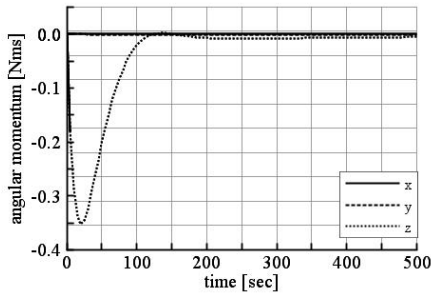


図 16-17 リアクションホイールの蓄積角運動量

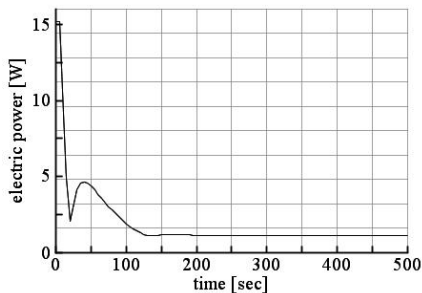


図 16-18 制御機器の消費電力の変化

図 16-16 より、90 度の姿勢変更に必要な時間は約 300sec であり、高度 400km において姿勢変更可能であることが確認できる。

図 16-17 より、蓄積角運動量はリアクションホイールの性能範囲内である。

本フェイズにおける、制御機器の消費電力を図 16-18 に示す。

シミュレーション結果から分かるように、全ての条件で所望の方向に姿勢を変更し、ミッション要求精度を保っていることが確認できる。しかし、シミュレーションでは衛星は姿勢の真値が分かっているものとして行った。姿勢決定誤差等は含まれていない。実際には、フィルタを用いてノイズを取り除いたセンサの情報より、姿勢推定を行った上で、姿勢制御を行う必要があるが、その場合でも制御は十分に可能であると考えられる。

17.電力系

17.1.電源系の設計概要

電源系フェイズとその時の搭載機器の消費電

力を表 17-1 に示す。

発電方式は、太陽光が利用できるため、太陽電池によるものとする。また、電力蓄積装置が食時とピーク電力に対応するために必要であり、バッテリーを搭載し電力蓄積を行うものとする。

次に電力制御方式について検討する。本衛星は、民生品に使用される低電圧 (3~5V) をバス電圧とする。マイコンやセンサ等は 5V 動作、インフラータブル機器等は 12V 動作となっているため、昇圧回路を用いてそれぞれの動作システムの中に定電圧回路を作る。

日照時の電圧安定について、太陽電池の発電能力は、太陽電池の温度によって変わり、また放射線による経年劣化も受ける。そこで、衛星が用いる太陽電池アレイとバッテリー容量は、衛星ミッションの寿命末期において、所要の電力が供給できるようにサイジングを行う。このため、経年劣化が進まない寿命初期では、過大電力を発生してしまい、バッテリーの加熱をもたらす、寿命を縮めてしまう。これを防ぐためにアクティブな電力制御が必要となる。よって、太陽電池アレイと並列にシャントを置き、機器やバッテリー充電に必要なない余剰電力を外に逃がす、パーシャル・シャント方式を用いる。

日陰時の電圧安定については、日陰時はバッテリーがバス電力を供給する。非安定化バスは放電制御器がない分だけ、電源の軽量化ができる。また、少しでも電源系消費電力を少なくするため、電力伝達効率を高くしたい。バッテリーは 20% の DOD で使用するため、放電中の電圧変化は少ない。よって、本衛星は非安定化バスとする。ただし、バス電源が日陰時には安定化しないため、各搭載機器側でそれに対応する。もうひとつ注意すべき点はバッテリー・ラッチアップ現象である。これに対応するため、太陽電池アレイのサイジングを大きくし、食明け直後の低温時でも所要負荷が供給可能であるようにする。

17.2.太陽電池セルの選定

実際に入手がしやすく、軽量であることから、高効率シリコンセルを採用する。シリコンセルの特徴は、軽量、機械的強度が強い、低温動作で有利、低コストである。本衛星は SHARP の High Efficiency Thin Silicon Solar Cells を使用する (表 17-2)。

表 17-2 太陽電池セルの仕様

項目	単位	値
Cell Size	cm ²	4×6
Cell Voltage	V	0.53
Fill Factor	-	0.78
Efficiency	%	16.9

表 17-1 電源系フェイズと消費電力(単位 : mW)

搭載機器	電源系フェイズ					
	定常フェイズ	通信フェイズ	初期姿勢補足フェイズ	膜展開フェイズ	姿勢90度変更フェイズ	
ミッション系	ミッションOBC	1000	1000	1000	1000	1000
	電磁バルブ	—	—	—	3000	—
	インフレーターブルチューブ硬化ユニット	—	—	—	30000	—
	圧力センサ	150	150	150	150	150
	流量センサ	—	360	360	360	—
	カメラ	504	504	504	504	504
	JPEGコーダーLSI	—	—	—	3960	—
	フラッシュメモリ	100	100	100	100	100
	FIFO	250	250	250	250	250
GPS	1350	1350	1350	1350	1350	
姿勢制御系	姿勢制御OBC	1150	1150	1150	1150	1150
	ジャイロセンサ	750	750	750	750	750
	地磁気センサ	525	525	525	525	525
	地球センサ	929.5	929.5	929.5	929.5	929.5
	検流計	0.9	0.9	0.9	0.9	0.9
	リアクションホイール & 磁気トルカ	1280	1280	8150 (3680~53600)	2700 (2000~5500)	3810 (1170~15200)
通信系	通信OBC	375	375	375	375	375
	送信機	—	500	—	—	—
	受信機	—	100	—	—	—
電源系	電源OBC	571.5	571.5	571.5	571.5	571.5
熱制御系	熱制御OBC	420	420	420	420	420
小計		9356	10316	16586	48096	11886
マージン(10%)		936	1032	1659	4810	1189
合計		10291	11347	18244	52905	13074

17.3.太陽電池アレイのサイジング

本衛星の軌道は、太陽がほぼ一定軌道面に入射する太陽同期軌道である。-y 面は、つねに一定の太陽光を受けるが、+y 面は裏側になるため全く太陽光を受けない。また、±y 面以外の他の面は軌道の周回につれ、-x, +z, +x, -z の半周期ずつ、正弦的に変化しながら太陽光に当たる。

+z 面は地球指向面であり、アンテナがあるため発電面には使わない。よって、±x 面、-y 面、-z 面を発電面とする。

アレイのサイジングは寿命末期において、発電最悪時に所要発電量がまかなえるように行う。-y 面は日照時、常に発電ができる主発電面であり、他の面に比べ効率が格段に大きい。よって、-y 面の発電効率が最悪な時が発電効率最悪日となる。図 17-1 は-y 面が1日あたりの単位面積当りにセルが太陽に当たっている割合を示した図である。これは放射線劣化も考慮している。これより軌道投入後 1104 日目が発電最悪日である。図 17-2 に発電最悪日における各面の発電効率を示す。なお、表 17-3 に太陽電池アレイのサイジングを行うにあたっての前提条件を示す。

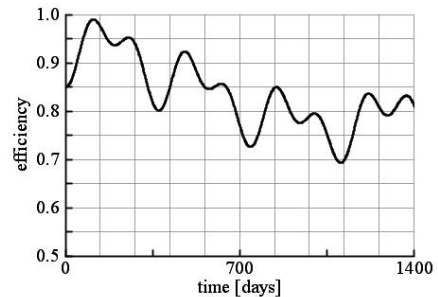


図 17-1 -Y 面の発電効率

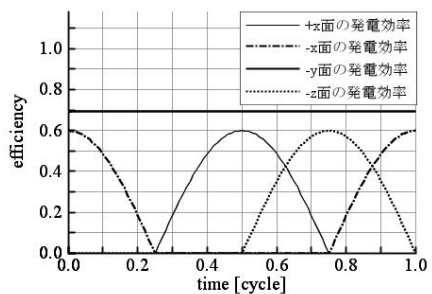


図 17-2 発電最悪日における各面の発電効率

太陽電池アレイが発電しなければならない電力 P_{sa} は、以下の式より見積もる。

$$P_{sa} = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e X_p} + \frac{P_d T_d}{X_d X_p} \right)}{T_d} = 19.69 \text{ [W]} \quad (17-1)$$

ここで、 P_e : 食時消費電力[W], P_d : 日照時電力[W], T_e : 食時間[min], T_d : 日照時間[min], X_e : バッテリから負荷までの電力伝達効率[-], X_d : 太

表 17-3 前提条件

項目	値
セル効率[%](28°Cにて)	16.9
動作温度[°C]	50
動作電圧劣化/10年	0.91
動作電流劣化/10年	0.81
温度係数[%/°C]	-0.416

陽電池アレイから負荷までの電力伝達効率[-],
 X_p : 昇圧の電力伝達効率[-]である。なお, X_e ,
 X_d の値は非安定化バスなので, $X_c = X_d = 0.90$ と
 する。表 17-4 に計算に用いた値を示す。

表 17-4 発電最悪日の 1 周期の食時間と日照時間

項目	単位	値
食事間消費電力 P_e	W	10.29
日照時電力 P_d	W	10.29
食事間 T_e	min	26.93
日照時間 T_d	min	71.32
バッテリーから負荷までの電力伝達効率 X_e	-	0.90
太陽電池アレイから負荷までの電力伝達効率 X_d	-	0.90
昇圧の電力伝達効率 X_p	-	0.80

温度の影響はシリコン太陽電池の場合, 1°C 上がると効率は 0.416% 劣化する。ここでは, アレイの温度を 50°C とし, 寿命を 4 年, 寿命末期における発電最悪日を 1104 日目としてサイジングを行う。機体座標系における太陽の方向余弦をそれぞれ L, M, N とし各面が発電する電力を求める。ここで, L, N は正弦的に変化するので最大値をそれぞれ L_{\max}, N_{\max} と表す。-y 面が発生する電力 P_{-Y} は以下ようになる。

$$P_{-Y} = e_r e_T Q \eta (-M) S_{-Y} = 143.6 \cdot S_{-Y} \quad [W] \quad (17-2)$$

ここで, e_r : 1104 日目の放射線劣化率[-], e_T : 温度による性能劣化率[-], Q : 太陽光強度 $[W/m^2]$, η : セル効率[-], S_{-Y} : -y 面のセル面積 $[m^2]$ である。表 17-5 に計算に用いた値を示す。

表 17-5 発電最悪日の劣化率と諸元

1104日目の放射線劣化率 e_r	0.917
温度による性能劣化率 e_T	0.908
太陽光強度 $Q[W/m^2]$	1350
セル効率 η	0.169
太陽方向余弦のx方向の最大値 L_{\max}	-0.654
太陽方向余弦のy方向の値 M	-0.756
太陽方向余弦のz方向の最大値 N_{\max}	-0.654

衛星公転周期を T とすると, 電力 P_{-Z} は以下のようなになる。

$$\begin{aligned} & \text{【} 0 < t < T/2 \text{】} \\ P_{-Z} &= 0 \quad [W] \end{aligned} \quad (17-3)$$

$$\text{【} T/2 \leq t \leq T \text{】}$$

$$\begin{aligned} P_{-Z} &= e_r e_T Q \eta (-N) S_{-Z} \\ &= \left| e_r e_T Q \eta (-N_{\max}) \cos\left(\frac{2\pi}{T}t\right) S_{-Z} \right| \quad (17-4) \\ &= \left| 124.2 \cos\left(\frac{2\pi}{T}t\right) S_{-Z} \right| \quad [W] \end{aligned}$$

+x 面と -x 面が発生する電力 P_X と P_{-X} は互いに半周期遅れ, -z 面が発生する電力 P_{-Z} と $1/4$ 周期ずれて発生する。

本衛星は膜を広げているので, 膜による影を考慮しなければならない。-y 面と -z 面は膜の影ができる $0 < t < T/4$, $3T/4 < t < T$ の時, 発電しないものとする。よって, -y 面の平均電力は $1/2 P_{-Y}$ となり, -z 面と $\pm x$ 面の発電量の平均電力 P_{av} は以下のようなになる。

$$\begin{aligned} P_{av} &= 124.2 \times \frac{1}{T} \left(\int_{T/2}^{3T/4} \sin\left(\frac{2\pi}{T}t\right) S_{-Z} dt \right) \\ &+ 124.2 \times \frac{2}{T} \left(\int_0^{T/4} \cos\left(\frac{2\pi}{T}t\right) S_{-X} dt \right) \quad (17-5) \\ &+ 124.2 \times \frac{2}{T} \left(\int_{T/4}^{T/2} \cos\left(\frac{2\pi}{T}t\right) S_X dt \right) \\ &= 124.2 \times \frac{1}{2\pi} (S_{-Z} + 2S_{-X} + 2S_X) \quad [W] \end{aligned}$$

-x 面はパドルが展開し, 内部からインフレーターブルチューブが出てくる機構であり, 展開したパドルにセルを多く貼ることが可能である。

本衛星は, セル 1 枚の寸法が $4\text{cm} \times 6\text{cm}$ であり, +x 面に 26 枚, -x 面に 122 枚, -y 面に 38 枚, -z 面に 38 枚敷きつめる。よって, $S_X = 0.0624 \text{ m}^2$, $S_{-X} = 0.288 \text{ m}^2$, $S_{-Y} = S_{-Z} = 0.0912 \text{ m}^2$ となる。平均発生電力 P_s は

$$P_s = \frac{1}{2} P_{-Y} + P_{av} = 22.20 > 19.69 \quad [W] \quad (17-6)$$

したがって, 電力要求を満足する。

また, 90° 姿勢変更時は機体座標系の Z 軸回りに姿勢を変更する。このとき

$$P_s = \frac{1}{2} P_{-Y} + P_{av} = 26.09 > 19.69 \quad [W] \quad (17-7)$$

となり, 姿勢変更後も十分に電力要求を満足する。

次に, セルの直列数と並列数を求める。アレイ電圧はバッテリーが充電できるようにするため, バッテリー電圧より高くなければならない。セルの電圧が 0.53V , バッテリーの最大電圧が 4.2V であるので, セル直列数 N_{cs} は

$$N_{cs} = \frac{4.2}{0.53} = 7.925 \rightarrow 8 \quad (17-8)$$

セル並列数 N_{cp} は, 全セル枚数を N_c とし

$$N_{cp} = \frac{N_c}{N_{cs}} = \frac{224}{8} = 28 \quad (17-9)$$

となる。表 17-6 に計算結果を示す。

表 17-6 計算結果

項目	単位	値
必要電力	W	19.69
平均発生電力	W	22.20
90度姿勢変更時の平均発生電力	W	26.09
セル直列数	枚	8
セル並列数	枚	28

17.4. バッテリーの選定

リチウムイオン二次電池は、電力密度が高く、小型・軽量ながら大きな容量が得られる。また、メモリ効果もない。よって、リチウムイオン二次電池を使用する。本衛星は松下電池工業株式会社のリチウムイオン二次電池パック CGA-E/111 を使用する。表 17-7 にリチウムイオン二次電池の仕様を示す。

表 17-7 リチウムイオン二次電池の仕様

項目	単位	値
公称電圧	V	3.6
最大電圧	V	4.2
公称容量	mAh	1950
寸法	厚さ	mm 11.0+0.3/-0.3
	高さ	mm 53.0+0.3/-0.3
	幅	mm 35.2+0.3/-0.3
質量	g	44.00

17.5. バッテリーのサイジング

バッテリー容量は次式により見積もる。

$$C_t = \frac{P_e T_e}{C_d N_{bp} V_d X_e X_p} \quad [\text{Ah}] \quad (17-10)$$

ここで、 C_t : バッテリー容量[Ah]、 P_e : 平均食時供給電力[W]、 T_e : 最大食時間[h]、 C_d : 許容バッテリー DOD (放電深度) [-]、 N_{bp} : バッテリー並列数 [個]、 V_d : バッテリー平均放電電圧 (バス電圧) [V]、 X_e : バッテリーから負荷への電力伝達効率[-]、 X_p : 昇圧の電力伝達効率[-]である。表 17-8 に計算に用いた値を示す。

バス電圧は 3~5V の非安定化バスであり、リチウムイオン電池の公称電圧は 3.6V、最大電圧は 4.2V である。よって、直列数を 1 とする。

1 日 15 回の食があるので年間 5475 回の放充電に耐えなければならない。ミッション期間が 4 年なので、21900 回の食に耐えるようにする必要がある。これは、宇宙用リチウムイオン電池の充放電試験結果などから、DOD(放電深度)を 20%程度にすることで達成できると考える。しかし、今回使用するものは民生品であるので、余裕を持って DOD を 6% とする。

よって、式(17-10)より $1.95 = 29.71/N_{bp}$ となり、 $N_{bp} = 15.24$ となる。したがって、1 直列のバッテリーを 16 台並列接続することにより構成する。

表 17-8 発電最悪日の食時の諸元

項目	単位	値
バッテリー容量 C_t	Ah	1.95
食事消費電力 P_e	W	12.46
食事間 T_e	h	0.449
許容バッテリー DOD(放電深度) C_d	-	0.06
バッテリー平均放電電圧 V_d	V	3.6
バッテリーから負荷への電力伝達効率 X_e	-	0.90
昇圧の電力伝達効率 X_p	-	0.80

17.6. 電力解析

初期姿勢補足、膜の展開を行う電源系初期フェイズおよび、運用期間中における発電効率最悪時のシミュレーションを行う。

17.6.1. 初期フェイズの電力解析

太陽電池アレイ、バッテリーのサイジングにおいて、寿命末期に所要電力がまかなえるようにサイジングをした。このサイジング結果が消費電力のピーク時である電源系初期フェイズにおいて電力要求を満たしているかを解析する。シミュレーション結果を図 17-3~図 17-5 に示す。なお、初期姿勢補足時、姿勢変更時は不安定であるため、最悪時を考え、太陽電池による発電が全く期待できないものと仮定する。

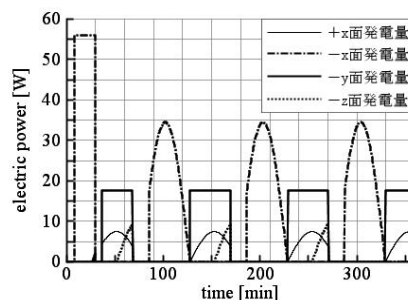


図 17-3 初期フェイズの発電電力

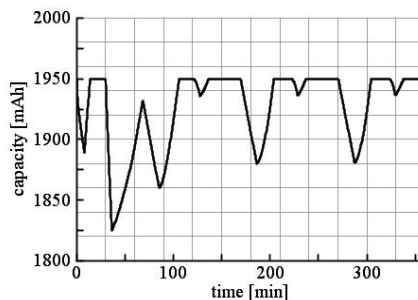


図 17-4 初期フェイズの電池残量

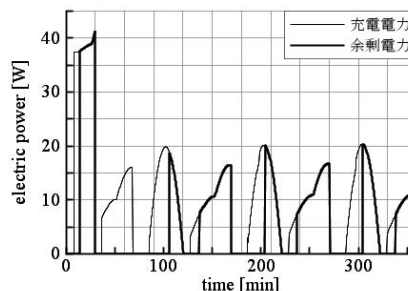


図 17-5 初期フェイズの余剰電力

初期姿勢補足，膜の展開時は消費電力が大きい
が時間が短いため，十分に電力要求を満たしている。
電力ピーク時でも，安定した電力供給ができる
ことから，通信時や姿勢変更時も電力要求を満た
すことが分かる。

17.6.2.発電効率最悪時の電力解析

寿命末期における発電最悪日は軌道投入から
1104日後である。シミュレーション結果を図17-6
～図17-8に示す。

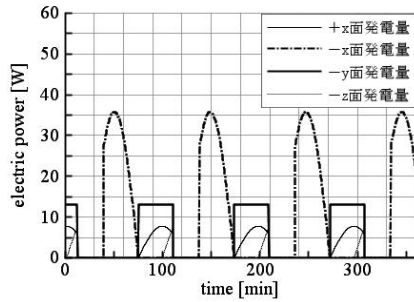


図 17-6 発電最悪日の発電電力

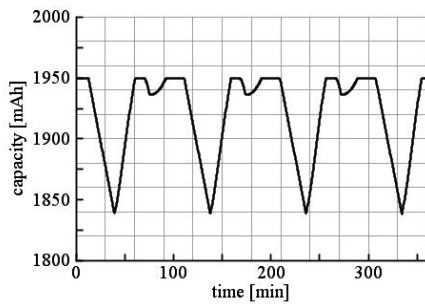


図 17-7 発電最悪日の電池残量

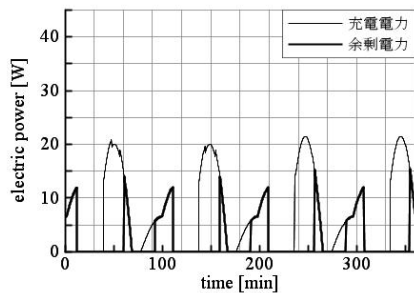


図 17-8 発電最悪日の余剰電力

以上より，発電効率最悪時に電力要求を満たす
ことから，全運用期間中において電力要求を満た
す。

18.熱解析

18.1.熱解析方法

図 18-1 に熱解析モデルの要素配置図，また表
18-1 に各要素の表面加工，放射・吸収率，熱容量
を示す。

この熱解析モデルに対し，式(18-1)に示す熱平
衡方程式をルンゲクッタ法を用いて解くことで
温度解析を行った。

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = \sum_{j=1}^n C_{ij}(T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij}\sigma(T_i^4 - T_j^4) + Q_i + Q_{ei} + Q_{Si} + Q_{ai} \quad (18-1)$$

ここで， 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 間の伝導熱伝達係数
[W/K]， σ ：ステファンボルツマン定数(5.669×10^{-8} W/m²/K⁴)， R_{ij} ：節点 i の j に対する放射係数
[m²]， Q_i ：節点 i の内部機器・ヒータの発熱[W/m]，
 Q_{ei} ：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
わるアルベト[W/m]である。

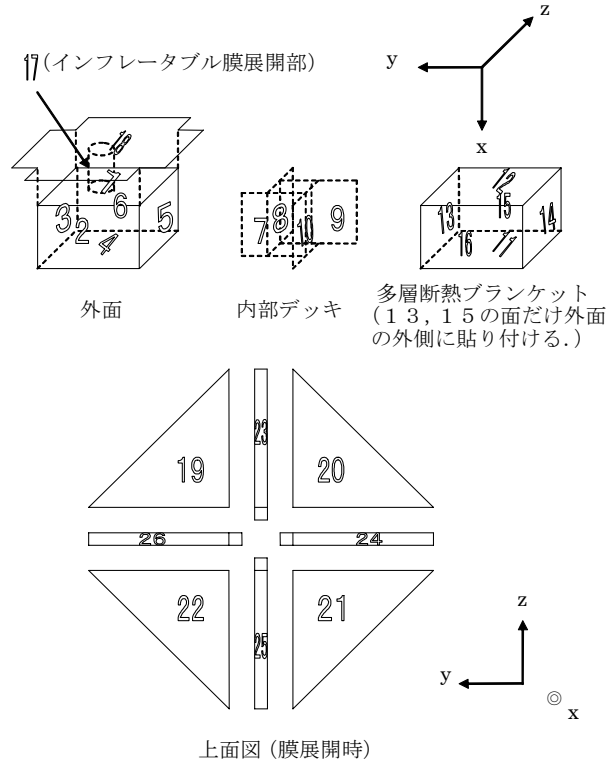


図 18-1 熱解析モデルの要素配置図

18.2.放熱面について

放熱面の赤外放射率を $\varepsilon = 0.8$ とするとき最大
放熱能力は 1m² あたり (ただし設計予測温度範囲
を 0~40°Cとしている)，

$$Q_R = \varepsilon\sigma T^4 = 0.8 \times 5.67 \times 10^{-8} \times 313^4 = 435[\text{W}] \quad (18-2)$$

ここで，衛星の機器発熱量を 16W とすると，そ
れを放熱するのに必要な面積は約 0.03m² 程度と
なる。インターフェイス部が放熱面としても機能
することから，特別に放熱面は設置しないことと
する。

18.3.各要素の表面仕上げについて

衛星内部の表面ペイントは，温度の偏りを少な
くするため，また反射を少なくし熱解析の信頼度
を上げるため，断熱材の面を除いて全て黒色ペ
イントとした。

18.4.機器の許容温度範囲・発熱量について

表 18-2 に搭載する主要部品の許容温度範囲, 表 18-3 に主な搭載機器の発熱量を示す。

18.5.多層断熱ブランケットについて

太陽電池パネルが搭載される面は, $\pm x$ 面, $-y$ 面, $-z$ 面である。太陽電池パネルは太陽光が直射するとき, 食に入ったときの温度差が 100°C を超えるといわれている。そこで, 多層断熱ブランケットによって太陽電池パネルを衛星内部から断熱する。また, 宇宙への放射により衛星が過度に冷えることを防止するため, 太陽電池パネルが貼付されていない面の外面には多層断熱ブランケットを取り付けた。多層断熱ブランケットの設置位置を図 18-2 に示す。また, 多層断熱ブランケットは宇部興産製の実効放射率 0.02 のものを使用する。

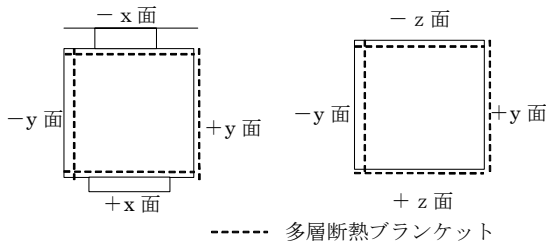


図 18-2 多層断熱ブランケット設置位置



図 18-3 多層断熱ブランケット (宇部興産製)

18.6.接触熱伝導による熱伝達係数について

接触熱伝導とは, 固体の接触面での熱伝導である。節点 i と節点 j の固体接触面の伝導熱伝達係数は式(18-3)で表される。

$$C_{ij} = hA \quad (18-3)$$

ここで, h : 接触熱伝導率 [$\text{W}/\text{m}^2\text{K}$], A : 接触面積 [m^2] である。

一般に, 真空中で測定された締結部における接触熱伝導率は, $50\sim 800\text{W}/\text{m}^2\text{K}$ の範囲になる。アルミ同士の接触は $h=200\text{W}/\text{m}^2\text{K}$, アルミ・断熱材の接触は $h=50\text{W}/\text{m}^2\text{K}$ として計算した。

18.7.太陽光入射について

太陽放射エネルギー E_s は, $E_s = 1354[\text{W}/\text{m}^2]$ とする。衛星表面への入射エネルギーは次のようになる。

$$Q_s = \alpha_s E_s A \cos \theta \quad (18-4)$$

ここで, Q_s : 太陽光入射エネルギー [W], α_s : 太陽光吸収率 [-], A : 衛星表面積 [m^2], θ : 太陽光と面の法線のなす角 [deg] である。

18.8.地球赤外放射について

地球赤外放射のエネルギー E_e は $E_e = 230[\text{W}/\text{m}^2]$ とする。衛星の表面に入射する地球赤外放射は次のように計算した。

$$Q_e = \alpha_s E_e F_e A \quad (18-5)$$

ここで, Q_e : 地球赤外放射エネルギー [W], α_s : 太陽光吸収率 [-], A : 衛星表面積 [m^2] である。

地球赤外放射に関する地球と衛星の形態係数 F_e は, 衛星と地球をそれぞれ球と仮定した場合に式(18-6)のようになる。

$$F_e = \frac{1}{2} \left\{ 1 - \sqrt{1 - R^2 / (R + H)^2} \right\} \quad (18-6)$$

ここで, R : 地球半径 [km], H : 軌道高度 [km] である。

18.9.アルベドについて

太陽光が地球の大気や地表面から反射し, 衛星の表面積 A に入射するアルベド Q_a は次のようになる。

$$Q_a = \alpha_s F_a a E_s A_a \quad (18-7)$$

ここで, Q_a : アルベドによる入射エネルギー [W], α_s : 太陽光吸収率 [-], F_a : アルベドに関する地球と衛星表面との形態係数 [-] ($F_a = F_e$ とした), a : アルベド係数 (0.32 とする), E_s : 太陽放射エネルギー [W/m^2] である。

ただし, アルベドは衛星の位置が地球上で昼の場合のみ入射する

18.10.温度解析結果について

今回, 初期温度を 25°C として解析を行なった。図 18-4 にパネル部 (要素 1~6), 機器搭載部 (要素 7~10), 断熱ブランケット (要素 1~6), インフレーターブル膜展開部・収納部カバー (要素 17, 18), インフレーターブルチューブ (要素 23~26) および膜 (要素 19~22) の約 4 年間分の各温度変化を示す。また, 表 18-4 に各要素の最大・最低温度を示す。

図 18-4 からわかるように, 地球センサ搭載部 (要素 6) および機器搭載部 (要素 7~10) の温度は $-10\sim 40^{\circ}\text{C}$ の範囲内にあることがわかる。また, 最も温度範囲の厳しいバッテリーの含まれている要素 7 は最低温度から最高温度が $0.6\sim 35.1^{\circ}\text{C}$ となり, バッテリーの許容温度範囲 $0\sim 45^{\circ}\text{C}$ に収まっていることがわかる。ただし, インフレーターブル膜の部分は短期間での温度変化が激しいが, 低温・高温共に長期間には渡らないので, ポリイミドの許容範囲内に収まっている。

表 18-1 各要素の表面加工, 放射・吸収率

要素番号	要素	表面加工	放射率	吸収率	熱容量[W・s/K]		要素番号	要素	表面加工	放射率	吸収率	熱容量[W・s/K]			
					要素	内部機器						要素	内部機器		
1	-xパネル	外面	黒色ペイント	0.87	-	415.00	-	13	+yパネル(外面断熱ブランケット)	外面	断熱材	0.02	0.34	62.00	-
		内面	-	-	-					内面	-	-	-		
2	-zパネル	外面	太陽電池セル	0.82	0.72	415.00	-	14	-yパネル(内面断熱ブランケット)	外面	-	-	-	62.00	-
		内面	-	-	-					内面	断熱材	0.02	-		
3	+yパネル	外面	-	-	-	415.00	-	15	+zパネル(外面断熱ブランケット)	外面	断熱材	0.02	0.34	62.00	-
		内面	黒色ペイント	0.87	-					内面	-	-	-		
4	+xパネル	外面	太陽電池セル	0.82	0.72	415.00	-	16	-zパネル(内面断熱ブランケット)	外面	-	-	-	62.00	-
		内面	黒色ペイント	0.87	-					内面	断熱材	0.02	-		
5	-yパネル	外面	太陽電池セル	0.82	0.72	415.00	-	17	インフレーターブル膜展開部	外面	黒色ペイント	0.87	-	110.00	-
		内面	-	-	-					内面	黒色ペイント	0.87	-		
6	+zパネル	外面	-	-	-	415.00	2498.00	18	インフレーターブル膜収納部カバー	外面	太陽電池セル	0.82	0.72	415.00	-
		内面	黒色ペイント	0.87	0.14					内面	黒色ペイント	0.87	-		
7	Aデッキ	外面	黒色ペイント	0.87	-	300.00	33374.00	19	膜A	-	-	0.65	0.35	433.55	-
		内面	黒色ペイント	0.87	-					-	-	-	-		
8	Bデッキ	外面	黒色ペイント	0.87	-	300.00	27134.00	20	膜B	-	-	0.65	0.35	433.55	-
		内面	黒色ペイント	0.87	-					-	-	-	-		
9	Cデッキ	外面	黒色ペイント	0.87	-	300.00	17500.00	21	膜C	-	-	0.65	0.35	433.55	-
		内面	黒色ペイント	0.87	-					-	-	-	-		
10	Dデッキ	外面	黒色ペイント	0.87	-	300.00	11130.00	22	膜D	-	-	0.65	0.35	433.55	-
		内面	黒色ペイント	0.87	-					-	-	-	-		
11	+xパネル(内面断熱ブランケット)	外面	-	-	-	62.00	-	23	インフレーターブルチューブA	-	-	0.65	0.35	140.74	-
		内面	断熱材	0.02	0.34					-	-	-	-		
12	-xパネル(内面断熱ブランケット)	外面	-	-	-	62.00	-	24	インフレーターブルチューブB	-	-	0.65	0.35	140.74	-
		内面	断熱材	0.02	-					-	-	-	-		
13	+yパネル(外面断熱ブランケット)	外面	断熱材	0.02	0.34	62.00	-	25	インフレーターブルチューブC	-	-	0.65	0.35	140.74	-
		内面	-	-	-					-	-	-	-		
14	-yパネル(内面断熱ブランケット)	外面	-	-	-	62.00	-	26	インフレーターブルチューブD	-	-	0.65	0.35	140.74	-
		内面	断熱材	0.02	-					-	-	-	-		

表 18-2 搭載する主要部品の許容温度範囲

種類	型番	温度範囲[°C]	
		低温	高温
PIC	PIC16F877	-40	85
H8	H8 3048	-20	75
SH2	SH 7045	-20	75
SH2	SH 7047	-20	75
センサ	MAX4372	-40	85
カメラ	TMV1320	-20	60
フラッシュメモリ	M29F032D	-40	85
FIFO	MSM518222A	0	70
バルブ	USB2	-20	50
センサ	FSM-V1	0	50
シフトレジスタ	SN74HC595	-40	85
リレー	ATK109	-40	85
パワーポンプ	LT1370	0	70
パワーポンプ	LT1370	0	70
ジャイロ	CRS03-02	-40	85
ReactionWheel	SUN-STAR-BIE	-20	55
磁気トルカ	自作	-10	60
地球センサ	DuaLArraySingleHead	-30	55
検流計	MAX4372FESA+T	-40	85
地磁気センサ	HMR2300	-40	85
GPS	INDEX搭載品	-30	70
バッテリー	CGA-E/111	0	45

表 18-3 主な搭載機器発熱量

搭載機器		通常時 [mW]
ミッション系	ミッションOBC(要素10)	1000
	GPS(要素7)	1350
姿勢制御系	姿勢制御OBC(要素10)	1150
	ジャイロセンサ(要素8)	750
	地磁気センサ(要素8)	525
	地球センサ(要素6)	929.5
	リアクションホイール(要素8)	2880
	磁気トルカ(要素7、8、10)	375
通信系	通信OBC(要素10)	375
電源系	電源OBC(要素7)	571.5
熱制御系	熱制御OBC(要素7)	420

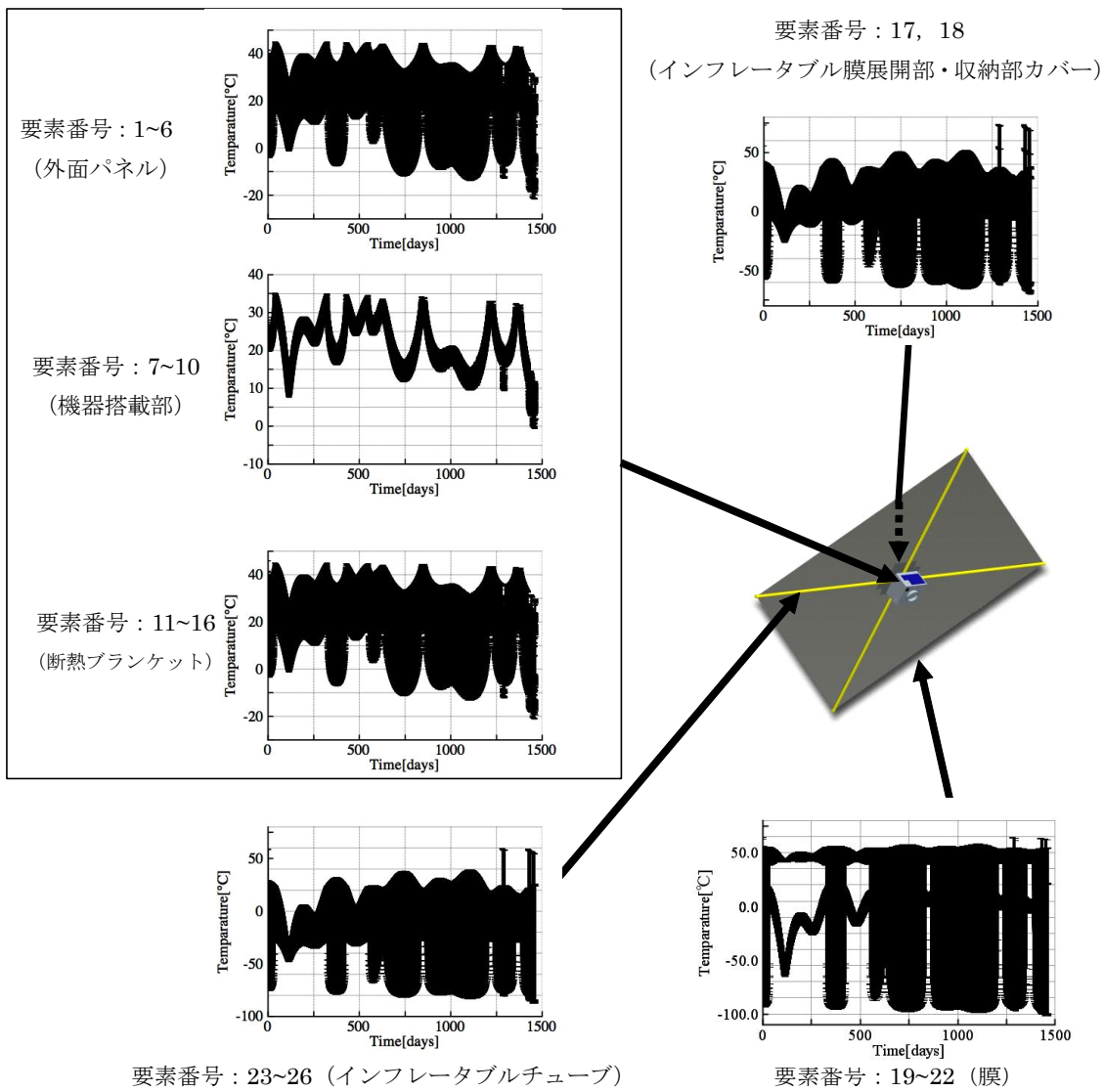


図 18-4 各要素の温度解析結果 (ただし、図の線は温度範囲であり、要素数の数だけ線が描かれている)

表 18-4 各要素の最大・最低温度

要素番号	最大温度 [°C]	最低温度 [°C]	要素番号	最大温度 [°C]	最低温度 [°C]
要素1(-xパネル)	34.2	-21.6	要素14(-yパネル内面断熱ブランケット)	45.0	-18.4
要素2(-zパネル)	35.6	-18.9	要素15(+zパネル外面断熱ブランケット)	46.0	-9.6
要素3(+yパネル)	34.7	-10.9	要素16(-zパネル内面断熱ブランケット)	35.6	-18.8
要素4(+xパネル)	40.5	-9.0	要素17(インフレータブル膜展開部)	55.7	-63.3
要素5(-yパネル)	45.0	-18.4	要素18(インフレータブル膜収納部カバー)	73.9	-69.8
要素6(+zパネル)	37.1	-9.5	要素19(膜A)	59.3	-87.7
要素7(Aデッキ)	35.1	0.6	要素20(膜B)	59.3	-87.7
要素8(Bデッキ)	34.0	-0.3	要素21(膜C)	59.3	-87.7
要素9(Cデッキ)	34.9	-0.6	要素22(膜D)	59.3	-87.7
要素10(Dデッキ)	33.0	1.3	要素23(インフレータブルチューブA)	64.1	-101.2
要素11(+xパネル内面断熱ブランケット)	40.2	-8.7	要素24(インフレータブルチューブB)	64.1	-101.2
要素12(-xパネル内面断熱ブランケット)	33.9	-21.1	要素25(インフレータブルチューブC)	64.1	-101.2
要素13(+yパネル外面断熱ブランケット)	34.3	-11.1	要素26(インフレータブルチューブD)	64.1	-101.2

19. まとめ

以上、本衛星 PRIMROSE のミッション提案、および、設計解析書を記してきた。

現在、日本大学では私たち初めての超小型人工衛星「SEEDS」(種の意)の開発を終了し、打上げを待っている。更に、2機目の人工衛星「SPROUT」(芽の意)の開発を行なっている最中である。今回、衛星設計コンテスト出展作品を設計するにあたり、「私たちが蒔いた種は、やがて芽を出し、その後、どのような花が咲くんだろう」と思い、PRIMROSE (サクラソウ)として花開く道考えた。

第3部 総括

サクラソウは、春になると白、紅、紫、黄などの美しい五弁花として花咲く。私たちはサクラソウを衛星開発の今後花開くイメージと輝かしい未来のイメージに重ね合わせた。

いつか、私たちの手で実際にこの PRIMROSE を開発し、打ち上げる日が来る事を心から願う。

20. 参考文献

- [1]茂原正道, 鳥山芳夫共編「衛星設計入門」, 2002
- [2]中須賀真一, 松永三郎, 狼嘉彰, 冨田信之共著「宇宙ステーション入門」, 2002
- [3]茂原正道著「宇宙システム概論」, 1995
- [4]茂原正道著「宇宙工学入門」, 1994
- [5]大島耕一, 松下正, 小林康德, 根岸完二, 小木根建共著「熱設計ハンドブック」, 1992
- [6]田中俊輔著「再突入宇宙機の軌道と誘導」, 2005
- [7]Oliver Montenbruck, Eberhard Gill 共著「Satellite Orbits」, 2000
- [8]Marcel J. Sidi 著「Spacecraft Dynamics & Control」, 1997
- [9]J.L.メリアム著「工業力学 I・II」, 1982

